

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR



Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría
de Estructuras

Fatiga mecánica de bajo número de ciclos
de carga en laminados de material
compuesto carbono/epoxi

Ingeniería Industrial

Proyecto fin de carrera

Autor: Vicente Padrón Vidal

Tutor: Sonia Sánchez Sáez
José María Pintado Sanjuanbenito

Agradezco la ayuda proporcionada por el departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras en la figura de Sonia Sánchez Sáez, cotutora del proyecto, y a José María Pintado, tutor de este proyecto, quien, aún estando fuera de la Universidad, ha dedicado parte de su tiempo para apoyarme en la finalización de este proyecto.

También quiero destacar a todas las personas que me rodean, familia y amigos, sin los cuales no habría sido posible llegar hasta la finalización del mismo. En especial quisiera dar las gracias a mis padres por tantos años de apoyo incondicional, a mis hermanos, a mi hija María y a mi vida Helena. Sin su apoyo este trabajo nunca se habría escrito y, por eso, este trabajo es también el suyo.

Para terminar, espero que desde donde estés me observes con orgullo. Gracias por todo, por ser referencia, el ingeniero industrial que quisiera llegar a ser, por tu amor y apoyo incondicional. Gracias Yayo Jorge.

ÍNDICE

1.- Introducción	5
1.1.- Motivación	6
1.2.- Objetivos.....	10
1.3.- Estructura.	10
2.- Antecedentes.....	36
2.1.- Materiales Compuestos.	37
2.1.1.- Introducción.	37
2.1.2.- Estructura de un material compuesto.....	38
2.1.3.- Clasificación.....	39
2.1.4.- Ventajas e inconvenientes en la utilización de los materiales compuestos.....	50
2.1.5.- Aplicaciones de los materiales compuestos.....	52
2.2.- Mecanismos de fallo.	57
2.2.1.- Introducción.	57
2.2.2.- Fenómeno de fallo.	57
2.2.3.- Fallo interlaminar.....	59
2.2.4.- Modos de fractura.	60
2.3.- Concepto de fatiga.....	62
2.3.1.- Inicio y propagación de la grieta por fatiga.....	63
2.3.2.- Velocidad de propagación.....	65
2.3.3.- La Curva Tensión S – N, o curva de Whöler.....	66
2.3.4.- Tipos de daño de un material compuesto y factores que lo afectan.	70
2.3.5.- Fatiga oligocíclica (bajo número de ciclos).	76
3.-Procedimiento experimental	36
3.1.- Métodos y justificación de ensayo.	37
3.1.1.- Introducción.	37
3.1.2.- Ensayos en Modo I.	37
3.1.3.- Ensayos en Modo II.	38
3.1.4.- Ensayos en Modo III.	39
3.1.5.- Ensayos en Modo mixto I + II.....	39
3.1.6.- Métodos de ensayo para modo II.....	40
3.1.7.- Elección del método de ensayo	44
3.2.- Material y equipos para la realización de los ensayos.....	46
3.2.1.- Material utilizado:	46
3.2.2.- Fabricación de las probetas.	48
3.2.3.- Maquinaria utilizada en los ensayos.	51
3.3.- Calibraciones de la máquina de ensayos.	54
3.3.1.- Verificación de la célula de carga.....	54
3.3.2.- Verificación del desplazamiento del actuador.	55
3.3.3.- Verificación de la flexibilidad de la máquina.....	56
4.- Resultados y análisis.....	36
4.1.- Introducción.	37
4.2.- Ensayo estático.	37
4.3.- Ensayo de calibración de flexibilidad.....	49
4.4.- Ensayo de fatiga oligocíclica.	51
4.5.- Anomalías en los ensayos.....	65
5.- Análisis fractográfico.....	113

5.1.- Introducción.....	114
5.2.- Análisis macrofractográfico.....	117
5.2.1.- Ensayo estático.....	120
5.2.2.- Ensayo de calibración de flexibilidad y de fatiga oligocíclica.	125
5.2.3.- Anomalías en los ensayos.....	128
5.3.- Análisis microfractográfico.....	129
6.- Conclusiones y trabajos futuros	141
6.1.- Conclusiones.....	142
6.2.- Trabajos futuros.....	143
6.2.1.- Influencia de las condiciones medioambientales.....	143
6.2.2.- Influencia de la secuencia de apilamiento.....	144
6.2.3.- Influencia del tipo de matriz.....	144
6.2.4.- Influencia del tipo de fibra.....	144
6.2.5.- Influencia del fondo de grieta delaminadora.....	144
Bibliografía.....	145
Anexos	148
Anexo I: Dimensiones de las probetas (mm).....	146
Anexo II: Longitudes de grieta.....	147
Anexo III: Hoja de resultados.....	148
Anexo IV: Anomalías en los ensayos	265
Anexo V: Comparación tasa de liberación de energía “G”	282
Anexo VI: Comparación a fatiga	285
Anexo VII: Calibraciones.....	288
Anexo VIII: Micrografías.....	289

1.- Introducción

1.1.- Motivación

Hasta hace no mucho tiempo, en la industria (automóvil, naval, aeronáutica, construcción, etc.) se había usado, para la fabricación de las estructuras básicas necesarias en cada uno de esos campos, la madera, el acero, metales ligeros y sus aleaciones, otros materiales convencionales y mezclas de estos materiales.

Aunque estos materiales siguen siendo necesarios, por motivos económicos (aunque este aspecto es relativo porque, como se expondrá más adelante, hay muchos factores que encarecen seriamente el uso de materiales compuestos), de peso y de escasez, están siendo parcial o totalmente sustituidos por los llamados materiales compuestos de altas prestaciones. Este tipo de materiales se definen básicamente como la unión de dos o más componentes para conseguir mejorar, incluso cambiar, las propiedades de los componentes originales individuales.

El presente trabajo trata, como se verá, de una familia de materiales compuestos especial entre aquellos que constan de un material de refuerzo, en forma de *fibras* de vidrio, carbono, cerámicas, orgánicas, de carburo de silicio, etc., insertadas de una manera regular en una *matriz* polimérica, metálica, cerámica o de otros tipos, que actúa como pegamento o sostén y engarce de las fibras. El resultado, en la mayor parte de los casos, es un apilamiento de láminas en las que las fibras están orientadas de forma conveniente para resistir diferentes tipos de tensiones e impactos.

Un problema de este tipo de materiales compuestos, es el de sus fallos, problema que, por lo demás, ha existido siempre en materiales no compuestos convencionales y en otros materiales compuestos actuales.

En general, los materiales compuestos de los que genéricamente tratamos, están constituidos por una matriz polimérica, metálica o cerámica a la que se le añade un refuerzo en forma de fibras o partículas (“whiskers”, monocristales), en una fracción en volumen habitualmente elevada. Según el

tipo de matriz, el tipo de refuerzo y la arquitectura del refuerzo, queda clasificado el compuesto.

Los materiales compuestos laminados, como el estudiado en este proyecto, epoxi carbono, proporcionan por unidad de densidad, resistencia, rigidez y resistencia ante fatiga con frecuencia superiores a las de las aleaciones metálicas.

Es imprescindible tener en cuenta que el apilado y orientación de las fibras debe ser la adecuada para cada caso. Este apilado y orientación pueden tener más importancia incluso que las características físicas de las fibras y la matriz y es quien va a dar las propiedades finales al laminado.

Existen ventajas e inconvenientes en la utilización de los materiales compuestos. Entre las ventajas se encuentran la resistencia, rigidez, baja densidad (bajo peso), flexibilidad, estabilidad dimensional, buena conductividad térmica y eléctrica, alta resistencia dieléctrica, capacidad de consolidación de partes, resistencia a la corrosión y variedad de acabados.

Algunos de los inconvenientes son la desgasificación en vacío, irregular conductividad eléctrica y térmica, sensibilidad a efectos medioambientales (humedad, temperatura, radiación), necesidad de métodos normalizados de reparación de cada material compuesto (igual que lo que ocurre para aleaciones metálicas), baja resistencia a impacto de las fibras de carbono o baja resistencia a la delaminación (ver más abajo el significado de “delaminación”) de los laminados de matriz polimérica, lo que obliga a utilizar coeficientes de seguridad elevados, con lo que hay aumentos de peso.

El uso de materiales convencionales tiene un coste económico muy alto, y, a pesar de que en algunos aspectos el uso de los materiales compuestos no parece ser tan oneroso, ya se adelanta que en muchos casos sí que lo es. Los motivos son, entre otros, que el coste de la materia prima es elevado. Así como el coste de la etapa de diseño, tanto por la dificultad del mismo, como por la dificultad de los ensayos y la compleja documentación sobre control y fallos. A lo que hay que añadir personal altamente cualificado. De todos modos, con una

adecuada coordinación y automatización pueden lograrse reducciones del coste importantes.

El fallo fundamental en los materiales compuestos sometidos a fatiga de los que se ocupa este trabajo, es la producción de grietas, de las cuales se consideran tres tipos: las translaminares, las intralaminares y las interlaminares. Por supuesto, no tiene porqué darse el fallo a fatiga sólo con uno de los tipos de producción de grietas, por ejemplo interlaminar. También puede haber grietas debido a la combinación de dos o incluso de las tres formas de producirse la grieta.

La producción de grietas y su correspondiente estudio y tratamiento corresponden a tres modos de fractura, I, II y III, así como una combinación de ellos, más adelante serán detallados.

La estimación de vida en servicio de componentes estructurales sometidos a cargas cíclicas (a fatiga) es una de las más importantes facetas del diseño de una pieza. Aunque parece que con la vida a fatiga se estudia todo el abanico posible de rotura de materiales en su vida en servicio, hay un grupo de piezas que trabajan a bajo número de ciclos, y, ello no implica que no se vayan a romper antes del final de su vida en servicio.

Hay materiales que no van a agotar toda una vida en servicio antes de romper por diferentes razones, tales como, fallos en la fabricación, material defectuoso, agentes externos que cambien las condiciones de trabajo,... Y ahí es donde aparecen fisuras, inicios de grieta, que conlleva una disminución en la vida de esos materiales.

Por ejemplo, la vida a fatiga es muy importante en la industria aeroespacial. El caso de las piezas realizadas con materiales compuestos tiene asociada una serie de problemas que todavía están lejos de poderse solucionar frente a fatiga, sobre todo en el caso de fatiga oligocíclica o bajo número de ciclos. Este problema está presente en algunos sistemas estructurales como en los tanques criogénicos de combustible de vehículos espaciales, tema actual en la NASA, la ESA o la NASDA.

La posibilidad de emplear vehículos inyectoros reutilizables, pasa por la necesidad de reducir considerablemente el peso estructural, lo que nos indica de forma casi ineludible la utilización de materiales compuestos avanzados en las estructuras de esos vehículos. La experiencia adquirida en el empleo de materiales compuestos ha puesto de manifiesto que la mayor incidencia de fallos se debe generalmente a la aparición de grietas interlaminares. Esto plantea como línea de trabajo de interés práctico, investigar la respuesta mecánica frente a fatiga de bajo número de ciclos y bajo sollicitaciones interlaminares de laminados de material compuesto carbono/epoxi de empleo real en estructuras de vehículos aeroespaciales.

Un tanque de nitrógeno reutilizable es empleado en pocos viajes, su funcionamiento no es el de los aviones comerciales. El material estará sometido a temperaturas entre 5 °K y 450 °K, pudiendo llegar a 200 ciclos de vida. Se diseñan a 600 ciclos, más que de sobra, pero, y si en un viaje sufre un golpe el material y es detectado en el posterior mantenimiento, sufriendo una grieta. ¿Se debe desechar ese tanque?, o, ¿podemos poner remedio a esta situación? Hay que analizar esta situación permitiendo saber si aguantará o si se debe reparar de algún modo para que pueda realizar más viajes con total seguridad. Incluso en este último caso, sería posible establecer una relación entre el coste de la reparación y el de la reposición, conociendo así el posible ahorro económico.

También se podrá ver en este trabajo como este material epoxi/carbono está presente en la industria en general, como por ejemplo en los aviones comerciales. Estos tienen una vida en servicio, por ejemplo, de 25 años. Antes de finalizar la vida en servicio de un avión, se podría estudiar realmente la situación del avión y concluir cuántos años más podría llegar a seguir funcionando, en este caso sería analizar el material a bajo número de ciclos, sabiendo las grietas o fisuras que puede tener. Así como su posible reparación y disfrute de más tiempo del funcionamiento de la máquina. Y más que posible menor coste económico.

1.2.- Objetivos.

En el presente proyecto se va a analizar la fractura de un material compuesto (AS4/8552, carbono/epoxi) por fallo a fatiga a un número de ciclos determinado (oligocíclica). Concretamente el comportamiento interlaminar del material frente a fallo bajo modo II.

Para ello se utilizarán probetas con un inserto entre láminas para obtener un inicio de grieta artificial a partir del cual se generará la grieta provocada por los ensayos.

Una vez realizados los ensayos se deberá identificar marcas inequívocas en la superficie de la fractura de crecimiento interlaminar a fatiga en modo II. Estas marcas servirán para comparar el crecimiento de la grieta entre fatiga oligocíclica y fatiga a alto número de ciclos.

Gracias a esta comparación se podrá establecer un comportamiento diferente o similar para bajo número de ciclos frente al cálculo que se acomete siempre con cualquier material de vida a fatiga, estableciendo el límite de ciclos que sufrirá un material a fatiga en su vida.

Quedará las bases, para posteriormente estudiar, si se podrá establecer alguna ley que modifique a la ley de Paris en fatiga a bajo número de ciclos. O la posibilidad de alargar la vida de ciertos objetos poniendo remedio a los posibles fallos que pueda tener.

1.3.- Estructura.

Después de una introducción general, en la que se indican los motivos y objetivos del presente proyecto se realiza un breve estudio de los materiales compuestos por fibras y otros elementos insertos en una matriz, así como, de la detección y evaluación de los fallos de estos materiales.

En segundo lugar, y después de la introducción, se presentan los conceptos básicos a conocer para entender el posterior desarrollo del mismo, que es el estudio que se ha realizado sobre un tipo particular importante de los

materiales compuestos, concretamente epoxi/carbono, junto con la descripción, que se detallará luego en el texto del trabajo, de los ensayos realizados sobre detección y evaluación de sus fallos, así como de la vida a fatiga.

En tercer lugar se exponen los diferentes métodos de ensayo y la justificación del que finalmente se ha elegido para este tipo de material compuesto. La descripción del material utilizado y de los equipos que intervienen en los ensayos. Para finalizar con las calibraciones llevadas a tal efecto para poder desarrollar los ensayos adecuadamente.

Posteriormente se presentan los resultados así como el análisis de los mismos, siendo claramente la parte esencial de este proyecto. Junto con las muestras fractográficas realizadas en el I.N.T.A. y su análisis posterior.

Finalmente se establecen las conclusiones y las líneas de investigación futuras abiertas a raíz de este trabajo, los anexos y la bibliografía correspondiente.

2.- Antecedentes

2.1.- Materiales Compuestos.

2.1.1.- Introducción.

Este tipo de materiales se definen, básicamente, como la unión de dos o más componentes para conseguir mejorar sus propiedades. Para ello, puede que se modifiquen las propiedades individuales de cada elemento. Se consigue así mejorar las de sus componentes considerados individualmente, como, por ejemplo, alta rigidez y resistencia, y baja densidad. Incluso, alguna de éstas pudiera no hallarse previamente en alguno de los elementos.

Hay ejemplos de materiales compuestos en la historia de la humanidad, desde el adobe reforzado con paja para la fabricación de las chozas de nuestros antepasados (o hasta no hace mucho tiempo en pueblos de África, e, incluso, en partes de España), hasta el hormigón armado utilizado en la construcción actual. El hormigón no tiene capacidad para resistir cargas de tracción, sin embargo el hormigón armado, gracias a las propiedades resistentes del acero, consigue que los elementos estructurales con él contruidos puedan ser sometidos a flexión, y, por tanto, a tracción dentro de límites apropiados.

Se consideran materiales compuestos los que han sido “construidos” por el hombre, y no los que han adquirido su forma de manera natural.

Los materiales compuestos surgieron para cubrir las necesidades de aplicaciones concretas, que no se podían cubrir por materiales de estructura simple y homogénea con las propiedades deseadas, por lo que había que crearlos. Estas necesidades eran, y son, de diversa índole, como su peso, precio, resistencia a la fatiga y a las erosiones del medio ambiente, etc.

En general, un material compuesto está constituido por una matriz polimérica, metálica o cerámica a la que se le añade un refuerzo en forma de fibras o partículas en una fracción volumétrica elevada.

De forma genérica los materiales compuestos, como el estudiado en este proyecto, carbono epoxi, proporcionan una resistencia y una rigidez específica (resistencia y rigidez por unidad de densidad) superiores muchas veces a las de las aleaciones metálicas estructurales. Es también esencial su comportamiento ante fatiga, mejor que el correspondiente a muchos materiales clásicos de ingeniería. Además, las estructuras de material compuesto tienen la enorme ventaja de ser entre un 20% y un 45 % más ligeras que las metálicas diseñadas para cubrir los mismos requisitos estructurales.

Es más, son materiales realizados a medida respecto a las propiedades necesarias para la fabricación de una estructura. Además, usando un menor número de piezas, a veces sólo una, que en el caso de material convencional. Esto supone disminución de complejidad, coste y tendencia a la descolocación o fractura.

2.1.2.- Estructura de un material compuesto.

En esta sección se describirán las matrices y los refuerzos que constituyen un material compuesto en forma genérica. En un tema posterior se comentará el que se ha utilizado en este trabajo.

Las funciones de la matriz son definir y mantener la forma externa e interna (la geometría) de la pieza, recibir las sollicitaciones (cargas, tensiones, etc.) exteriores y transmitir al refuerzo los correspondientes esfuerzos, siendo a su vez la función del refuerzo, precisamente, absorber y resistir dichos esfuerzos.

La matriz fundamentalmente mantiene las fibras unidas, transfiere las cargas a ellas y entre ellas. Su función es básica porque mantiene a las fibras orientadas y situadas adecuadamente, de modo que estas puedan a su vez transferir cargas y tensiones o impactos. La matriz redistribuye las cargas y tensiones de forma equitativa en la medida de lo posible, con lo cual proporciona resistencia a la propagación de las grietas. Además la matriz reacciona contra las tensiones que pueden producir agrietado interlaminar del

material compuesto. También limita y controla la temperatura y la resistencia medioambiental del material.

El refuerzo tiene como principal misión absorber los esfuerzos a los que está sometido el material compuesto e incrementar su rigidez y resistencia.

2.1.3.- Clasificación.

Existen varios tipos de materiales compuestos, se clasifican según distintos criterios, los principales son: en función del tipo de matriz, del tipo de refuerzo y de la arquitectura del refuerzo.

2.1.3.1.- Según tipo de matriz.

Según el tipo de matriz los materiales compuestos se clasifican en tres tipos: polimérica, metálica y cerámica. La matriz tiene como función mantener las fibras unidas y transmitir los esfuerzos, tanto internos como externos, así como, se responsabiliza de la tolerancia al daño (golpes) y del comportamiento a fatiga.

La matriz determina la rigidez y la tensión transversal de un material compuesto, lo que determina la elección de la matriz por encima de algunas de las propiedades de la propia matriz. Éstas, están influenciadas en gran medida por la temperatura de servicio. La matriz se responsabiliza de la tolerancia al daño (impactos) y del comportamiento a fatiga

Matriz Polimérica:

Al utilizar polímeros se obtienen propiedades como baja densidad, alta tenacidad, alta resistencia a la corrosión y bajo coste, junto con la rapidez y sencillez de conformado. Por el contrario, baja la resistencia mecánica y se produce la influencia del medioambiente sobre el material (humedad, temperatura, radiación).

Hay matrices poliméricas de dos tipos, termoplásticas y termoestables.

En las matrices termoplásticas, las moléculas están unidas mediante fuerzas débiles (puentes de hidrógeno y fuerzas de van der wals) lo que propicia su reblandecimiento y pueden moldearse por la acción del calor, endureciéndose al enfriarse, todo ello de forma reversible. Algunos ejemplos son: polipropileno, poliamida, polietileno,...

Thermoplastics	Tensile Modulus [GPa]	Tensile Strength [MPa]	Tensile Elong. [%]	Poisson Ratio	Thermal Expansion [$10^{-6}/^{\circ}\text{C}$]	Tg [$^{\circ}\text{C}$]	Tm [$^{\circ}\text{C}$]	Process Temp. [$^{\circ}\text{C}$]	Heat Deflection Temperature [$^{\circ}\text{C}$]	Fracture Toughness G_{IC} [KJ/m ²]	Density [gr/cc]
PEEK	3.24	100(*)	50	0.4	47	143	343	400	160	4.03	1.32
PPS	3.3	82.7	5	0.37	49	90	290	343	135	-	1.36
PSUL	2.48	70.3(*)	75	0.37	56	190	-	300	174	2.45	1.24
PEI	3	105(*)	60	0.37	56	217	-	343	200	2.8	1.27
PAI	2.756	89.57	30	0.37	36	243	-	300	274	3.5	1.4
K-III	3.76	102	14	0.365	-	250	-	-	-	1.9	1.31
LARC-TPI	3.72	119.2	5	0.36	35	264	325	343	-	1(**)	1.37

Note: Typical data from product literature and other sources; some values estimated for broad class of materials. The designer is responsible for obtaining actual values. (*) Yield point. (**) Extrapolated value.

Tabla 2.1.- Propiedades de matrices termoplásticas.

Las matrices termoestables tienen una estructura de cadenas reticuladas, que hacen que la estructura adquiera una disposición permanente, por ello la reacción es irreversible y no puede ser reciclado. Matrices termoestables son poliéster, resinas epoxi, fenólica, vinilester,...

Thermosets	Tensile Modulus [GPa]	Tensile Strength [MPa]	Compress. Strength [MPa]	Shear Strength [MPa] (*)	Tensile Elong. [%]	Flexural Modulus [GPa]	Flexural Strength [MPa]	Thermal Expansion [$10^{-6}/^{\circ}\text{C}$]	Heat Deflect. Temp. [$^{\circ}\text{C}$]	Poisson Ratio	Tg [$^{\circ}\text{C}$]	Density [gr/cc]
Polyester												
Orthophthalic	3.4	55.2	-	-	2.1	6.9	220.7	-	79.4	0.38	-	-
Isophthalic	3.4	75.9	117.2	75.9	3.3	7.6	241.4	30	90.6	0.38	-	-
BPA Fumarate	2.8	41.4	103.5	-	1.4	9	158.6	-	129.4	0.38	-	-
Chlorendic	3.4	20.7	103.5	-	-	9.7	193.1	-	140.6	0.38	-	-
Vinyl Ester												
Derakane 411-45	3.4	82.7	117.1	82.7	5-6	3.1	124	-	104	0.38	-	-
Epoxy												
9310/9360 @23°C	3.12	75.8	-	-	4	-	-	54	-	0.38	185	1.2
9310/9360 @149°C	1.4	26.2	-	-	5.2	-	-	-	-	-	185	1.2
9420/9470(A) @23°C	2.66	57.2	-	-	3.1	-	-	-	-	-	195	1.162
9420/9470(B) @23°C	2.83	77.2	-	-	5.2	-	-	-	-	-	155	1.158
HPT1072/1062-M @23°C	3.383	-	-	-	-	3.383	131	-	-	-	239	-
Bismaleimide												
796/TM-123 @24°C	3.582	-	-	-	-	3.582	132	-	-	-	260	-
796/TM-123 @249°C	-	-	-	-	-	2.48	90	-	-	-	260	-

Note: Typical data from product literature and other sources, some values estimated for broad class of materials. The designer is responsible for obtaining actual values. (*) Back-calculated from composite data.

Tabla 2.2.- Propiedades de las matrices termoestables.

Las fibras de vidrio, carbono, aramida o boro son las más utilizadas como refuerzo para las matrices poliméricas. Gracias a estas fibras se dota al material compuesto de mejores propiedades frente a fatiga y resistencia

mecánica en cada caso. Lo que hace que los materiales compuestos más utilizados son los que combinan una matriz polimérica con fibras largas orientadas, como el material compuesto investigado en este trabajo.

Al polímero se le denomina resina durante el procesado y matriz cuando el polímero ha curado. Hay diferentes tipos de resina, como, las resinas vinil éster, de poliéster, fenólicas,..., y en este estudio se utilizará una resina epoxi (ver apartado 3.2.1).

Matriz metálica:

Se caracteriza por dar una mayor capacidad resistente al material compuesto, así como una buena rigidez y tenacidad de fractura, una anisotropía poco pronunciada y un buen comportamiento a altas temperaturas, aunque hay que tener en cuenta la posible reactividad entre la matriz y el refuerzo. Dichas matrices tienen limitaciones en cuanto a su alta densidad y en la dificultad de procesado y mecanizado.

Los metales más utilizados son aleaciones de aluminio, titanio, magnesio y cobre. La elección del refuerzo para estas matrices está condicionado por el valor de la temperatura correspondiente al punto de fusión de la matriz. Como refuerzo se emplean: SiC, Al₂O₃, boro, carbono...

Matriz cerámica:

Los materiales compuestos que contienen esta matriz tienen una gran resistencia a esfuerzos mecánicos y a las altas temperaturas sin modificar su capacidad resistente, sin embargo, su tenacidad es muy baja al igual que su conductividad eléctrica y térmica. Estos materiales proporcionan altas resistencias a compresión, no así a tracción lo que hace recomendable la adición de fibras con alta resistencia a tracción. Pero también, es bastante usual que bajo niveles tensionales capaces de romper la cerámica, la elongación de la matriz sea insuficiente para transferir una significativa cantidad de carga al refuerzo y, por tanto, el material rompa. Para resolver este problema es corriente el utilizar refuerzos con un alto módulo de elasticidad.

Las matrices típicas son: Alúmina, carburo de silicio y nitruro de silicio.

Y los refuerzos empleados son: Materiales cerámicos y metálicos.

2.1.3.2.- Según el tipo de refuerzo.

La misión principal de las fibras continuas en un material compuesto es soportar y transferir las sollicitaciones mecánicas impuestas a dicho material. Al tener gran cantidad de fibras, lo convierten en un material de elevada redundancia al fallo, puesto que el fallo de las fibras va conduciendo a la redistribución de carga entre las restantes fibras de diferente naturaleza y tipo.

Un ejemplo que demuestra esto último es que el módulo de elasticidad del vidrio-E en bloque es de 1,5-5,8 GPa, mientras que el mismo material en forma de fibra es de 72,3 GPa. Esto es debido principalmente por la reducción en el número de defectos superficiales y en el tamaño de los mismos.

La elección del tipo de fibras a utilizar depende principalmente de las propiedades deseadas y del coste de las mismas. Las propiedades más importantes se muestran en la tabla siguiente.

Table 2.1 Typical properties of glass, carbon, organic, boron, SiC, and ceramic fibers

Fiber	Modulus [Gpa]	Tensile Strength (*) [GPa]	Compression Strength [GPa]	Elongation [%]	Density [gr/cc]	Longitudinal Thermal Expansion [10 ⁻⁶ /°C]	Transverse Thermal Expansion [10 ⁻⁶ /°C]	Poisson Ratio	Thermal Conduct [W/m°C]	Maximum Operating Temperature [°C]	Resistivity [micro ohm-m]
E-Glass	72.345	3.45	--	4.4	2.5-2.59	5.04-5.4	--	0.22	1.05	550	--
S-Glass	85	4.8	--	5.3	2.46-2.49	1.6-2.9	--	0.22	1.05	650	--
C-Glass	69	3.31	--	4.8	2.56	6.3	--	--	1.05	600	--
D-Glass	55	2.5	--	4.7	2.14	3.06	--	--	--	477	--
Carbon											
T300	230	3.53	--	1.5	1.75	-0.6	7-12	0.2	3.06	--	18
M50	490	2.45	--	0.5	1.91	--	--	--	54.43	--	8
AS2	227	2.756	--	1.3	1.8	--	--	--	8.1-9.3	--	15-18
AS4-D	241	4.134	--	1.6	1.77	-0.9	--	--	8.1-9.3	--	15-18
IM6	275.6	5.133	--	1.73	1.74	--	--	--	8.1-9.3	--	15-18
HMS4	317	2.343	--	0.8	1.8	--	--	--	64-70	--	9-10
UHM	441	3.445	--	0.8	1.85	--	--	--	6.5	--	120
P55	379	1.9	--	0.5	2	-1.3	--	--	120	--	8.5
P100	758	2.41	--	0.32	2.16	-1.45	--	--	520	--	2.5
Kevlar 29	62	3.792	--	--	1.44	--	--	--	--	--	--
Kevlar 49	131	3.62	0.72	2.8	1.45	-2	59	0.35	0.04	160 (#)	--
Kevlar 149	179	3.62	0.69	1.9	1.47	--	--	--	--	--	--
Technora H	70	3	0.6	4.4	1.39	-6	59	0.35	--	160 (#)	--
Boron	400	2.7-3.7	6.9	0.79	2.57	4.5	0.2	0.2	38	315 (#)	--
SCS-6	427	2.4-4	--	0.6	3	4-4.8	--	0.2	10	--	--
Nextel 720	260	2.1	--	--	3.4	6	--	--	--	1200 (#)	--

Note: Typical data from product literature and other sources, some values estimated for broad class of materials. The designer is responsible for obtaining actual values. (*) See Table 2.2. (#) Long term temperature.

Tabla 2.3.- Propiedades típicas de fibras.

A continuación se mencionan las principales fibras utilizadas en elementos estructurales en materiales compuestos.

Fibra de vidrio.

Tiene como base la sílice (SiO_2) en porcentajes comprendidos entre el 50% y el 70% y además, óxidos de Al, B, Ca, Mg, Na, K, y Ti, entre otros, en diferentes porcentajes.

Son isotrópicas, duras, flexibles y presentan una elevada resistencia a tracción, no arden ni contribuyen a la combustión debido a su naturaleza inorgánica y soportan ambientes de elevada temperatura. Presentan buena resistencia química y no resultan afectadas por hongos y bacterias. Tampoco absorben humedad, poseen un coeficiente de expansión térmica lineal bajo y una conductividad térmica elevada. Eléctricamente no son conductoras y poseen una baja constante dieléctrica. Son más baratas que la mayoría de las fibras de refuerzo. Se manejan bien, sin requerir equipamientos ni tecnologías complicadas.

En términos generales pueden citarse, las fibras de vidrio-E (calcio-aluminoborosilicato) para aplicaciones en las que se requiere alta resistencia mecánica y elevada resistividad eléctrica; las fibras de vidrio-S (magnesio-aluminosilicato) para aplicaciones en las que se requiere mayor resistencia mecánica y rigidez o las fibras de vidrio-C (sodio-calciborosilicato) específicas para su utilización en ambientes corrosivos por su elevada estabilidad química.

Fiber	Strength reduction (%)
E-glass	25-50
S-2 glass	24
Kevlar 49	31
Kevlar 149	14
Carbon ASW-4	17
Carbon T-700	22
Carbon IM-6	21
Carbon T-40	21

Tabla 2.4.- Reducción de la resistencia de las fibras

Fibra de carbono.

Las fibras de carbono deben sus excelentes propiedades a la naturaleza de la estructura cristalográfica del grafito, con sus átomos unidos mediante fuertes enlaces covalentes formando planos que durante el proceso de fabricación de las fibras se tratan de alinear con la dirección del eje de éstas.

La rigidez y la resistencia teórica en la dirección paralela a los planos basales del grafito, debido al enlace covalente, son del orden de 1000 GPa y 100 GPa respectivamente, pero en una fibra real, debido a los defectos introducidos durante el proceso de fabricación, es del orden de 800 GPa para rigidez y 7 GPa para resistencias.

El coeficiente de expansión térmica es cero o ligeramente negativo en dirección axial y ligeramente positivo en dirección transversal.

Se producen las fibras de carbono “tostando” fibras sintéticas poliméricas para eliminar de su estructura los elementos a excepción del carbono de dichas fibras. Existen tres tipos fundamentales, PAN (Poli-Acrilo-Nitrilo), que da lugar a fibras de buenas propiedades y coste asequible; el rayón (celulosa regenerada), menos utilizado cada vez, ya que produce fibras más caras debido a la elevadísima temperatura necesaria para su adecuada grafitización; y el “alquitrán”, “brea”, o “betún de asfalto” que da lugar a las fibras de menor coste, debido a la materia prima barata, y, que se encarecen más en función del tratamiento térmico utilizado en la conversión de fibra.

Actualmente la mayor parte de las fibras de carbono se produce a partir del poliacrilonitrilo (PAN). Existen tres grupos o grados, alto módulo, módulo intermedio y standard. Las fibras de módulo Standard alcanzan módulos entre 206 y 235 GPa, resistencias entre 3.450 y 3.3795 MPa y alargamiento a la rotura del orden del 1,6 %. Las fibras de módulo intermedio, ofrecen módulos de 270 a 320 GPa, resistencias de hasta 7.000 MPa y deformaciones últimas de 2,5 %.

Finalmente, las fibras de alto módulo ofrecen rigideces entre los 350 y los 555 GPa, con resistencias entre 1900 y 4200 MPa y deformaciones a rotura del 0,40 % al 0,90 %.

Fibra de aramida (kevlar, twaron).

Reemplaza a la fibra de vidrio en aplicaciones en las que se requieren elevadas propiedades (blindajes, material deportivo...), como mayor resistencia y menor peso que la fibra de vidrio y mayor ductilidad que la fibra de carbono.

Las fibras de poliaramida son de tipo orgánico, siendo la más conocida la de “Kevlar”. Son fibras más resistentes que las de carbono con buena resistencia en tracción, excelente tolerancia al daño, más rígidas que las de vidrio (pero bastante menos resistentes) y con un coeficiente de dilatación térmica longitudinal nulo.

Su densidad es del orden de la mitad de las del aluminio y alrededor de un 25% menor que la de las fibras de carbono, tienen muy buena resistencia térmica y se descomponen a unos 500°C, aunque su empleo suele limitarse a elementos en que no aparezcan esfuerzos de compresión.

De los cuatro tipos específicos de Kevlar 49 y el nuevo Kevlar 149 son de utilidad estructural como refuerzos de matrices poliméricas, utilizándose el Kevlar RI en refuerzo de neumáticos, cintas transportadoras, etc. Y el Kevlar 29 en blindajes y chalecos antibala, cables, cabos, etc.

Entre las fibras orgánicas “avanzadas “ capaces de competir con las de poliaramida, se pueden citar las de polibenzoxazol (PBO), polietileno (PE) de ultra-alto peso molecular, polivinilalcohol (PVAI), polibenciimidazol (PBI) y los polímeros de cristal líquido (LCP).

Fibra de boro.

Son fibras dotadas de elevada rigidez y elevada resistencia a compresión, lo que conlleva un coste muy alto.

La necesidad de desarrollar fibras de rigidez mayor que la de las fibras de vidrio, inició la investigación para producir filamentos ligeros de alto módulo, en concreto de carbono y boro.

Las fibras de boro se producen por deposición química de vapor de boro gaseoso sobre un filamento de wolframio de unas 12 micras de diámetro, que se mantiene incandescente haciendo circular una corriente eléctrica continua por él mientras se pasa a través de un reactor vertical de vidrio. Presentan una superficie rugosa bien adecuada para unirse estrechamente con matrices poliméricas y poseen una resistencia en tracción del orden de los 3.500 MPa y módulo de unos 410 Gpa, con una densidad de 2,57 g/cm³ y diámetros de 120 a 160 micras lo que permite emplearlas de forma ventajosa como refuerzo en materiales compuestos que requieran buenas prestaciones en compresión.

Fibra de polietileno (spectra, dyneema).

Son fibras de elevada resistencia y muy baja densidad. Son capaces de competir con las fibras de poliaramida.

Fibras cerámicas.

Entre las fibras clasificadas como cerámicas se encuentran las de cuarzo o sílice prácticamente pura que pueden utilizarse hasta algo más de los 1.000°C, tienen resistencia en tracción de 3.500 Mpa, densidad de tan sólo 2,2 g/cm³ y un coeficiente de expansión térmica de 0,54·10⁻⁶ mm/mm/°C.

Las fibras de cuarzo son flexibles y tienen un alargamiento a la rotura del orden del 1%, su diámetro es del orden de las 10 micras y tienen una excelente resistencia al choque térmico.

Una de las más importantes fibras para utilización a elevada temperatura, es la de carburo de silicio que posee una elevada rigidez y resistencia, mejor resistencia a oxidación que las fibras de carbono. Tienen diámetros entre 7 y 10 micras, densidad entre los 2,32 y 2,55 g/cm³, resistencia en tracción de hasta 3.400 Mpa y rigideces de casi 200 Gpa.

También entre las fibras cerámicas puede clasificarse la fibra de alúmina policristalina conocida como FP, y la comercialmente conocida como “Nextel”, a base de filamentos continuos de óxido de aluminio, boro y silicio, las de nitruro de silicio (Si_3N_4), las de nitruro/carburo de Si ($\text{Si}_x\text{N}_y\text{C}_z$), las de carburo de boro (B_4C) y las de Si/Ti/C/O como la “Tirano”.

Normalmente se usan bastante menos que las anteriores.

2.1.3.3.- Según arquitectura del refuerzo.

Existen diferentes tipos: Reforzados por partículas; reforzados con fibras: Whiskers (monocristales), discontinuas (unidireccionales o aleatorias), continuas (unidireccionales, bidireccionales o tejido); laminados, y, estructuras híbridas, por ejemplo.

Reforzados por partículas.

Dentro de estos podemos distinguir dos tipos; los dispersoides, que son materiales endurecidos por dispersión y contienen partículas de 10 a 250 nm de diámetro, que aunque no sean coherentes con la matriz, bloquean el movimiento en las dislocaciones y producen un marcado endurecimiento del material matriz; y los "verdaderos" que contienen grandes cantidades de partículas gruesas, que no bloquean el deslizamiento con eficacia, son diseñados para obtener propiedades poco usuales, despreciando la resistencia en el material.

Ciertas propiedades de un compuesto particulado dependen sólo de sus constituyentes, de forma que se pueden predecir con exactitud mediante la llamada regla de las mezclas, que es la sumatoria de las propiedades (densidad, dureza, índice de refracción, etc.) por la fracción volumétrica del constituyente. Un refuerzo es considerado como una partícula cuando sus dimensiones son todas iguales, por ejemplo esferas, copos, etc.

Reforzados con fibras.

Por lo general, este tipo de compuestos consiguen mayor resistencia a la fatiga, mejor rigidez, mayor resistencia a la corrosión y una mejor relación resistencia-peso, al incorporar fibras resistentes y rígidas, aunque frágiles, en una matriz más blanda y dúctil. El material matriz transmite la fuerza a las fibras, las cuales soportan la mayor parte de la fuerza aplicada, y la matriz proporciona ductilidad y tenacidad. La resistencia del compuesto puede producirse tanto a temperatura ambiente como a temperaturas elevadas. De forma semejante a los compuestos reforzados con partículas, la regla de las mezclas predice algunas de sus propiedades.

Los refuerzos de materiales compuestos de fibra tienen una longitud mayor que la de su sección transversal. Si la longitud de las fibras influye en las propiedades del material, éste se reforzará con fibras discontinuas. Si la longitud no influye en las propiedades del material éste será un material compuesto de fibras continuas. Con fibras discontinuas las propiedades del compuesto son más complicadas de predecir, ya que los extremos de cada fibra soportan menos carga que el resto de la fibra.

Los materiales “whiskers”, monocristales alargados, son más resistentes porque la densidad de las dislocaciones en un monocristal es menor que en un material policristalino.

Laminados.

Un laminado es un conjunto de láminas apiladas unas encima de otras, unidas entre sí mediante un adhesivo, con continuidad de la matriz en la dirección perpendicular al plano y no en el resto de direcciones.

Algunos compuestos reforzados con fibras, producidos a partir de cintas o tejidos pueden considerarse parcialmente laminares. Las fibras se sitúan en la dirección del espesor, es decir transversal a la pieza. Las láminas nunca se superponen con la misma orientación. Se deberá estudiar a fondo la secuencia de apilación y orientación adecuada para cada caso. La secuencia de apilación

y orientación tiene más importancia incluso que las características físicas de las fibras y la matriz, y es quien va a dar las propiedades finales al laminado. Usando las mismas fibras y matriz y variando secuencia de apilado y orientación se puede conseguir infinitos comportamientos. Jugando con estos parámetros se puede conseguir comportamientos radicalmente diferentes en resistencia, rigidez, tolerancia al daño, estabilidad dimensional o delaminación.

Las fibras ofrecen sus mejores propiedades cuando trabajan en la dirección de la fibra, es decir, en la dirección del laminado. En un caso ideal deberían alinearse las direcciones de las fibras con la dirección de la fuerza exterior.

Gran cantidad de compuestos laminares están diseñados para mejorar la resistencia a la corrosión conservando un bajo costo, alta resistencia o bajo peso. Otras características de importancia incluyen resistencia superior al desgaste o a la abrasión, mejor apariencia estética y algunas características de expansión térmica poco usuales. Con la regla de las mezclas se pueden estimar algunas de las propiedades, paralelas a la láminas de los materiales compuestos laminados. También se pueden calcular con poco margen de error: la densidad y la conductividad eléctrica y térmica.

También están las estructuras híbridas incorporando materiales distintos en varias capas, consiguiendo que haya una reducción de peso y de coste, con la particularidad de ser compuestos con propiedades más bajas que los de fibra continua.

Otro tipo de laminado es un material compuesto tipo sándwich, formado por un núcleo entre dos capas externas. Los dos materiales que forman este compuesto no tienen por qué tener buenas propiedades de resistencia o rigidez individualmente, pero el conjunto sí las tiene.

2.1.4.- Ventajas e inconvenientes en la utilización de los materiales compuestos.

El conjunto de ventajas que ofrecen los materiales compuestos hace que sean los mejores para diferentes aplicaciones estructurales. Estas ventajas son resistencia, rigidez, baja densidad (bajo peso), flexibilidad, estabilidad dimensional, buena conductividad térmica y eléctrica, alta resistencia dieléctrica, capacidad de consolidación de partes, resistencia a la corrosión y variedad de acabados.

Estas propiedades dependen de las características de los constituyentes, de la geometría y de la distribución de las fases. Siendo un parámetro muy importante la fracción de volumen o la concentración del refuerzo. La distribución del refuerzo es una medida de homogeneidad, mientras que su orientación afecta a la anisotropía.

Sin embargo, no todo son ventajas, ya que la utilización de estos materiales también acarrea una serie de limitaciones, aunque no por ello se dejan de utilizar.

Para los materiales compuestos de matriz polimérica, las limitaciones actuales de importancia relativa en función de la aplicación, son: desgasificación en vacío, irregular conductividad eléctrica y térmica, sensibilidad a efectos medioambientales (humedad, temperatura, radiación), necesidad de métodos normalizados de reparación de cada material compuesto (de modo similar a los que existen para aleaciones metálicas), baja resistencia a impacto de las fibras de carbono o baja resistencia a la delaminación de los laminados de matriz polimérica, lo que obliga a utilizar coeficientes de seguridad elevados, con lo que desaprovechan en gran medida las posibilidades de disminución de peso estructural que ofrecen los materiales compuestos.

A parte de estas limitaciones, existen otros factores a tener presentes a la hora de seleccionar un material:

1. El coste de la materia prima es elevado, incluyendo no solamente el precio de adquisición, sino toda una serie de costes mayores en general ya desde la etapa de diseño, debido a la mayor complejidad planteada por los materiales compuestos, cuyos ensayos y los de componentes realizados con ellos, así como posteriormente la certificación junto con la documentación necesaria, son más largos y de mayor volumen.

2. El coste de utillajes tanto para producción como para la realización de prototipos, es en general mayor que para aleaciones metálicas estructurales procesadas con métodos clásicos, y respecto al control de calidad, el coste puede alcanzar dos o tres veces el correspondiente a una estructura de aleación de Al.

3. Los costes de inversiones y control de los procesos de fabricación elevados debido a que pueden ser complejos y que suelen requerir mano de obra cualificada. De todos modos, con una adecuada coordinación y automatización pueden lograrse reducciones del coste considerables.

4. Consideraciones medioambientales como la energía necesaria para obtener la materia prima de la estructura o el reciclado de dicha estructura, que pueden cobrar importancia creciente en el futuro.

5. En algunos casos existen peligros para la salud, ya que algunos de los materiales empleados son altamente tóxicos.

6. El peligro de fuego es mayor.

7. Los mecanismos de daño son más complejos que en los metales, y los métodos de inspección no destructiva aun no son realmente costo-eficaces y en cuanto a inspecciones visuales, los materiales carbono/epoxi no “avisar” del hecho de haber sufrido daño o sobrecarga, puesto que no presentan deformación plástica permanente.

8. Su comportamiento a fatiga no es bien conocido.

Tanto ventajas como limitaciones tienen que ser consideradas antes de tomar la decisión final, teniendo presente no sólo consideraciones de tipo puramente estructural, sino también de tipo operacional, logístico, de experiencia de diseño, etc.

2.1.5.- Aplicaciones de los materiales compuestos.

Industria del automóvil.

Los compuestos epoxi/ carbono se utilizan en automóviles de alta competición de Fórmula 1, y en las estructuras de algunas gamas de marcas de automóviles de lujo (Mercedes-Benz SLR).



Fig 2.5.- Los monoplazas de Fórmula 1 incorporan cada vez más materiales carbono/epoxi en sus estructuras.

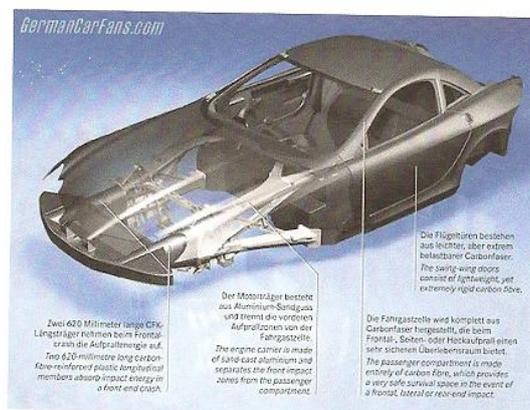


Figura 2.6.- Partes de la estructura del modelo Mercedes Benz SLR fabricadas con materiales carbono/epoxi.

Industria aeroespacial.

Es la industria en la que más se usan los materiales compuestos: de hecho fue la primera en que se usaron.

El motivo fundamental es el bajo peso de estos materiales. Airbus y Boeing, las dos compañías más importantes de esta industria los usan.

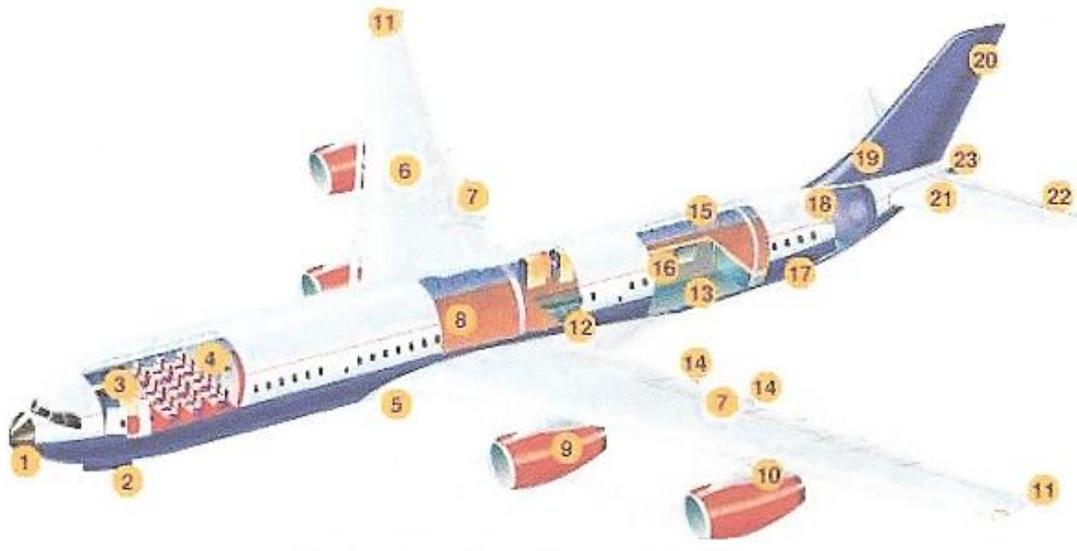


Figura 2.7.- Elementos del Airbus A340 fabricados con materiales compuestos.

También se usan profusamente en los aviones de combate y helicópteros como Apache y Eurocopter.

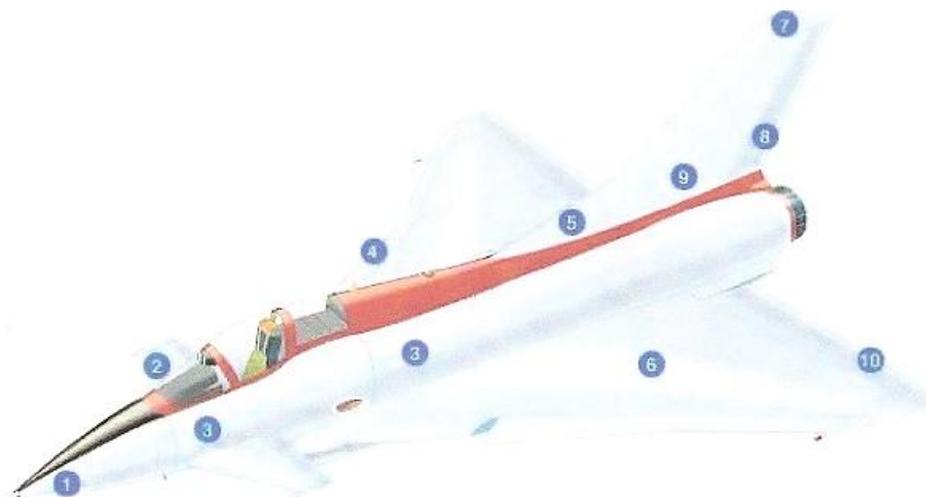


Figura 2.8.- Partes de un avión de combate fabricados con materiales compuestos.



Figura 2.9.- Partes de un helicóptero fabricados con materiales compuestos.

El bajo peso de estos materiales conlleva ahorro en combustible y mayor capacidad de carga.

Los satélites artificiales también usan compuestos en sus estructuras.

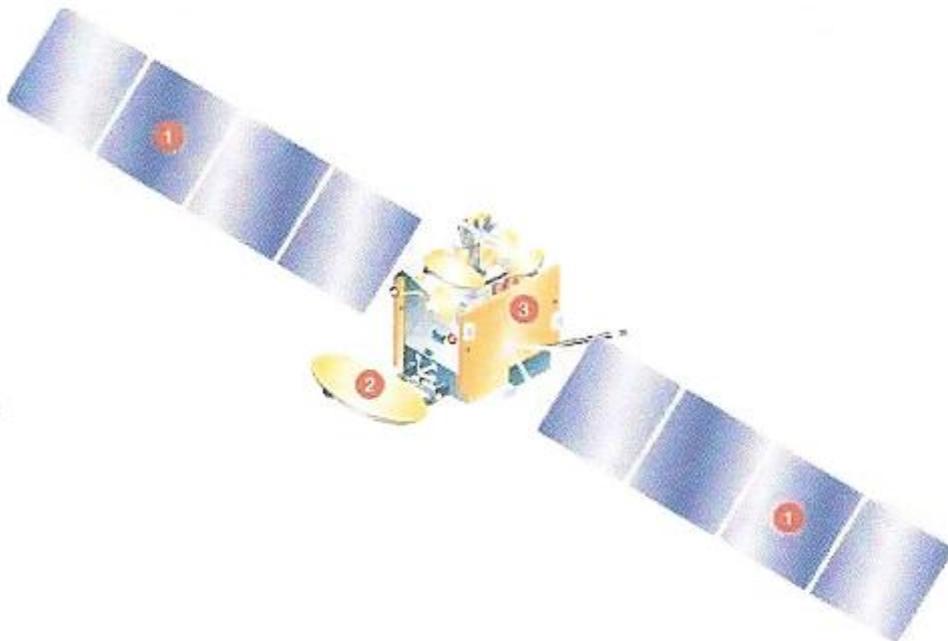


Figura 2.10.- Partes de un satélite fabricados con materiales compuestos.

Industria marítima

Se usan materiales compuestos fundamentalmente en barcos de vela deportivos.

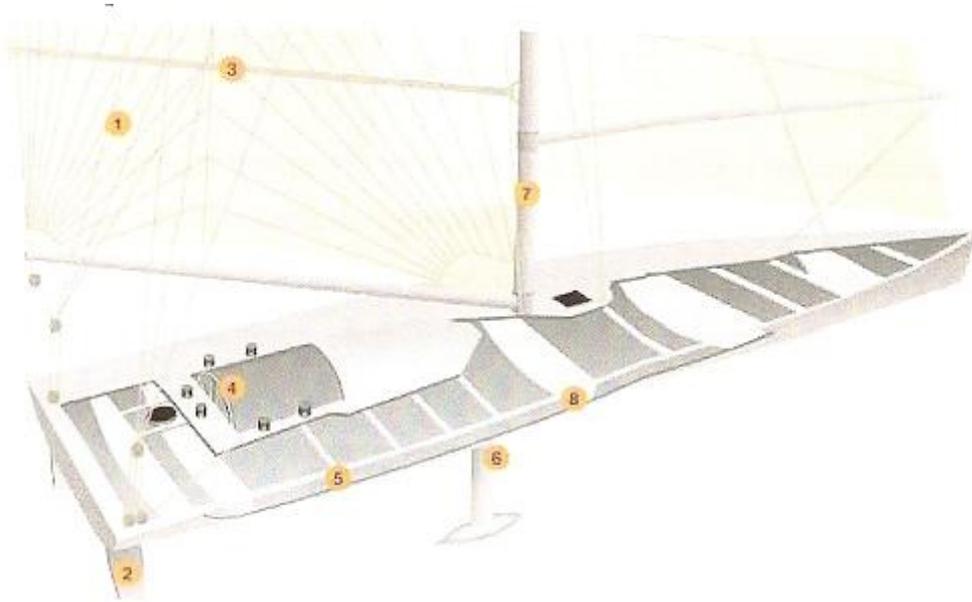


Figura 2.11.- Partes de un barco fabricados con materiales carbono/epoxi.

Industrias médica y deportiva.

Los materiales compuestos tienen una baja permeabilidad a la radiación, por lo que se usan en aparatos de rayos X, especialmente los compuestos epoxi/carbono.



Figura 2.12.- Equipo de rayos X fabricados con materiales carbono/epoxi.

En cuanto a la industria deportiva, el bajo peso de los compuestos los hace aptos en la fabricación de bicicletas, raquetas de tenis, esquís, Snowboards, etc.



Figura 2.13.- Equipamiento deportivo fabricados con materiales carbono/epoxi.

2.2.- Mecanismos de fallo.

2.2.1.- Introducción.

Los mecanismos de fallo se deben principalmente a la anisotropía del material. Consisten en la acumulación de tensiones que da lugar a la formación de grietas, las cuales crecen hasta la rotura del material.

En función de las propiedades de los tres elementos microestructurales (fibra, matriz y entrecara) y de la distribución geométrica del material existen diferentes mecanismos de rotura, así como la extensión en que actúa durante el fallo del material y el tipo de mecanismo que se activa.

Según el micromecanismo que actúe dominando en el proceso de fractura (extracción y rotura de fibras, deformación y agrietamiento de la matriz, despegado de entrecaras,...) dependerán las propiedades mecánicas de resistencia y apariencia de la superficie de fractura.

2.2.2.- Fenómeno de fallo.

El fenómeno de fallo se inicia en principio en puntos de discontinuidad geométrica, de estructura de material o geométrica. Alternativamente, se pueden originar también por esfuerzos locales transversales o de cortadura producidos por cargas de compresión. Igualmente, se puede producir en los procesos de fabricación, mecanizado y ensamblaje o en su vida en servicio.

El crecimiento de una delaminación a escala macroscópica puede asemejarse al crecimiento de una grieta en un material homogéneo. Por lo tanto, se caracteriza la tasa de liberación de energía, G , como la resistencia a la fractura interlaminar bajo los Modos I, II y III de crecimiento de grieta.

Se pueden considerar tres tipos de grietas, las translaminares, las intralaminares y las interlaminares. Por supuesto, puede haber grietas debido a la combinación de dos o tres tipos, no sólo debido a uno de ellos.

Aunque este trabajo se centra en las fracturas interlaminares, se resumen las otras dos a continuación.

Las grietas translaminares son las orientadas transversalmente al plano del laminado. Son las únicas que producen rotura de fibras. Lo que conlleva que la carga soportada por esa fibra rota se propague por la matriz a fibras colindantes que soportarán localmente un esfuerzo algo mayor del esfuerzo medio, fig 2.14 (a).

Las grietas interlaminares producen la fractura interlaminar o delaminación, que es el motivo de fallo más común en los materiales compuestos. Crean el daño entre diferentes láminas, avanzando en un plano paralelo al ocupado por las fibras del refuerzo, dando lugar a las delaminaciones, fig.2.14 (b).

Las grietas intralaminares, como su nombre indica, están en el interior de los planos de cada lámina. Las fibras no se suelen romper y sí la matriz, debido a su pequeña resistencia a la tracción y un enlace débil matriz-fibra, junto con concentraciones de esfuerzos en la entrecara fibra-matriz, originados por contracciones de la matriz durante el curado y diferencias de rigidez y coeficientes de dilatación térmica entre fibra y matriz. Este es el caso más habitual de inicio de grieta en los materiales compuestos, fig 2.14 (c).

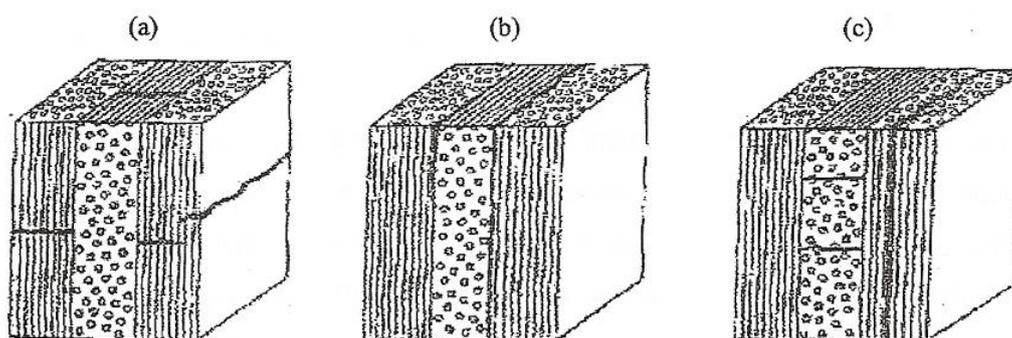


Figura 3.1.- Diferentes formas de fallo en materiales compuestos. (a) Grietas translaminares. (b) Grietas interlaminares. (c) Grietas intralaminares.

Cada tipo de grieta puede crecer según cada uno de los tres modos de fallo o bajo una combinación de los mismos.

2.2.3.- Fallo interlaminar.

Las grietas interlaminares crecen entre láminas. Puesto que es la región más rica en matriz, y puesto que el material está sometido a cargas de cortadura, la separación del material se produce por la coalescencia de microgrietas producidas por esfuerzos de tracción, y, cada placa de rotura se desplaza lateralmente una respecto de la otra.

Pero también hay que tener en cuenta que en el fallo interlaminar pueden darse otros micromecanismos inducidos por las cargas aplicadas. Los micromecanismos considerados se muestran esquemáticamente en la figura 2.15, los cuales incluyen:

- Formación de la superficie de fractura principal.
- Deformación plástica de la matriz en la región de la punta de grieta.
- Puenteo de grieta por fibras.

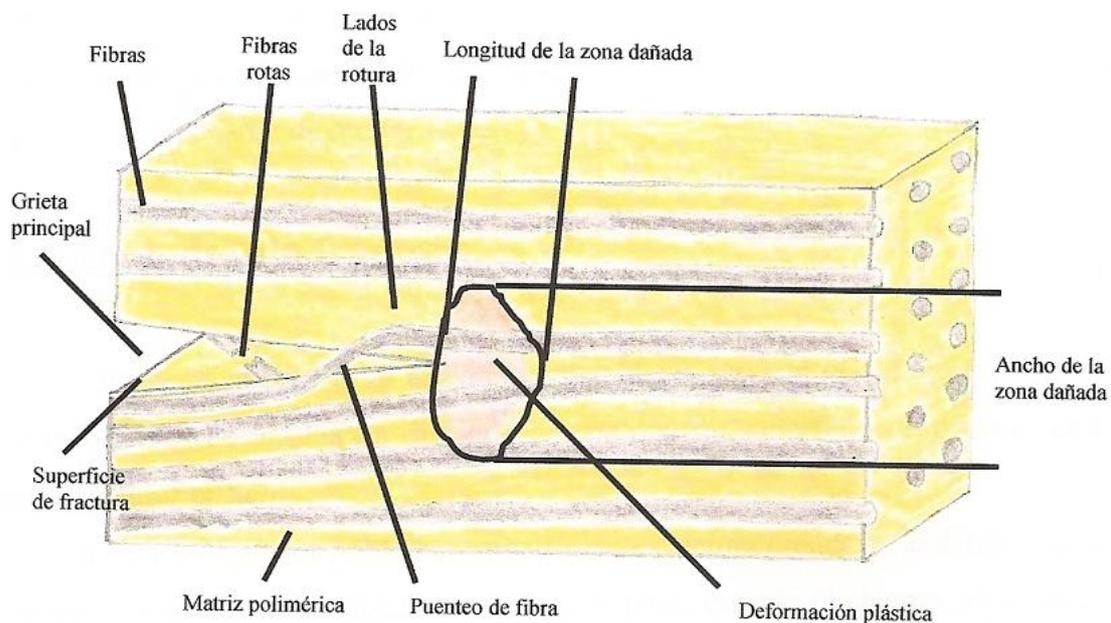


Figura 2.15.- Mecanismos de absorción de energía en fractura interlaminar de materiales compuestos unidireccionales.

Todos estos mecanismos absorben energía, pueden o no estar presentes y contribuyen a la respuesta no lineal de la curva carga-desplazamiento obtenida durante los ensayos. Durante el proceso de fractura, la microestructura local puede ser alterada por la presencia de insertos usados como iniciadores de grieta en los ensayos.

Aunque no es el caso que ocupa el presente estudio, un inciso a exponer es que en la mayoría de materiales compuestos de fibra continua, el refuerzo tiende a estar orientado según una variedad de ángulos con objeto de obtener las propiedades adecuadas. En dichas estructuras, la dirección de propagación de las grietas tienden a seguir trayectorias distintas a la de la dirección de las fibras, dependiendo de la dirección de la carga y del grado de anisotropía del material.

Durante el crecimiento de la grieta interlaminar bajo cortadura (Modo II) en los sistemas de matriz frágil, se desarrollan una serie de microgrietas en forma de “S” en la región rica en matriz entre láminas y por delante de la punta de grieta. La extensión de la grieta primaria ocurre por coalescencia de dichas microgrietas, coalescencia que suele darse cerca de la entrecara fibra/matriz sobre los planos superior o inferior de la región interlaminar rica en matriz.

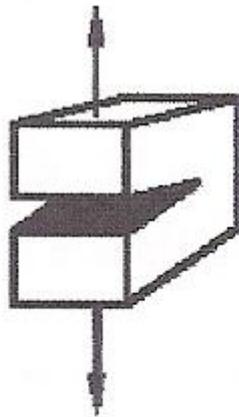
2.2.4.- Modos de fractura.

Según la Mecánica Lineal Elástica de Fractura, se establece que el crecimiento de la grieta (en este caso, avance de la delaminación) se produce cuando el valor de la energía disipada por unidad de superficie de fractura generada, “G” (tasa de liberación de energía de deformación), supera un determinado valor crítico “ G_c ”. En realidad existen tres modos básicos de extensión de la grieta, por tanto tres valores diferentes de G, ya que el valor de G depende del modo de propagarse de la grieta:

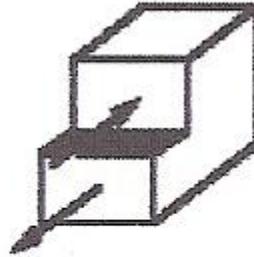
- Para el Modo I, que sería el de apertura por tracción perpendicular al plano de grieta, obteniendo G_I .

- Para el Modo II, correspondiente a cortadura en el plano, G_{II} .

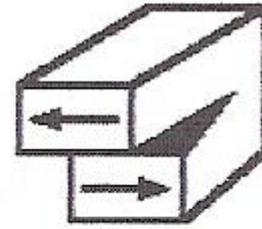
- Por último para el Modo III que actúa mediante rasgado o cortadura fuera del plano, G_{III} .



Modo I
Apertura



Modo II
Cortadura



Modo III
Rasgado

Figura 2.16.- Modos de fractura interlaminar.

2.3.- Concepto de fatiga.

La fatiga de materiales es un fenómeno por el cual se produce la rotura o degradación a lo largo del tiempo, de los materiales expuestos a cargas dinámicas cíclicas o fluctuantes, como puede ser un puente o los ejes de las ruedas de un vehículo, o también a la rotura o degradación debida a condiciones ambientales. La mencionada “fatiga” puede ocurrir a una tensión menor que la resistencia a tracción o el límite elástico para una carga estática. En un principio, y debido a los materiales empleados en cada momento de la historia, se estudiaba, tanto experimentalmente como teóricamente, la fatiga en metales ya que es, o era, la primera causa de rotura de los materiales metálicos.

En esta parte, debido a la naturaleza de este trabajo, se refiere a la fatiga de los materiales compuestos, donde el fenómeno de fatiga es más complejo. En particular se proveerá información de este fenómeno en laminados compuestos por láminas de fibras de epoxi carbono.

En general, se observan dos efectos en láminas de materiales compuestos expuestas a una sucesión cíclica de cargas. El primero es la degradación de la rigidez, el segundo es su rotura, a un nivel inferior al que se daría en la resistencia a carga estática, al cabo de un número de ciclos de aplicación de la carga.

El resultado es que la aplicación de cargas cíclicas conduce a modos de fractura o degradación diferentes a los producidos en carga estática. Las tensiones cíclicas pueden ser axiales (tensión y compresión), torsionales, y de flexión, o una mezcla de algunas de ellas.

Los motivos de la fatiga son varios. Por ejemplo, los defectos en el proceso de producción de las láminas, como pueden ser discontinuidades, variaciones en diferentes lugares del contenido de fibra o matriz, microcavidades y, en nuestro caso, en que tratamos con materiales cuyas fibras están colocadas en posición lineal, la posible falta de esa alineación.

La rotura o degradación por fatiga en una lámina de material compuesto puede fundamentalmente deberse a la heterogeneidad del material de que está compuesta la lámina, tanto a nivel microscópico como macroscópico. A nivel microscópico se puede citar la diferencia de las propiedades de las moléculas que componen el refuerzo y las que componen la matriz. Curiosamente, estas posibles desventajas pueden considerarse ventajas en el sentido de que las diferencias entre las propiedades de los compuestos pueden hacer a estos más resistentes a la rotura o deformación que lo materiales simples.

La fatiga es también, de modo casi general, por anisotropía del material, es decir, su compleja dependencia respecto a las diferentes direcciones en que las tensiones se están aplicando. La deformación o rotura en un metal puede deberse a un único defecto, mientras que en un material compuesto se debe a una concatenación de defectos, que en el caso de la fatiga van aumentando con el número de ciclos.

2.3.1.- Inicio y propagación de la grieta por fatiga.

El proceso de rotura por fatiga se desarrolla a partir del inicio de la grieta y se continúa con su propagación y la rotura final.

En los materiales homogéneos, (no es el caso de los materiales compuestos), el proceso de rotura suele ser: nucleación de la grieta, propagación lenta de ésta y fractura catastrófica de la pieza. El proceso es aproximadamente el siguiente.

Inicio.

Las grietas que originan la rotura o fractura se dan casi siempre de forma nuclear sobre la superficie, en un punto, donde existen concentraciones de tensión (originadas por diseño o acabados, ver 2.3.4.2.- Factores principales).

Las cargas cíclicas pueden producir discontinuidades superficiales microscópicas a partir de escalones producidos por deslizamiento de

dislocaciones, los cuales actuarán como concentradores de la tensión y, por tanto, como lugares de nucleación de grietas.

Propagación.

- Etapa I: una vez nucleada una grieta se propaga muy lentamente, y, en metales policristalinos, a lo largo de planos cristalográficos de tensión de cizalladura alta. Las grietas, normalmente, se extienden en pocos granos en esta fase.
- Etapa II: la velocidad de extensión de la grieta aumenta de manera vertiginosa, y, en este punto, la grieta deja de crecer en el eje del esfuerzo aplicado para comenzar a crecer en dirección perpendicular al dicho esfuerzo. La grieta crece por un proceso de enromamiento y agudizamiento de la punta a causa de los ciclos de tensión.

Rotura.

Al mismo tiempo que la grieta aumenta en anchura, el extremo avanza por continua deformación por cizalladura, hasta que alcanza una configuración enromada. Se alcanza una dimensión crítica de la grieta y se produce la rotura.

La región de una superficie de fractura que se formó durante la etapa II de propagación puede caracterizarse por dos tipos de marcas, denominadas marcas de playa y estrías. Ambas indican la posición del extremo de la grieta en diferentes instantes y tienen el aspecto de crestas concéntricas que se expanden desde los puntos de iniciación. Las marcas de playa son macroscópicas y pueden verse a simple vista.

Las marcas de playa y estrías no aparecen en roturas rápidas.

2.3.2.- Velocidad de propagación.

Los resultados de los estudios de fatiga han mostrado que la vida de un componente estructural puede relacionarse con la velocidad de crecimiento de la grieta. La velocidad de propagación de la grieta es una función del nivel de tensión y de la amplitud de la misma.

$$\frac{da}{dN} = A(\Delta K)^m$$

Dónde:

$\frac{da}{dN}$, es la pendiente de la curva de velocidad de crecimiento.

A y m , son constantes para un determinado material. El valor de m normalmente está comprendido entre 1 y 6.

K , es el factor de intensidad de tensiones.

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min}, \text{ ó bien, } \Delta K = Y\Delta\sigma\sqrt{\pi \cdot a}$$

Desarrollando estas expresiones a partir de gráficas generadas por ellas mismas, se puede llegar a la siguiente ecuación:

$$N_f = \frac{da}{A\pi^{\frac{m}{2}}(\Delta\sigma)^m} \cdot \int_{a_0}^{a_c} \frac{1}{Y^m a^{\frac{m}{2}}} da$$

Dónde:

N_f : es el número de ciclos hasta rotura.

A y m : son parámetros definidos por el material.

Y : es un parámetro independiente de la longitud de la grieta.

a_c : es la longitud crítica de la grieta.

a_0 : es la longitud de grieta inicial.

a_c se puede calcular por:

$$a_c = \left(\frac{K_{IC}}{\sigma Y \sqrt{\pi}} \right)^2$$

Dónde:

K_{IC} : es la tenacidad de fractura de deformaciones planas.

Estas fórmulas fueron generadas por Paul C. Paris en 1961 realizando una gráfica logarítmica loglog de la velocidad de crecimiento de grieta contra el factor de intensidad de tensiones, mostrando una relación lineal en la gráfica. Utilizando esta gráfica se pueden realizar predicciones cuantitativas sobre la vida residual de una probeta dado un tamaño de grieta particular. Se encuentra así el comienzo de la iniciación o iniciación rápida de grieta.

En los materiales compuestos el proceso es más complejo que en los materiales homogéneos. El daño en los materiales compuestos es un daño distribuido, de naturaleza diversa (distintos mecanismos a nivel microscópico), altamente anisótropo, y, que, además, conlleva una pérdida importante tanto de rigidez como de resistencia residual durante la vida del componente. A veces, y debido al tiempo, la pieza de material homogéneo puede perder rigidez o ganar humedad y ser ésta la causa de la rotura.

2.3.3.- La Curva Tensión S – N, o curva de Whöler.

Para obtener algún conocimiento teórico de la fatiga de materiales compuestos, se estudia ésta para materiales homogéneos (no compuestos), y luego se realiza una extrapolación, que nunca coincidirá exactamente con las definiciones para materiales simples, que vienen a continuación, preparadas para definir la llamada “curva S – N”, pero que, con ciertas correcciones, es útil en el estudio de fatiga en materiales compuestos.

Se conviene en que los esfuerzos de tracción (respectivamente compresión) son positivos (respectivamente negativos) representando una sucesión de dos de esos pares en la figura siguiente, figura 2.18.

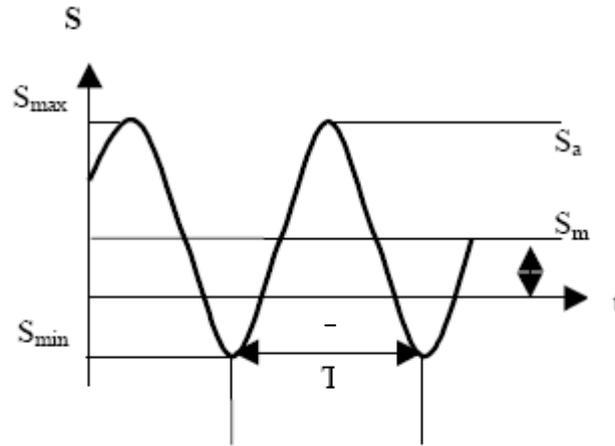


Figura 2.17.- Carga cíclica típica de periodo T.

Hay una tensión (S) máxima y otra mínima, respectivamente denotadas por S_{max} y S_{min} .

denominándose intervalo de tensiones a la diferencia:

$$S_r = S_{max} - S_{min}$$

Se denomina “tensión alterna” a:

$$S_a = \frac{S_r}{2}$$

La “tensión media” es:

$$S_m = \frac{S_{max} + S_{min}}{2}$$

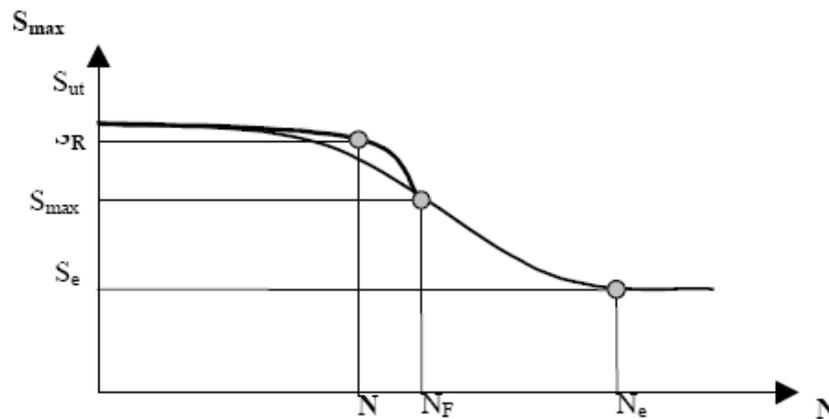
Se denomina “índice de reversión” o “cociente de tensiones” a:

$$R = \frac{S_{min}}{S_{max}}$$

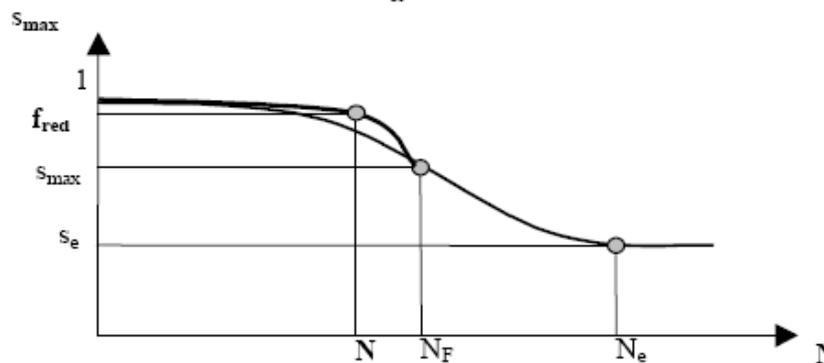
Y se denomina “índice de reversión de componente media Q” a:

$$Q = \frac{S_m}{S_a} = \frac{S_{\max} + S_{\min}}{S_{\max} - S_{\min}}$$

Sean N_f y N_e respectivamente, el número de ciclos hasta el umbral de su comportamiento elástico de cada probeta y el de límite de resistencia sea S_a la amplitud correspondiente a cada una de esas probetas. Las siguientes gráficas (figura 2.19) para abscisas N y S_a , son interesantes ilustraciones de la relación $S - N$, de parte de un modelo para determinación de la fatiga, tomadas del trabajo de Pagés, Costa, Mayugo y Blanco, VIII Congreso Nacional de Propiedades Mecánicas de Sólidos, Gandía (Valencia) (2002).



a



b

Figura 2.18.- Funciones de la resistencia residual S_R (a) y del factor de reducción f_{red} (b) para cierta tensión S_{\max} .

En realidad, la siguiente gráfica para abscisas $\text{Log}(N)$ (siendo N el número de ciclos) y S_a es la curva $S-N$.

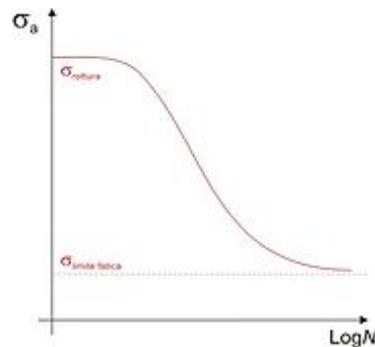


Figura 2.19.- (σ es la S anterior) Curva S-N representativa.

Debe hallarse esta curva para varias probetas. Para la primera, la amplitud máxima debe ser grande (unos $2/3$ de la resistencia a tracción estática), y luego debe ir decreciendo. Entonces, cuanto mayor es la tensión, menor es el número de ciclos hasta la rotura.

Se debe enfatizar que esto vale en principio para materiales homogéneos (es decir, no compuestos), por lo que la curva $S-N$ debe ser sólo una aproximación para el estudio de rotura cíclica en materiales compuestos, para los que la amplitud para rotura es mucho menor.

Para materiales compuestos, el parámetro arriba denominado R , índice de reversión, es importante para caracterizar la evolución de la tensión cíclica. Valores de R entre menos infinito y 0 indican la relación tracción-compresión. Si $R = -1$, la carga oscila simétricamente. Si $1 \geq R \geq 0$, la tensión es de sólo tracción (se denota por $T-T$), si R tiene valores entre 1 y + infinito, la tensión es de sólo compresión (se denota por $C-C$) y si $R = 1$, la tensión de tracción o de compresión es estacionaria.

Hay un cierto problema con el tipo de tensiones $T-T$, $C-C$. En materiales homogéneos el proceso T tiende a eliminar el proceso C (la compresión contrarresta a nivel microscópico la tensión). Si embargo en compuestos esto no suele ocurrir, y para evitar problemas de interpretación casi todas las pruebas de fatiga se hacen en proceso cíclico ($T-T$).

En la curva S – N (figura 2.19), hay tres zonas de izquierda a derecha para materiales metálicos. En la primera y tercera zona la pendiente decrece suavemente, mientras que en la segunda el valor de la pendiente desciende con mayor rapidez. El final de la tercera zona es lo que marca el “límite de fatiga”, de tal manera que a tensiones inferiores el material no falla a fatiga.

En materiales compuestos se ignora si existe ese límite de fatiga pues el número de ciclos hasta llegar a ella es muy elevado. De todas formas, la curva S – N es un punto de partida para los diseñadores, porque los materiales compuestos son tan diversos que no es posible establecer regularidades.

Una vez vista esta introducción general sobre la fatiga, vamos a concentrarnos en los tipos de daños por fatiga y en los factores que afectan a la fatiga de las láminas o laminados de materiales compuestos.

2.3.4.- Tipos de daño de un material compuesto y factores que lo afectan.

2.3.4.1.- Tipos de daños.

En primer lugar no se debe hablar de una sola grieta que se propaga, sino de un deterioro microestructural que se distribuye por el material. Debido a alguno de los siguientes mecanismos: rotura de fibras, formación de grietas en la matriz, rotura de la interfase entre la fibra y la matriz (“debonding”), pandeo de la fibra bajo esfuerzos de compresión y el despegue entre láminas adyacentes o delaminación (figura 2.20), y/o una mezcla de todos estos factores.

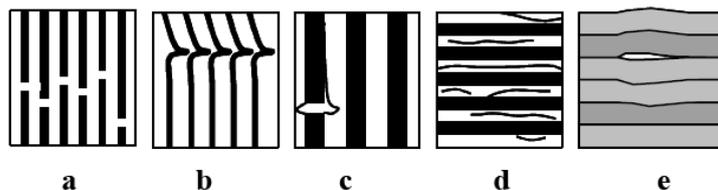


Figura 2.20.- Mecanismos de daño en compuestos: a) rotura de fibras, b) pandeo de fibra por esfuerzos de compresión, c) debonding o “deslizamiento fibra-matriz DFM”, d) agrietamiento en la matriz, e) delaminación.

Como consecuencia de la presencia de estos modos de deterioro microestructural, a nivel macroscópico existe una degradación de las propiedades elásticas y la resistencia residual. En un laminado cada una de las láminas van deteriorándose con el tiempo según sea la orientación y contenido de su refuerzo (comportamiento anisótropo).

2.3.4.2.- Factores principales.

Además de las influencias de las tensiones, el diseño, tratamiento superficial y endurecimiento superficial pueden tener su importancia, aunque en menor grado.

Diseño

El diseño tiene una influencia grande en la rotura de fatiga. Cualquier discontinuidad geométrica actúa como concentradora de tensiones y es por donde puede nuclear la grieta de fatiga. Cuanto más aguda es la discontinuidad, más severa es la concentración de tensiones.

La probabilidad de rotura por fatiga puede ser reducida evitando estas irregularidades estructurales, es decir, realizando modificaciones en el diseño, eliminando cambios bruscos en el contorno que conduzcan a cantos vivos, por ejemplo, exigiendo superficies redondeadas con radios de curvatura grandes.

Tratamientos superficiales

En las operaciones de mecanizado, se producen pequeñas rayas y surcos en la superficie de la pieza por acción del corte. Estas marcas limitan la

vida a fatiga pues son pequeñas grietas las cuales son más fáciles de agrandar. Mejorando el acabado superficial mediante pulido aumenta la vida a fatiga.

Uno de los métodos más efectivos de aumentar el rendimiento es mediante esfuerzos residuales de compresión dentro de una capa delgada superficial. Cualquier tensión externa de tracción es parcialmente contrarrestada y reducida en magnitud por el esfuerzo residual de compresión. El efecto neto es que la probabilidad de nucleación de la grieta, y por tanto de rotura por fatiga se reduce.

Este proceso se llama «granallado» o «perdigonado». Partículas pequeñas y duras con diámetros del intervalo de 0,1 a 1,0 mm son proyectadas a altas velocidades sobre la superficie a tratar. Esta deformación induce tensiones residuales de compresión.

Endurecimiento superficial

Es una técnica por la cual se aumenta tanto la dureza superficial como la vida a fatiga de los aceros aleados. Esto se lleva a cabo mediante procesos de carburación y nitruración, en los cuales un componente es expuesto a una atmósfera rica en carbono o en nitrógeno a temperaturas elevadas.

Una capa superficial rica en carbono y en nitrógeno es introducida por difusión atómica a partir de la fase gaseosa. Esta capa es normalmente de 1mm de profundidad y es más dura que el material del núcleo. La mejora en las propiedades de fatiga proviene del aumento de dureza dentro de la capa, así como de las tensiones residuales de compresión que se originan en el proceso de cementación y nitruración.

Influencia del medio

El medio puede afectar el comportamiento a fatiga de los materiales. Hay dos tipos de fatiga por el medio: fatiga térmica y fatiga con corrosión.

Fatiga térmica

La fatiga térmica se induce normalmente a temperaturas elevadas debido a tensiones térmicas fluctuantes; no es necesario que estén presentes tensiones mecánicas de origen externo. La causa de estas tensiones térmicas es la restricción a la dilatación y/o contracción que normalmente ocurren en piezas estructurales sometidas a variaciones de temperatura. La magnitud de la tensión térmica resultante debido a un cambio de temperatura depende del coeficiente de dilatación térmica y del módulo de elasticidad. Se rige por la siguiente expresión:

$$\sigma = \alpha_l E \Delta T$$

Donde:

σ : Tensión térmica.

α_l : Coeficiente de dilatación térmica.

E: Modulo de elasticidad.

ΔT : Incremento de temperatura.

Fatiga con corrosión

La fatiga con corrosión ocurre por acción de una tensión cíclica y ataque químico simultáneo.

Lógicamente los medios corrosivos tienen una influencia negativa y reducen la vida a fatiga, incluso a atmósfera normal afecta a algunos materiales. A consecuencia pueden producirse pequeñas fisuras o picaduras que se comportarán como concentradoras de tensiones originando grietas. La de propagación también aumenta en el medio corrosivo puesto que el medio corrosivo también corroerá el interior de la grieta produciendo nuevos concentradores de tensión.

2.3.4.3.- Factores secundarios.

Factores que afectan a materiales compuestos con fibras unidireccionales.

El comportamiento de compuestos con fibra de vidrio presenta una disminución de la resistencia con respecto al número de ciclos mucho más acentuada que los reforzados con fibra de carbono. En concreto, la fibra de carbono presenta una deformación extremadamente baja, muy inferior al de la matriz. Uno de los motivos es que las fibras de carbono son prácticamente inmunes a los fenómenos ambientales. La matriz y la interfase fibra-matriz influyen más en la variación de resistencia de las fibras de vidrio.

Como punto de interés, las curvas S – N (figura 2.18) (aquí para compuestos de fibra de vidrio y de fibra de carbono), tienen una forma algo distinta a las curvas S – N para materiales homogéneos: aunque la pendiente disminuye también, lo hace de manera más suave sin una distinción tan marcada en la parte media.

Por último, es importante recalcar que la resistencia de las fibras, tanto de vidrio como de carbono, no tiene un valor bien determinado, sino que se debe describir como una distribución de probabilidades de rotura en función del esfuerzo a que están sometidas. Esta distribución, y otros motivos, entre ellos la degradación química, hacen que se produzcan roturas de las fibras en puntos aleatorios, de forma que cuando el daño progresa, algunas zonas están más debilitadas, lo que junto con la existencia de fibras fracturadas puede producir la fractura catastrófica.

Otro punto interesante es que en laminados híbridos unidireccionales de carbono/Kevlar-49 con matriz de epoxy, las resistencias a fatiga mejoran por encima de la regla de mezclas, mientras que la resistencia a tensión no.

Una comparación fibras de vidrio – fibras de carbono.

Hay unos diagramas de esperanza de vida a fatiga debidos a R. Talreja (1995), que relacionan un parámetro denotado por “ ε ” que significa la

deformación máxima en el primer ciclo, con el número “N” de ciclos hasta la rotura. El diagrama se denota por $\epsilon - N$.

Considerando dos compuestos epoxy-vidrio y epoxy-carbono (la fibra de vidrio es de baja rigidez mientras la de carbono es de alta rigidez), se estudian sus diagramas $\epsilon - N$.

Para el vidrio hay primero una rotura de fibras, seguido de un proceso de agrietamiento de matriz y propagación de “debonding” (desuniones fibra-matriz). En una tercera etapa el agrietamiento de la matriz es el daño dominante, pero a bajas deformaciones no se produce fatiga en la matriz (Figura 2.21).

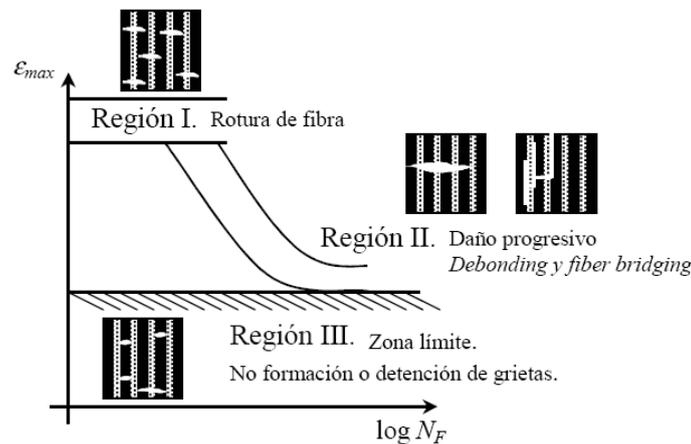


Figura 2.21.- Descripción cualitativa de los diagramas de vida para laminados unidireccionales sometidos a fatiga tensión-tensión. Delimitaciones en el diagrama de las regiones I, II y III.

Sin embargo, un laminado epoxy-fibras de carbono de alta rigidez, tiene un comportamiento radicalmente distinto. Puede ocurrir que no aparezca disminución de su resistencia residual con la aplicación de nuevos ciclos de esfuerzos. La deformación última de las fibras es menor que la de la matriz y, por tanto no se da ese primer paso recién descrito para fibras de vidrio.

Predecir la esperanza de vida para epoxy-carbono es entonces prácticamente imposible (figura 2.22).

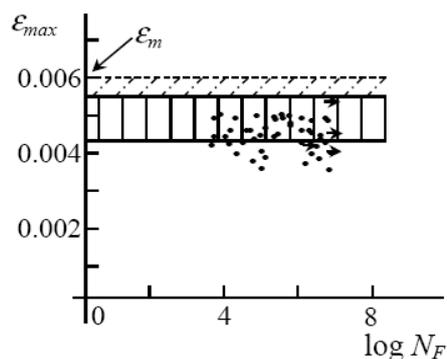


Figura 2.22.- Diagrama de esperanza de vida para material compuesto de fibra de carbono y matriz epoxy.

A veces la grieta en un compuesto epoxi - carbono, si es perpendicular a la dirección de las fibras, se detiene “fibre-bridged cracking” al “chocar” con una fibra, con lo que el agrietado puede ralentizarse. Esto no ocurre necesariamente con otro tipo de matriz.

Debido a que las fibras son muy rígidas o que la matriz puede romperse antes que ellas, o, las grietas en la matriz pueden detenerse en algunos casos por las mismas fibras, o que las fibras de carbono son menos sensibles a la acción química y medio-ambiental, se observa la ventaja de utilizar materiales compuestos epoxi carbono en vez de otros según la aplicación requerida.

2.3.5.- Fatiga oligocíclica (bajo número de ciclos).

Después de haber revisado documentación sobre fatiga, y buscado específicamente sobre fatiga oligocíclica se puede concluir que no hay documentación al respecto. Esto quiere decir que es novedoso el hecho de intentar alcanzar un comportamiento a fatiga oligocíclica determinado para el crecimiento de grieta, debido a que hay casos como el tanque de nitrógeno líquido de las aeronaves espaciales que trabajan a bajo número de ciclos. Realizan entre 4 a 8 viajes, cada viaje compuesto de unos 200 ciclos de ida más unos 200 ciclos de vuelta. Como máximo su vida será de 3200 ciclos. Con lo que será fatiga oligocíclica, ya que se puede considerar que fatiga a bajo número de ciclos es hasta 10^4 – 10^5 ciclos.

También se puede comentar que no tiene por qué haber ninguna fisura, pero los procesos de fabricación fallan, un material puede estar defectuoso, puede haber un factor externo que golpee al material provocándola, o fallos de mantenimiento,...

Al estudiar cómo se comporta este tipo de material se puede conseguir un coste menor, ya que este tipo de estructuras se ensayan para condiciones de vida a fatiga (no oligocíclica). Se ahorraría en material, o en tratamientos de la superficie.

Y, por supuesto, se podría detectar antes los fallos, proceder a repararlos sin tener que fabricar otra pieza, ya que se podrían estudiar las formas de prolongar la vida de ese material, y ahorrar en coste y vidas humanas.

Se puede concretar que fatiga a bajo número de ciclos es hasta 10^4 – 10^5 ciclos.

3.-Procedimiento experimental

3.1.- Métodos y justificación de ensayo.

3.1.1.- Introducción.

El parámetro G_c se basa en la energía y está influenciado por la precisión de las medidas de carga y del desplazamiento, pero también por otros factores como son la exactitud de las medidas de longitud de la grieta y la variación de la flexibilidad con respecto a la longitud de la grieta.

Por estas influencias sobre el parámetro G_c , se necesita hacer una reducción de datos compleja para realizar la medida de tenacidad a fractura interlaminar.

Esta reducción de datos requerirá entonces, realizar ensayos específicos para cada uno de los tres modos de fractura y de las combinaciones de esos tres modos.

Los ensayos deben intentar reproducir los modos de fractura del modo más ajustado a la realidad posible, de modo que los resultados obtenidos de esa reproducción sirvan de hecho para definir la tenacidad a fractura interlaminar en los casos concretos de situaciones de fractura interlaminar de un compuesto o compuestos dados.

Describimos a continuación los tipos de ensayo más comunes que se aplican actualmente para cada uno de los modos de fractura, modo I, modo II y modo III.

3.1.2.- Ensayos en Modo I.

El fallo en modo I de los materiales compuestos, es debido a una fractura interlaminar, provocada por una tensión perpendicular al plano de fractura. Existe un ensayo normalizado (ASTM D55289), que se conoce como “configuración de Viga en Doble Voladizo (DCB, Double cantilever Beam)” para caracterizar el fallo de Modo I.

Este ensayo utiliza probetas rectangulares de grosor y anchura constantes. Las probetas están constituidas por un número par de láminas, de forma que en el plano medio se incluya un inserto no adhesivo para generar la delaminación inicial.

Se pegan dos bloques o dos bisagras de piano en los extremos superior e inferior de la probeta donde se encuentra el inserto y seguidamente se introduce la carga perpendicularmente al plano de fractura.

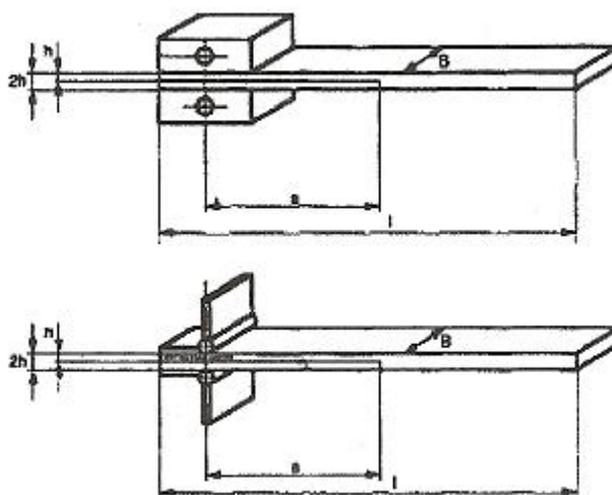


Figura 3.1.- ensayos DCB.

3.1.3.- Ensayos en Modo II.

El fallo en modo II de los materiales compuestos es debido a cortadura dentro del plano de fractura, lo cual produce primero un deslizamiento entre las dos caras de la grieta y, a continuación, una rotación y apertura de la grieta.

Debido a la complejidad de tener en cuenta conjuntamente estas tres características que definen el modo II, no hay actualmente ningún ensayo normalizado universalmente reconocido, caracterizado para este modo de fractura, aunque como veremos algo más adelante, se está imponiendo el ensayo llamado "de Flexión con Entalla Final". Posteriormente se describirá de forma detallada los métodos de ensayo en modo II.

3.1.4.- Ensayos en Modo III.

El fallo en modo III de los materiales compuestos, es debido a rasgado por tensiones de cortadura producidas fuera del plano de fractura. De igual manera a lo que ocurre en el fallo en modo II, no hay actualmente ningún ensayo normalizado universalmente reconocido, caracterizado para el modo III de fractura. El motivo es en este caso, la dificultad para generar un frente de grieta en modo III puro.

Por ello, de momento se usa en la práctica el valor de G_{II} como estimación de G_{III} .

3.1.5.- Ensayos en Modo mixto I + II.

Los modos mixtos de fractura se usan para tratar combinaciones de modos puros de fractura. El modo mixto I + II es el más estudiado, con una gran variedad de configuraciones de ensayos de estos dos modos.

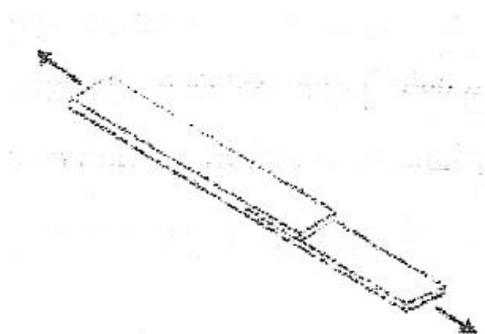


Figura 3.2.- Ensayo CLS: Crack Lap Shear

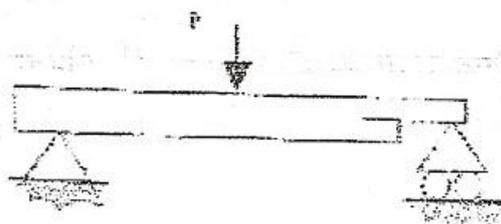


Figura 3.3.- Ensayo SLB: Single Leg Bending

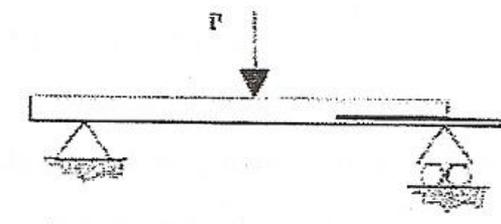


Figura 3.4.- Ensayo USLB: Unsymmetric S

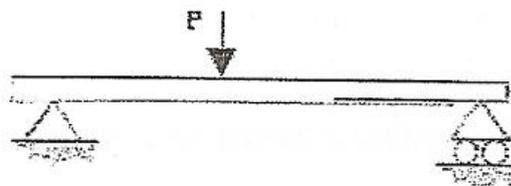


Figura 3.5.- Unsymmetric FEF

Estos ensayos no son totalmente aceptados puesto que presentan diferentes problemas: los métodos CLS (Figura 3.2), USLB (Figura 3.4) y UENF (Figura 3.5), requieren de probetas diferentes para cada rango de ensayos en modo mixto que se desee ensayar, mientras que el ensayo SLB (Figura 3.3) solamente permite rangos de modo mixto cercanos al 40%.

3.1.6.- Métodos de ensayo para modo II.

3.1.6.1.- Introducción.

Como se ha mencionado anteriormente, no había actualmente ningún ensayo normalizado universalmente reconocido, caracterizado para el modo II, pero se está imponiendo la configuración de Flexión con Entalla Final.

Se enumeran a continuación los métodos de ensayo más comunes.

- Flexión con Entalla Final,
- Flexión con Entalla Final Estabilizada,
- Flexión con cuatro puntos con Entalla Final,
- Flexión de probeta empotrada con Entalla Final.

3.1.6.2.- Flexión con Entalla Final.

Es el ensayo más empleado en la actualidad para caracterizar la tenacidad del material contra fractura interlaminar bajo modo II. Es el método que utilizan los organismos ESIS (European Structural Integrity Society), JIS (Japanese Industrial Standards Group) y ASTM (American Society for Testing and Materials). Como ya se ha dicho, aunque no está normalizado, como su uso se está generalizando, está en vías de normalización.

La configuración de Flexión con Entalla Final (ENF, End Notched Flexure) consiste en un ensayo de flexión en tres puntos, realizado sobre una probeta con una delaminación inicial, y se realiza en control de desplazamiento.

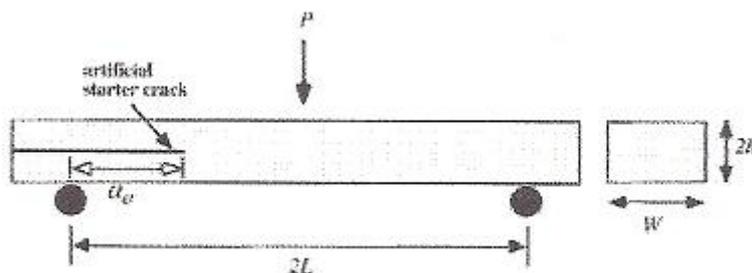


Figura 3.6.- Método de ensayo Flexión con Entalla Final (FEF ó ENF).

La forma de las probetas es rectangular, con anchura y grosor constante.

Mediante una inserción no adhesiva, se introduce en la probeta una delaminación inicial en el plano medio de la probeta. El grosor del material a injertar no debe superar los 130 μm para que ese grosor no interfiera en los resultados.

Las probetas son unidireccionales y con un número par de láminas para que el inserto pueda ser colocado en el plano medio del laminado. Existe el problema de que en las estructuras reales, los laminados son multidireccionales, por lo que es frecuente realizar los ensayos con probetas con orientaciones distintas al $0^\circ/0^\circ$, lo cual implica una posible aparición de modo III. Este efecto se minimiza eligiendo una secuencia de apilamiento que reduzca los efectos tridimensionales a lo largo del frente de la delaminación.

Las dimensiones recomendadas para las probetas son las siguientes:

$$L = 50 \text{ mm} \qquad 5 \text{ mm} \geq 2h \geq 3 \text{ mm} \text{ (} 2h = \text{grosor)}$$

$$B = 25 \text{ mm} \qquad a = 25 \text{ mm}$$

En la figura adjunta se observa un esquema de la probeta:

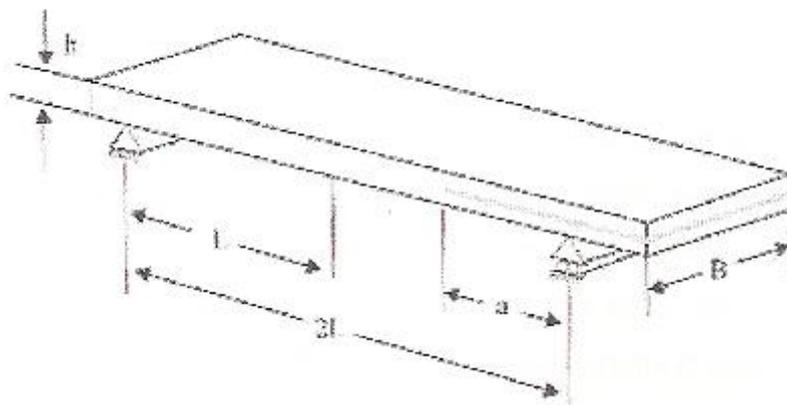


Figura 3.7.- Probeta para ensayos FEF.

El motivo de haber adoptado estas dimensiones es intentar limitar lo mejor posible tanto la no linealidad geométrica del ensayo como la influencia de deformación por cortadura, lo cual permite usar métodos de reducción de datos simples para conseguir resultados precisos.

En el ensayo, se carga la probeta mediante flexión en tres puntos, dos cerca de los extremos y un central. Se hace que la carga ascienda de forma lineal hasta que se produce la progresión de la grieta, momento en el se alcanza un valor de carga máximo (P_{max}).

Debido a que en este tipo de ensayo, la grieta se propaga de una forma inestable, al llegarse al punto de carga máxima, la carga cae bruscamente sin variación de desplazamiento. La caída de la carga se detiene justo cuando se detiene la delaminación. Esto suele ocurrir a la mitad de la longitud de la probeta porque ahí es donde se aplica la carga con el rodillo, que produce una compresión local que hace que se libere parte de la energía elástica almacenada en la probeta.

Es frecuente que pueda aparecer, en matrices tenaces, una zona de crecimiento plástico no lineal, asociada al crecimiento subcrítico del daño, antes del crecimiento inestable de la delaminación. En estos casos se debe hacer el cálculo del G_{IIc} , además del cálculo de P_{max} , a partir de la carga obtenida mediante desviación lineal de la curva un 5% (P_{NL}).

3.1.6.3.- Flexión con Entalla Final Estabilizada.

Este método de ensayo, ensayo de Flexión con Entalla Final Estabilizada (SENF, Stabilized End Notched Flexure), es un caso particular de ENF con la variante de que se intenta, mediante un control más riguroso de los movimientos y reacciones de la máquina, estabilizar el crecimiento de la grieta.

Este control de parámetros hace necesario contar con equipamiento mucho más complejo y requiere un tedioso proceso de medida del desplazamiento de la delaminación.

3.1.6.4.- Flexión en 4 puntos con Entalla Final.

Se denomina 4ENF (4 End Notched Flexure) es un ensayo parecido de ENF con la variante de que la carga se aplica a través de una nariz doble en lugar de una simple, por lo que con ello, se realiza un ensayo de flexión en cuatro puntos. Los resultados de 4ENF son similares a los obtenidos en el ensayo ENF.

3.1.6.5.- Flexión de Probeta Empotrada con Entalla Final.

Se denomina ELS (End Loaded Split). La configuración es diferente a los tres tipos descritos, debido a que uno de los extremos de la probeta se empotra, y la carga se realiza en el extremo no empotrado, que es el que contiene la delaminación inicial.

La ESIS, European Structural Integrity Society, anteriormente, se decantó por la configuración ENF, aunque se valoró la posibilidad de utilizar la configuración ELS.

La longitud de la viga hace que las condiciones de fractura sean más estables y que la delaminación se pueda propagar a lo largo de toda la probeta.

Las probetas son semejantes al ensayo ENF, tienen un número par de láminas y se utiliza un inserto no adhesivo que produce la delaminación inicial en el plano medio de la probeta.

Las dimensiones recomendadas de la probeta son:

$$L = 145 \text{ mm,}$$

$$B = 12,5 \text{ mm,}$$

$$2h = 2,6 \text{ mm.}$$

El ensayo debe realizarse a velocidad constante de 5 mm/min, y la carga se aplica a través de una nariz de 3 mm de diámetro.

3.1.7.- Elección del método de ensayo

Hasta ahora se ha descrito los métodos más usados de ensayo para caracterizar fractura interlaminar Modo II. El siguiente paso es elegir uno de ellos.

Para realizar la elección hay que tener en cuenta factores que podemos llamar inherentes al ensayo y otros factores externos pero esenciales.

Los factores inherentes son, la elección del iniciador de la grieta, la estabilidad o no estabilidad en cómo crece la delaminación, la reducción de la fricción y el análisis de datos.

Iniciador de la grieta.

Es conveniente empezar con una grieta artificial, que puede ser una lámina delgada de polímero y, a continuación se podría, si es necesario tener un fondo de grieta natural, hacer una precarga.

Estabilidad.

Según el método de ensayo elegido, el crecimiento de la delaminación puede ser estable o inestable.

Fricción.

Al estar en modo II, las dos caras de la grieta se deslizan una sobre otra. Por tanto habrá que elegir el método que mejor reduzca la fricción. Parece ser que esta reducción puede obtenerse con insertos de teflón.

Análisis de datos.

Después de haber realizado los ensayos, debe intentarse que, para obtener los parámetros que se buscan en cada caso, el análisis de los ensayos sea lo menos complicado posible, que no requiera cálculos, métodos ni equipos auxiliares complejos.

Los factores externos son que existan la maquinaria y utillajes adecuados, bibliografía, incluidos notas y protocolos no necesariamente publicados como libros y que se disponga de medios que permitan que la fabricación de probetas sea asequible.

Por las razones indicadas anteriormente, el método de ensayo considerado como más viable y, por tanto, el elegido para este estudio es el Ensayo de Flexión con Entalla final (FEF).

3.2.- Material y equipos para la realización de los ensayos

3.2.1.- Material utilizado:

El material con el que se han construido las probetas y con el cual se va a realizar el estudio del crecimiento de grietas interlaminares bajo modo II, se trata de fibras de carbono como refuerzo, y la matriz epoxi como la que sustenta las fibras de carbono, en forma de laminados unidireccionales.

Hay varios factores para haber elegido este material. Los materiales carbono/epoxi son materiales compuestos avanzados de altas prestaciones, utilizados en su mayoría en la industria aeroespacial. Aunque cada vez es más corriente su uso en otros ámbitos. Este incremento en su utilización produce un mayor interés en conocer de forma más precisa su comportamiento ante fallos en servicio.

Se ha escogido la fibra de carbono o grafito porque es la más usada en las aplicaciones estructurales. Se denotan por "AS4" y son de base "Poli Acrilo Vinilo (PAN)". Se consideran del grupo de fibras de carbono de alta resistencia.

Tienen un tratamiento superficial oxidativo para mejorar la resistencia final del material compuesto tanto a cortadura como a tracción transversal. Carecen de un recubrimiento superficial de compatibilización con epoxi o ensimaje.

Debido a la baja densidad de este tipo de fibra de carbono, es excelente para estructuras sometidas a fatiga por cargas repetitivas y por su resistencia a la tracción. Las propiedades de la fibra de carbono AS4 son:

Densidad: 1,6 g/m³.

Dámetro: 7 μm.

Sección: Circular.

Resistencia a la tracción: 4002 MPa.

Módulo de tracción: 235 GPa.

Deformación última: 1,6%.

Las fibras de carbono están sustentadas por una resina epoxi. Estas resinas son termoendurecibles, tienen un excelente comportamiento a temperaturas de hasta 180°C y tienen baja retracción y buena resistencia a los agentes químicos. Con ellas se obtienen laminados de mejores prestaciones.

La matriz seleccionada es epoxi modificada 8552. Sus propiedades son las siguientes.

Densidad: 1,30 g/m³.

Gk: 680 J/m².

Resistencia a la tracción: 121 MPa.

Módulo de tracción: 4,67 GPa.

Deformación última: 4%.

El material compuesto resultante se denomina AS4/8552. Para el 60% de contenido de fibra en volumen, las propiedades son las siguientes.

Densidad: 1,59 g/m³.

Tg (seco): 200°C

Tg (saturado): 154°C

Resistencia a la tracción: 2103 MPa.

Módulo de tracción: 141 GPa.

Deformación última a 0°C: 1,55%.

Módulo de flexión a 0°: 127 GPa

En cuanto al inserto, es una lámina de tejido de poliéster revestido de teflón, con espesor de $60\mu\text{m}$. Este inserto se coloca en uno de los extremos de la probeta en la parte central del espesor.

3.2.2.- Fabricación de las probetas.

Las probetas utilizadas en este trabajo se fabricaron en el I.N.T.A. requiriéndose un “área limpia” donde se colocan los rollos del material compuesto. Este material ha estado conservado en frigorífico a una temperatura de unos -15°C o menor, por lo que deben de estar previamente preimpregnados, porque, en otro caso, se producirían irregularidades debido a condensación al cambiar bruscamente a temperatura ambiente.

Además de contar con un área limpia, los útiles necesarios para los ensayos son, un autoclave, una máquina de corte, una máquina de ensayos, una célula de carga, y, un microscopio electrónico de barrido.



Figura 3.8.- Área limpia del I.N.T.A.

Del rollo del material compuesto se cortan las láminas y se colocan apiladas unas sobre otras con la orientación de fibras de 0° para formar los paneles en número suficiente. La forma del panel debe ser escogida con anterioridad e igual para todas las probetas. Posteriormente éstas se introducen en un autoclave.

La función del autoclave es suministrar a la vez calor y presión. El autoclave utilizado es de la marca Scholz y se define por tener dentro de la cámara una presión máxima de 20 bares y una temperatura máxima de 375°C, con un diámetro útil de 100 cm y una longitud útil de 250 cm.



Figura 3.9.- Autoclave utilizado en el curado de las probetas.

Dentro de la cámara presurizada, y sobre unos soportes adecuados, se introduce el laminado en una bolsa de vacío. Los dispositivos de calor en un autoclave son por combustión de gas o a través de resistencias. En este caso se emplea nitrógeno, siendo este gas, el aire o el dióxido de carbono los empleados en la presurización de la cámara. El laminado se compacta dentro de la bolsa y se eliminan elementos volátiles de la resina a la vez que el hecho de estar al vacío elimina las posibles influencias atmosféricas. Finalmente comentar que también existe un sistema de control de los parámetros de curado que permite grabar y reproducir los mismos ciclos de curado obteniendo un historial de las diferentes piezas.

Un ciclo normal al que se ven sometidas las piezas en la cámara presurizada es: inicialmente, la aplicación de presión favoreciendo la eliminación del aire (reducción de poros), seguido del ciclo térmico y, para finalizar, se vuelve a aplicar presión para conformar la pieza.

Las siguientes figuras muestran las distintas variables presentes en un ciclo de curado que se aplicó a los paneles para la fabricación de unas probetas como las del presente estudio.

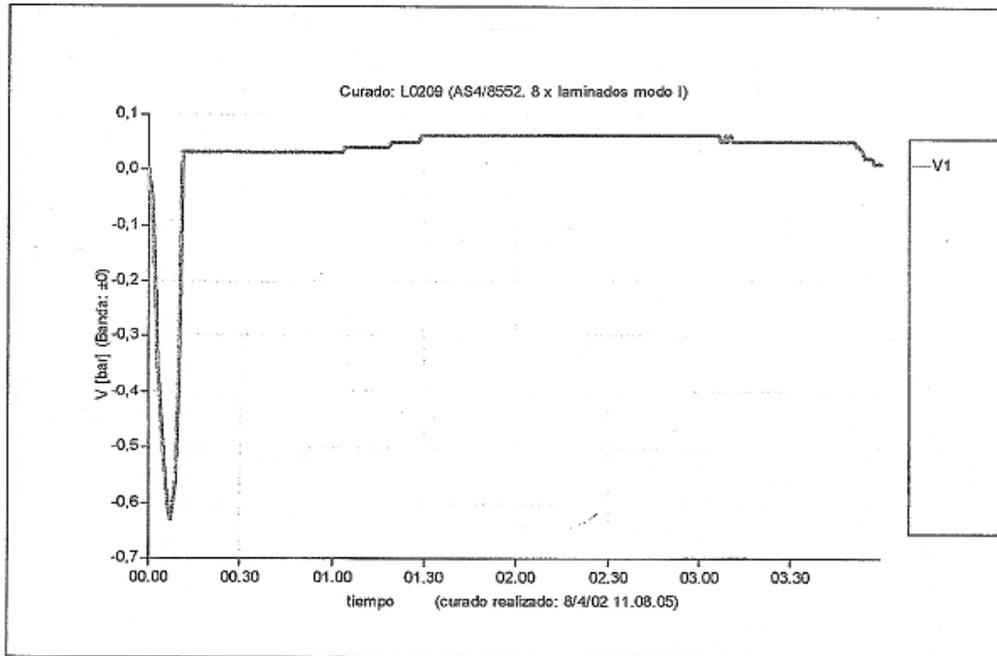


Figura 3.10.- Ciclo de curado de vacío dentro de la bolsa.

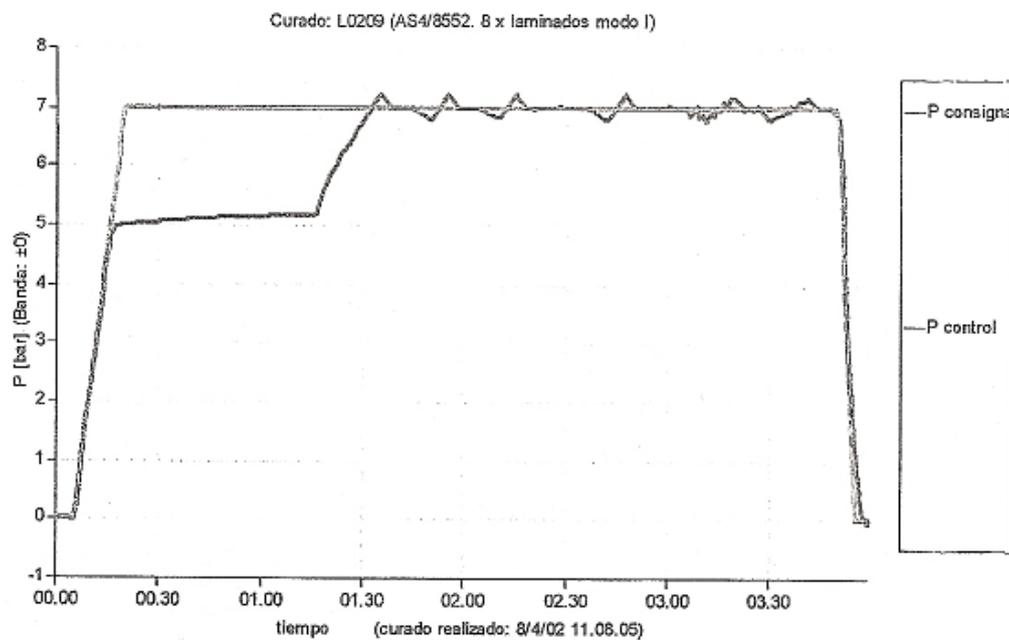


Figura 3.11.- Presión del ciclo de curado.

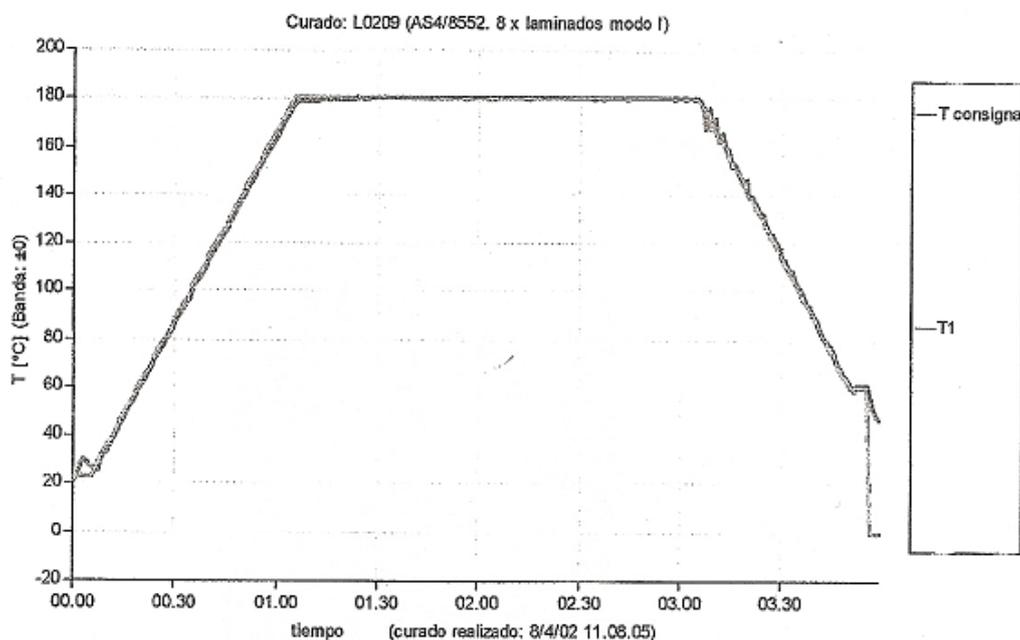


Figura 3.12.- Temperatura del ciclo de curado.

La máquina de corte utilizada es de la marca Venus-Gusmer Inc. y se consigue, mediante unos separadores bien preparados entre cuchillas, que las probetas obtenidas tengan las dimensiones adecuadas al ensayo (ya que pueden cortarse varias a la vez).

3.2.3.- Maquinaria utilizada en los ensayos.

La máquina de ensayos utilizada es de la marca Servosis y está emplazada en el laboratorio de la Universidad Carlos III. Lleva instalado un sistema cliente-servidor con protocolo de comunicación SPX. Así como una célula de carga U2B para registrar los valores de la fuerza aplicada por el émbolo a la probeta en todo momento, su rango de trabajo es de 10 KN \approx 2 mV/V.



Figura 3.13.- Máquina de ensayos.

Se monta un útil que se había diseñado en anteriores trabajos del Departamento de Estructuras y medios continuos, y que permite flexionar las probetas en tres puntos (parte central con un pistón y dos apoyos cerca de los extremos), según se describe en el “Protocol for interlaminar fracture testing”.

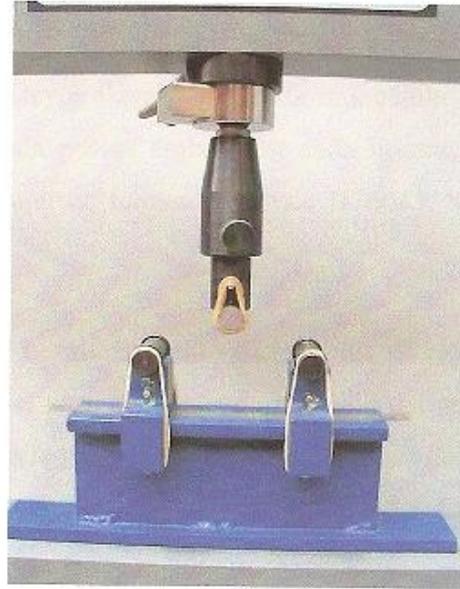


Figura 3.14.- Útil para ensayos de flexión en tres puntos.

Se utilizó el microscopio electrónico de barrido de la marca Hitachi propiedad del I.N.T.A para la observación detallada de las grietas y de las posiciones de éstas. Este estudio se realizó en 4 probetas, dos ensayadas estáticamente y otras dos dinámicamente, aplicando una señal senoidal en la máquina de ensayos, para que el pistón reproduzca el movimiento sobre la probeta.

3.3.- Calibraciones de la máquina de ensayos.

Antes de comenzar a realizar los ensayos se debe verificar la máquina para poder establecer como reales los valores obtenidos, siendo para ello, los errores despreciables.

Las verificaciones realizadas son:

- Verificación de la célula de carga.
- Verificación del desplazamiento del actuador.
- Verificación de flexibilidad de la máquina.

3.3.1.- Verificación de la célula de carga.

Esta calibración sirve para comprobar que la carga medida es la realmente aplicada sobre la probeta.

La calibración es sencilla, se necesita una pesa calibrada, la cual se obtiene del I.N.T.A. Esta pesa se cuelga del bastidor superior de la máquina donde se encuentra la célula de carga y si la máquina nos muestra el mismo peso dará validez a las mediciones de carga en los ensayos de este proyecto.

Para ello disponemos de un vástago del que colgar la pesa calibrada. La cual es de 20 libras (9,0718 kilogramos).

Y la medición de la máquina es 9,23 kg.

$$Error = 100 \cdot \left(1 - \frac{9,0718}{9,23}\right) \approx 1,714\%$$

Se observa que el error entre medidas es menor del 2%, por lo tanto no es importante para el estudio que realizamos, debido al rango de cargas en el que se trabajará.

3.3.2.- Verificación del desplazamiento del actuador.

En este caso, la calibración se realiza sobre la medida del desplazamiento del actuador, para conocer la fiabilidad de la adquisición de datos por parte de la máquina respecto al valor de los desplazamientos realizados.

Para esta verificación el vástago que sufre el desplazamiento del actuador es el inferior. Se procede a medir con un calibre (electrónico) la distancia entre la base de la máquina y dicho vástago.

Se colocó al actuador en una posición cualquiera que se establece como origen. Con respecto a ese origen posicionamos la máquina aproximadamente a noventa y tres milímetros de distancia. Se realizan dos ensayos: en el primero se retrocede treinta milímetros de cinco en cinco hasta llegar a sesenta y tres milímetros, deteniendo la máquina cada cinco milímetros para medir con un calibre. Después del primer ensayo se vuelve a posicionar la máquina a noventa y tres milímetros y se repite el proceso. De esta forma se observa en todo su rango de movimientos si es fiable la máquina.

Las mediciones de las dos series se muestran en las tablas siguientes:

Serie 1	Medida Calibre (mm)	Diferencia	Medida Servosis (mm)	Diferencia
	0,00		92,57	
	5,07	5,07	87,63	4,94
	10,34	5,27	82,70	4,93
	15,13	4,79	78,19	4,51
	20,13	5,00	73,37	4,82
	25,05	4,92	68,45	4,92
	29,93	4,88	63,43	5,02

Tabla 3.1.- Ensayo verificación desplazamiento del actuador.

Serie 2	Medida Calibre (mm)	Diferencia	Medida Servosis (mm)	Diferencia
	0,00		92,43	
	5,18	5,18	87,58	4,85
	10,12	4,94	82,75	4,83
	15,16	5,04	77,77	4,98
	19,90	4,74	73,30	4,47
	25,05	5,15	68,32	4,98
	30,10	5,05	63,33	4,99

Tabla 3.2.- Ensayo verificación desplazamiento del actuador.

Calculando los errores se obtiene un error de 3,44%, muy pequeño frente a los valores con los que se trabaja en este proyecto, por lo tanto se considerarán válidos los valores mostrados por la máquina de ensayos.

3.3.3.- Verificación de la flexibilidad de la máquina.

Una vez comprobado que los valores de carga y desplazamiento que da la máquina son válidos, se procede a comprobar la flexibilidad de la máquina. Esto es porque al calcular la flexibilidad de la probeta, realmente se calcula la flexibilidad de la máquina más la de la probeta, ya que la carga se transmite a través de la máquina a la probeta. Es la flexibilidad del conjunto máquina-probeta.

Por tanto se debe analizar el margen de error introducido en la flexibilidad de la probeta. Las deformaciones que sufra la probeta también las habrá sufrido la máquina, es algo que no se puede resolver. Para cuantificar estos desplazamientos de la máquina se utilizará el ensayo de flexibilidad para unos paralelepípedos con propiedades y flexibilidad conocidas. Y, así, poder hallar la flexibilidad de la máquina restando:

$$\text{Flexibilidad ensayo} = \text{Flexibilidad paralelepípedo} + \text{Flexibilidad máquina.}$$

Los ensayos para los paralelepípedos serán ensayos de flexión en tres puntos, como si fuera una de las probetas, con distancia entre apoyos de 100 mm y a una velocidad de 0,009 mm/s.

La flexibilidad del ensayo se calcula como $C_{ensayo} = \frac{\Delta\delta}{\Delta P}$, donde la flexibilidad (C) representa la pendiente de la recta desplazamiento-carga obtenida del ensayo.

La flexibilidad del paralelepípedo se calculará a través de la fórmula extraída del libro “Resistencia de materiales” de Timoshenko (1989), para una viga apoyada en sus extremos y con la carga P aplicada en el centro de la luz, teniendo en cuenta los efectos debidos a las fuerzas cortantes. Ya que su espesor no es despreciable, la flecha máxima se da en el punto medio y tiene un valor de:

$$\delta_{\max} = \left(\frac{P \cdot l^3}{48 \cdot E \cdot I_z}\right) \left(1 + 3,90 \cdot \frac{h^2}{l^2}\right)$$

Por lo tanto, la flexibilidad será:

$$C = \frac{\delta}{P} = \left(\frac{l^3}{48 \cdot E \cdot I_z}\right) \left(1 + 3,90 \cdot \frac{h^2}{l^2}\right)$$

Donde:

l = longitud entre apoyos = 100 mm.

E = módulo de elasticidad. = 200-210 MPa (acero). En este caso se escoge 200 MPa como valor de E .

I_z = momento de inercia.

Y las dimensiones de los paralelepípedos son:

Paralelepípedo 1

$b = 24,85$ mm.

$h = 24,85$ mm.

$L = 273$ mm.

Paralelepípedo 2

$$b = 25,24 \text{ mm.}$$

$$h = 8,16 \text{ mm.}$$

$$L = 133 \text{ mm.}$$

$$\text{Se obtiene: } I_{z1} = \frac{b \cdot h^3}{12} = 31777,8 \text{ mm}^4.$$

$$I_{z2} = \frac{b \cdot h^3}{12} = 1142,8 \text{ mm}^4.$$

Ya con todos los datos y sustituyendo en la ecuación

$$C = \frac{\delta}{P} = \left(\frac{l^3}{48 \cdot E \cdot I_z} \right) \left(1 + 3,90 \cdot \frac{h^2}{l^2} \right)$$

se puede hallar la flexibilidad de los paralelepípedos:

$$C_{\text{paralelepípedo1}} (E=200 \text{ MPa}) = 3,986 \text{ E-05 mm/kgf.}$$

$$C_{\text{paralelepípedo2}} (E=200 \text{ MPa}) = 9,165 \text{ E-04 mm/kgf.}$$

Posteriormente se realizan los ensayos ya descritos de los paralelepípedos. Para el paralelepípedo 1 se carga hasta los 6300 N aproximadamente y para el paralelepípedo 2 se carga hasta los 9500 N aproximadamente. Con estos valores se cubre el rango de cargas que se utilizará para las probetas.

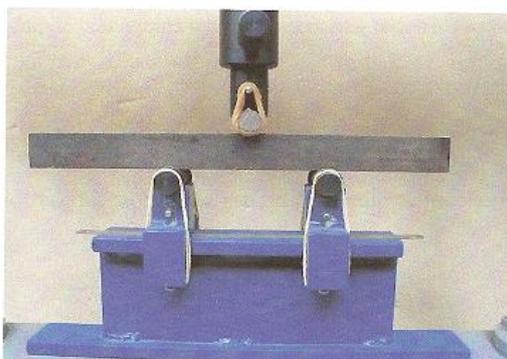


Figura 7.1.- Ensayo con paralelepípedo 1

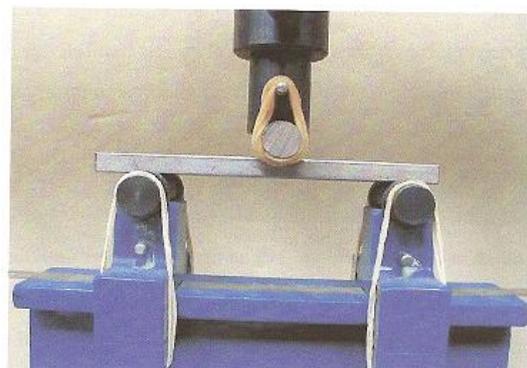
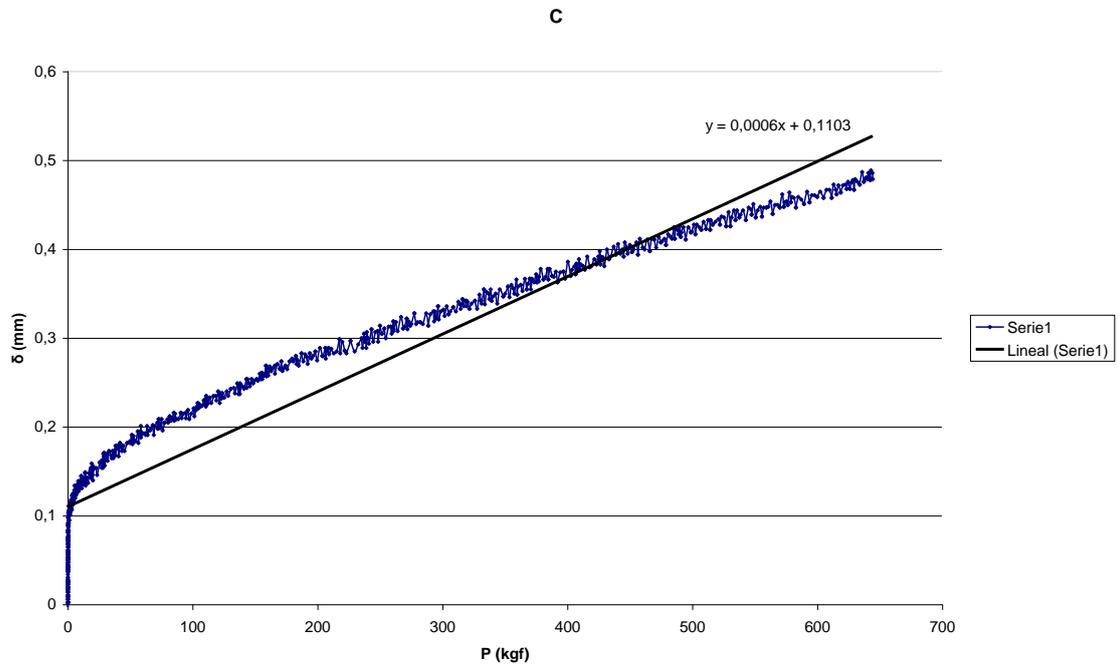


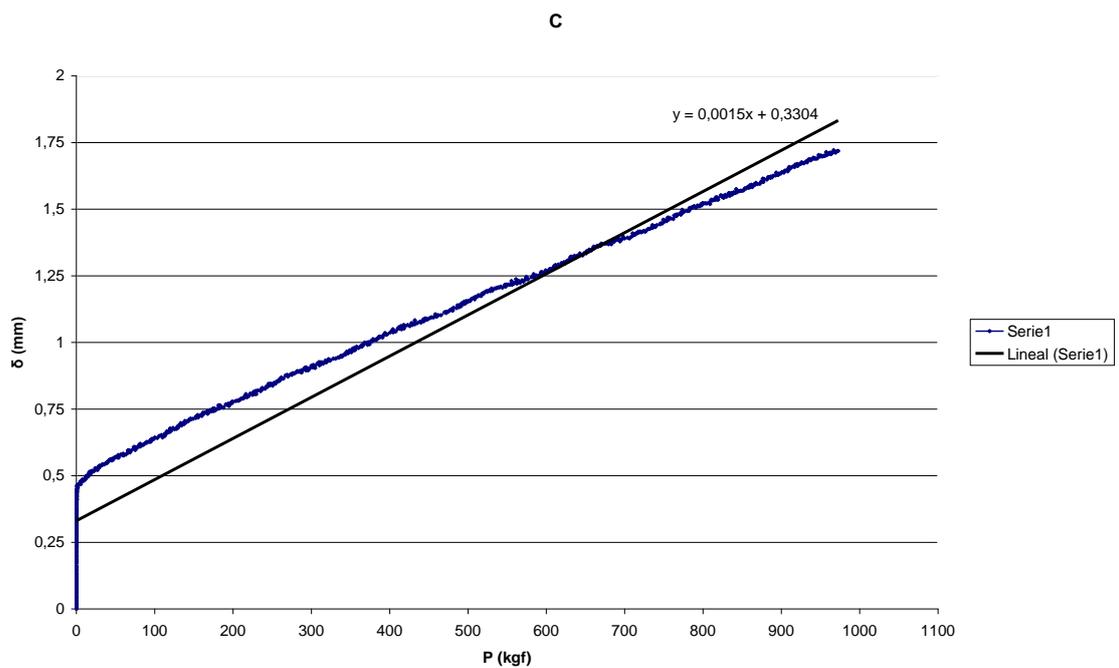
Figura 7.2.- Ensayo con paralelepípedo 2

Con ello obtenemos las flexibilidades totales del conjunto máquina-probeta las cuales se representan en los gráficos adjuntos:

Ensayo Paralelepípedo 1



Ensayo Paralelepípedo 2



$$C_{\text{ensayo1}} = 6 \text{ E-04 mm/kgf.}$$

$$C_{\text{ensayo2}} = 1,5 \text{ E-03 mm/kgf.}$$

Por lo tanto la flexibilidad de la máquina para los dos casos será:

$$C_{\text{máq}} = C_{\text{ensayo}} - C_{\text{paralelepípedo}}$$

$$C_{\text{máq}} (\text{ensayo1}) = 5,601 \text{ E-04 mm/kgf}$$

$$C_{\text{máq}} (\text{ensayo2}) = 5,835 \text{ E-04 mm/kgf}$$

Haciendo la media concluimos que la flexibilidad de la máquina es:

$$C_{\text{máq}} = 5,718 \text{ E-04 mm/kgf}$$

Se necesita comprobar que esta flexibilidad no influye en la flexibilidad, que se calculará posteriormente, de las probetas.

Para ello se estima la flexibilidad de las probetas con las siguientes dimensiones estimadas:

$$l = 100 \text{ mm}$$

$$5 \text{ mm} \geq 2h \geq 3 \text{ mm} \quad (2h = \text{grosor})$$

$$b = 25 \text{ mm}$$

$$C_{\text{prob}} (h = 3 \text{ mm}) = 3,47 \text{ E-02 mm/kgf}$$

$$C_{\text{prob}} (h = 5 \text{ mm}) = 7,50 \text{ E-03 mm/kgf}$$

Siendo la media de espesores de las probetas a ensayar:

$$h_{\text{media}} = 4,438 \text{ mm}$$

$$C_{\text{prob}} (h = 4,438 \text{ mm}) = 1,07 \text{ E-02 mm/kgf}$$

Por lo tanto con este resultado se concluye que se tomará como rígida la máquina ya que la flexibilidad de ésta frente a la de las probetas es de 2 órdenes de magnitud inferiores. La flexibilidad de la máquina introduce un error despreciable en el cálculo de la flexibilidad de las probetas obtenida en los ensayos.

4.- Resultados y análisis.

4.1.- Introducción.

A continuación se expondrán los datos obtenidos en cada uno de los ensayos realizados para este proyecto.

Se realizan ensayos estáticos con el fin de obtener la δ_{cr} que se utilizará cuando se realicen los ensayos de fatiga para no romper las probetas.

Antes de estos ensayos de fatiga, se realizan ensayos de calibración de la flexibilidad de las probetas. Gracias a los cuales se obtiene la forma de calcular la grieta cuando se realicen los ensayos de fatiga mencionados.

Se dispone de 20 probetas aptas para trabajar con ellas, de las cuales se utilizan 6 probetas para el ensayo estático. Según la norma ESIS se necesitan 5 para obtener resultados adecuados.

Y para los ensayos de fatiga se utilizarán otras 6, teniendo en reserva 6 probetas ante problemas que puedan ocurrir en los diferentes ensayos. Con los ensayos a fatiga oligocíclica se observará cómo crece la grieta y se obtendrán las curvas de las grietas en función de los ciclos para comparar con la ley de Paris para fatiga.

La numeración empleada se refiere al día en que se recibió cada tanda de diez probetas, no tiene significado respecto a diferentes tratamientos de fabricación o acabado.

4.2.- Ensayo estático.

El modo de actuación para cada ensayo estático es el mismo. Inicialmente se miden una serie de datos concernientes a parámetros dimensionales de la probeta, como el espesor, el ancho, el largo, el inicio de la grieta artificial y natural, (ver anexos I y II).

Luego se procede a realizar el ensayo estático de flexibilidad, se obtiene los valores de δ frente a P y con ellos se puede hallar la flexibilidad de la

probeta. Para hacer esto, se marcan las probetas en el punto de inicio de fractura y a 25 mm de este punto hacia el extremo de la probeta (Figura 4.1).



Figura 4.1.- Marca de colocación sobre la probeta para ensayo FEF.

Posteriormente, se coloca la probeta sobre el útil, la marca a 25 mm del inicio de la grieta se dispone sobre uno de los apoyos y se procede a realizar el ensayo, el cual consiste en presionar con el pistón sobre la probeta y recoger resultados de fuerza frente a desplazamiento. Estos datos son recogidos y tratados estadísticamente para su posterior estudio.

Se fija un valor de δ_{cr} en función de las gráficas del ensayo estático de flexibilidad para realizar el ensayo de fatiga, se hace de forma conservadora, $\delta_{cr} = 90\% \delta_{rotura}$.

Y, finalmente, con la P crítica se consigue hallar G_{II} crítica por la fórmula de la teoría corregida de vigas:

$$G_{II \text{ vigas}} = \frac{9 \cdot P^2 \cdot a^2}{16 \cdot w^2 \cdot E \cdot h^3}$$

Otra forma de hallar G_{II} es por el método de las áreas. Este método da una medida basada en los datos experimentales. Se mide el incremento de energía por unidad de extensión de la grieta, es decir, la cantidad de energía necesaria para hacer crecer la delaminación (A) una superficie (S). De esta forma se compara la G_{II} obtenida por la teoría corregida de vigas con la hallada por el método de las áreas.

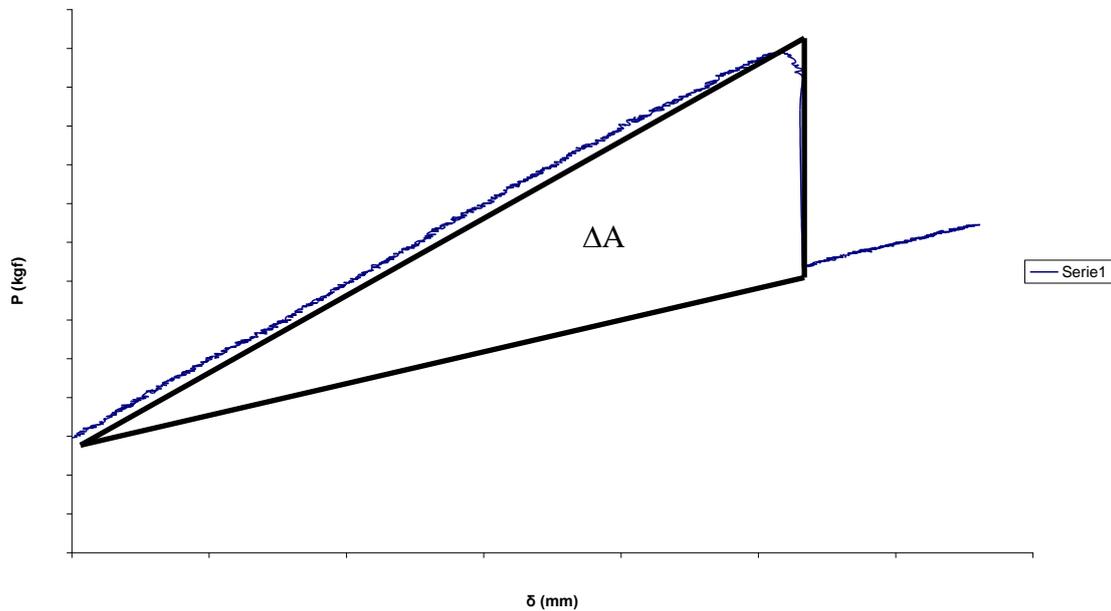


Figura 4.2.- Método de las áreas.

$$G_{II} = \frac{A}{S} = \frac{(P_1 \cdot d_1 - P_2 \cdot d_2)}{2 \cdot w \cdot (a_f - a_0)}$$

Dónde:

P_1 = Carga máxima obtenida durante el ensayo.

d_1 = Desplazamiento para el que se alcanza P_1 .

P_2 = Carga de fin del crecimiento de la grieta.

$d_2 =$ Desplazamiento para el que se alcanza P2.

$w =$ Ancho de la probeta.

$a_f =$ Longitud final de grieta.

$a_0 =$ Longitud inicial de grieta.

En el método de las áreas, si la fractura es más plástica, es decir, no tiene tan marcado el punto a partir del cual termina el crecimiento de grieta, el área bajo la curva se obtendrá bajo triangulación.

El valor de la tasa de liberación de energía calculado mediante la teoría corregida de vigas es también comparado con otros trabajos con materiales similares y se observa que son valores coherentes. Aunque, no en todos los casos la tasa calculada con el método de las áreas es correcta, se produce una desviación posteriormente revisada.

Probeta 11.0

Largo y ancho:

largo	w_i	w_c	w_d	Media
160,55	24,98	24,96	24,94	24,96

Espesor:

t_i	t_c	t_d	Media
4,56	4,6	4,54	4,56

Inicio y final de grieta aproximados:

a_0 artificial	a_0 natural	a_0	a_f
55,32	64,15	39,15	67,07

Carga crítica:

Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)
128,94	1263,61

δ_{cr} :

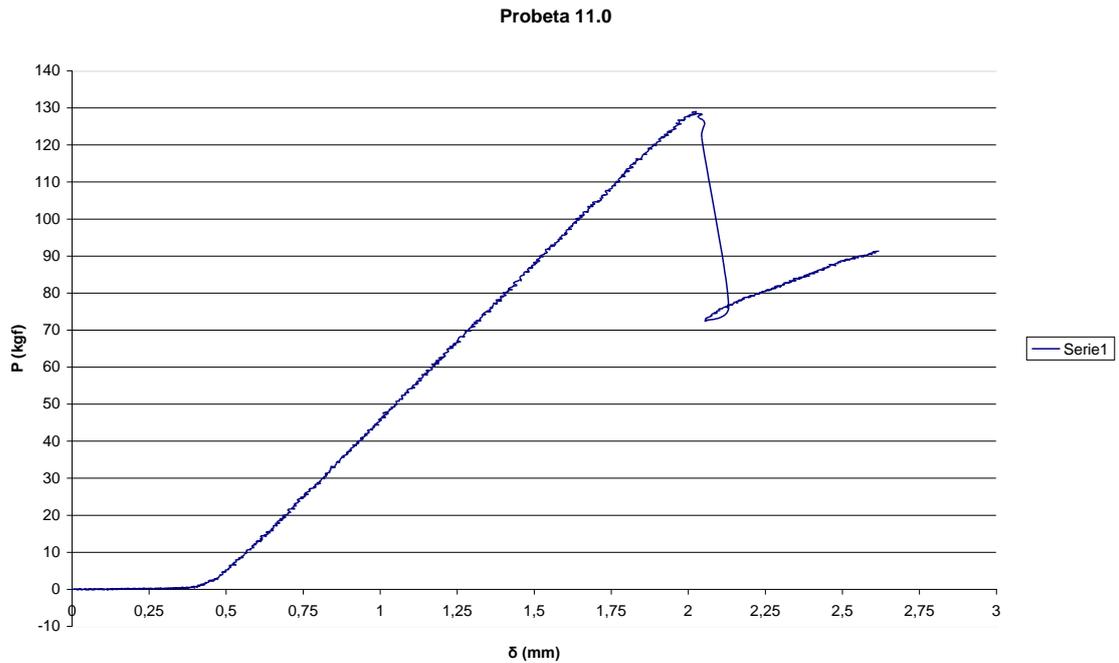
δ_{cr} (mm)
1,819

Tasa de liberación de energía:

G_{II} vigas (J/m ²)	G_{II} áreas (J/m ²)
582,22	724,60

(i: izquierda, c: centro, d: derecha)

Gráfica del ensayo estático de flexibilidad:



Probeta 11.1

Largo y ancho:

largo	w_i	w_c	w_d	Media
160,60	25,14	25,19	25,12	25,15

Espesor:

t_i	t_c	t_d	Media
4,29	4,55	4,48	4,44

Inicio y final de grieta aproximados:

a_0 artificial	a_0 natural	a_0	a_f
57,93	62,70	37,70	59,57

Carga crítica:

P _{crítica} (kgf)	P _{crítica} (N)
128,97	1263,91

δ_{cr} :

δ_{cr} (mm)
1,160

Tasa de liberación de energía:

G _{II} vigas (J/m ²)	G _{II} áreas (J/m ²)
624,24	604,59

Gráfica del ensayo estático de flexibilidad:

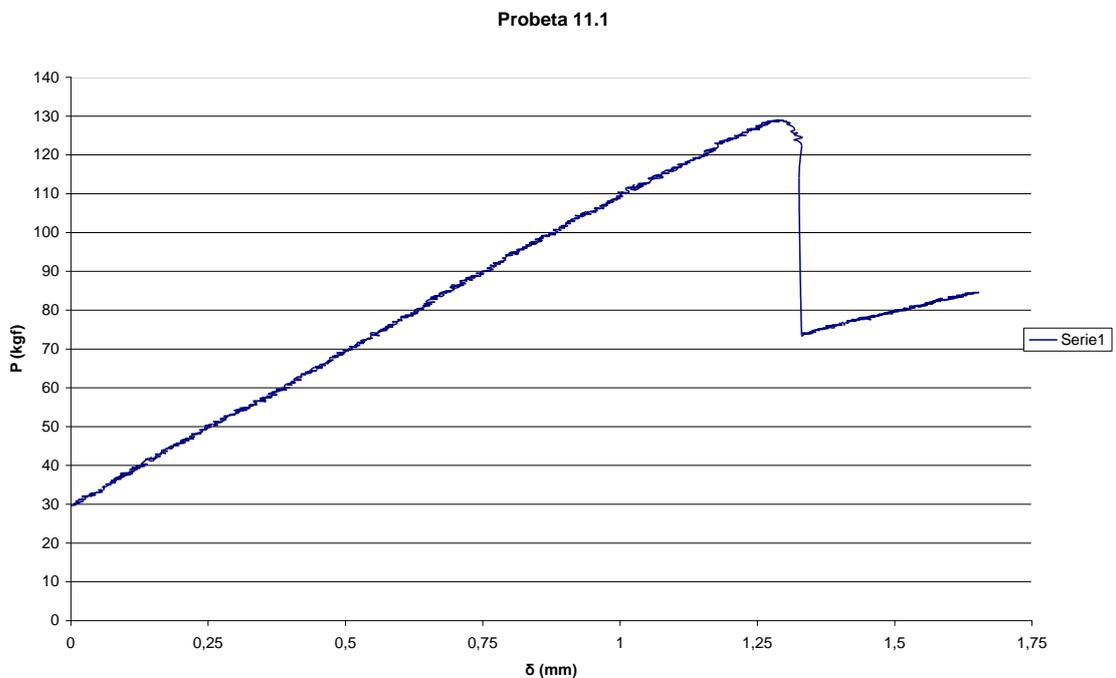


Figura 4.4

Probeta 11.2

Largo y ancho:

largo	w _i	w _c	w _d	Media
160,55	24,96	24,94	24,96	24,95

Espesor:

t _i	t _c	t _d	Media
4,45	4,54	4,50	4,50

Inicio y final de grieta aproximados:

a_0 artificial	a_0 natural	a_0	a_f
54,85	62,36	37,36	52,35

Carga crítica:

$P_{crítica}(kgf)$	$P_{crítica}(N)$
122,26	1198,15

δ_{cr} :

δ_{cr} (mm)
1,654

Tasa de liberación de energía:

G_{II} vigas (J/m^2)	G_{II} áreas (J/m^2)
548,58	692,53

Gráfica del ensayo estático de flexibilidad:

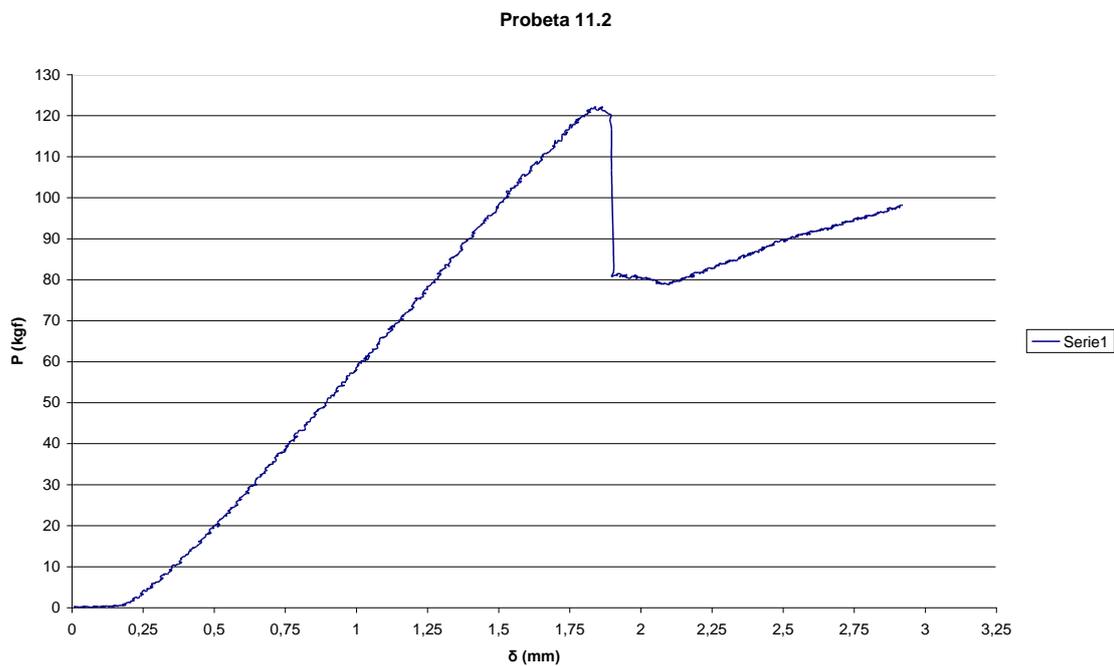


Figura 4.5

Probeta 8.0

Largo y ancho:

largo	w_i	w_c	w_d	Media
160,55	25,16	25,16	25,13	25,15

Espesor:

t_i	t_c	t_d	Media
4,38	4,41	4,33	4,37

Inicio y final de grieta aproximados:

a_0 artificial	a_0 natural	a_0	a_f
55,78	62,56	37,56	56,23

Carga crítica:

$P_{crítica}(kgf)$	$P_{crítica}(N)$
114,05	1117,69

δ_{cr} :

δ_{cr} (mm)
1,857

Tasa de liberación de energía:

G_{II} vigas (J/m^2)	G_{II} áreas (J/m^2)
510,83	923,80

Gráfica del ensayo estático de flexibilidad:

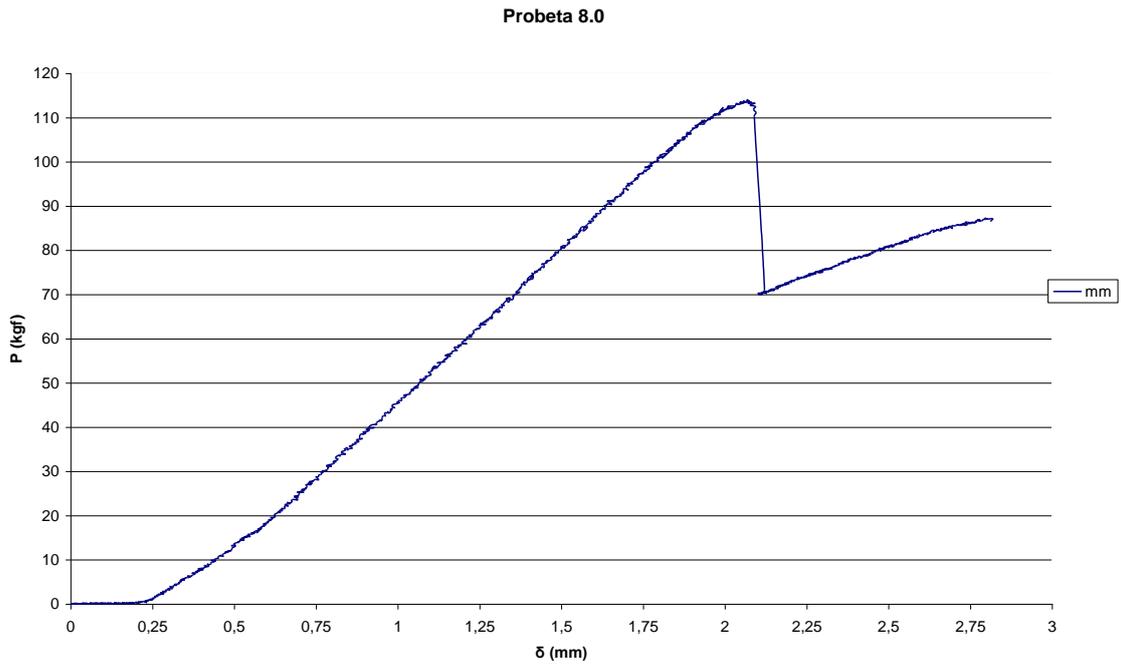


Figura 4.6

Probeta 8.1

Largo y ancho:

largo	w_i	w_c	w_d	Media
160,55	25,20	25,21	25,17	25,19

Espesor:

t_i	t_c	t_d	Media
4,53	4,56	4,54	4,54

Inicio y final de grieta aproximados:

a_0 artificial	a_0 natural	a_0	a_f
55,80	65,27	40,27	45,42

Carga crítica:

Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)
123,96	1214,81

δ_{cr} :

δ_{cr} (mm)
1,546

Tasa de liberación de energía:

G_{II} vigas (J/m^2)	G_{II} áreas (J/m^2)
536,38	742,71

Gráfica del ensayo estático de flexibilidad:

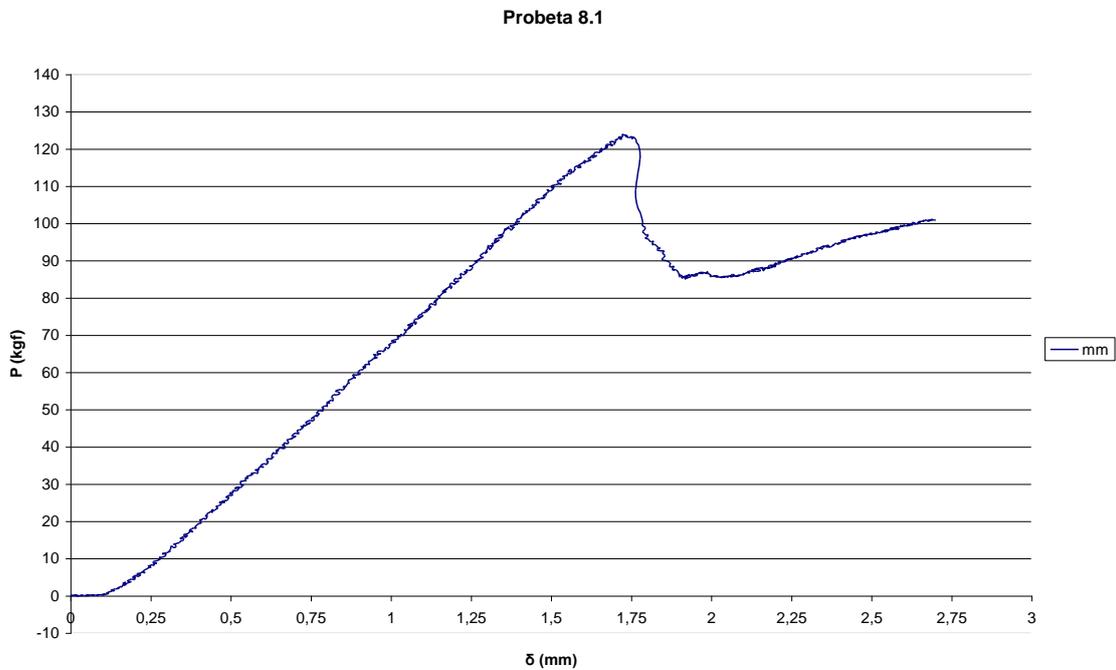


Figura 4.7

Probeta 8.2

Largo y ancho:

largo	w_i	w_c	w_d	Media
160,50	24,88	24,87	24,84	24,86

Espesor:

t_i	t_c	t_d	Media
4,24	4,24	4,19	4,22

Inicio y final de grieta aproximados:

a_0 artificial	a_0 natural	a_0	a_f
54,36	63,50	38,50	53,63

Carga crítica:

$P_{crítica}(kgf)$	$P_{crítica}(N)$
112,98	1107,20

δ_{cr} :

δ_{cr} (mm)
1,726

Tasa de liberación de energía:

G_{II} vigas (J/m ²)	G_{II} áreas (J/m ²)
569,53	915,26

Gráfica del ensayo estático de flexibilidad:

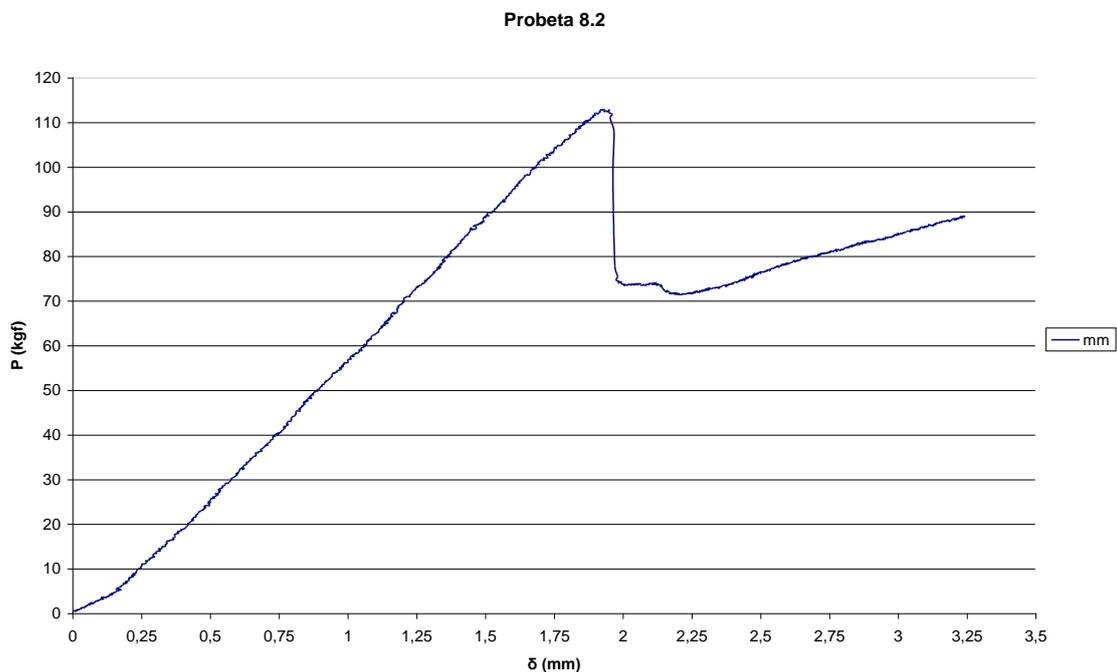


Figura 4.8

Se puede observar ciertas diferencias entre las tasas de liberación de energía (“G”) calculadas mediante el método de las áreas y el método de la teoría corregida de vigas descrito en el protocolo ESIS. Esto es debido a que los valores iniciales de inicio y fin de grieta son estimados con la probeta sin abrir. En el capítulo siguiente se detalla el análisis fractográfico, este análisis se realiza con la probeta abierta y visualizando la superficie de fractura, por lo tanto se miden los valores nuevos de inicio y final de grieta para recalculer la tasa de liberación de energía por el método de las áreas y se observará que los valores son más equiparados al método corregido de las vigas.

Los datos son presentados en una tabla junto con la media, su desviación típica y el coeficiente de variación, para tener una idea más apropiada de los resultados. Para los cálculos se han utilizado las siguientes fórmulas:

- Media:

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} = \frac{\sum x}{n}$$

- Desviación típica:

$$\sigma_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n}}$$

- Coeficiente de variación:

$$c.v. = \frac{\sigma_{n-1}}{\bar{x}} \cdot 100$$

Probetas	G_{II} (Tª vigas) (J/m²)	G_{II} (Áreas) (J/m²)
11.0	582,223	724,598
11.1	624,243	604,595
11.2	548,581	692,535
8.0	510,832	923,796
8.1	536,376	742,706
8.2	569,534	915,256
Media (J/m²)	561,965	767,248
σ_{n-1} (J/m²)	39,484	127,180
c.v. (%)	7,026	16,576

Con todos los valores de $\bar{\delta}_{cr}$ se establece un valor medio, a partir del cual se fija un $\bar{\delta}_{cr}$ para el ensayo de calibración de flexibilidad, posteriormente explicado.

Una vez determinado δ_{cr} , se realiza la calibración de flexibilidad de las probetas con las que se ensayará la fatiga oligocíclica, que será el ensayo siguiente.

Para este ensayo se utilizan 6 probetas, con las cuales se observará el crecimiento de la grieta en función del número de ciclos y a través de las cuales se espera localizar los indicadores de fatiga para bajo número de ciclos.

4.3.- Ensayo de calibración de flexibilidad.

Antes de proceder a realizar el ensayo de fatiga para el cual obtener las curvas de crecimiento de grieta frente a número de ciclos, se necesita realizar un ensayo de flexibilidad de las probetas para obtener el crecimiento de la grieta en función de la flexibilidad.

El método de ensayo de flexibilidad es el siguiente: Para realizar la calibración en flexibilidad se realiza siguiendo las directrices de la normativa ESIS, ésta establece que se marque la probeta en 6 puntos a una distancia de 15, 20, 25, 30, 35 y 40 mm de a_0 . Después se debe colocar la probeta sobre los apoyos, se posiciona sobre el apoyo izquierdo la marca de 15 mm. Ahora se aproxima el pistón manualmente, hasta que esté lo más cercano posible sin que aplique fuerza sobre la probeta.

Se le indica a la máquina que haga una función lineal, es decir, se introduce el valor de la δ_{cr} hasta el que se quiere que llegue a presionar. Este valor se obtiene de los ensayos anteriores, será del 60% de la $\delta_{media} = 1,627$ mm, un valor adecuado para que no rompan las probetas, ya que sino no servirían para el ensayo posterior de fatiga oligocíclica.

El pistón realiza la función lineal hasta el punto en el que se le ha pedido (60% de la $\delta_{media} = 1,627$), la máquina toma los datos pertinentes de carga frente a desplazamiento para el apoyo izquierdo a 15 mm de a_0 .

Después se descarga y se coloca la probeta con la marca de 20 mm de a_0 sobre el apoyo izquierdo. Se vuelve a realizar el proceso anterior con la δ_{cr} y se coloca la probeta sucesivamente sobre los valores de la norma ESIS.

Gracias a estos ensayos se obtienen las curvas de calibración de flexibilidad de las probetas como la de la figura 4.7 (ver Anexo III).

Se obtiene la pendiente de cada una de ellas, con lo cual se tiene la flexibilidad para cada una de las distancias al apoyo izquierdo desde el a_0 .

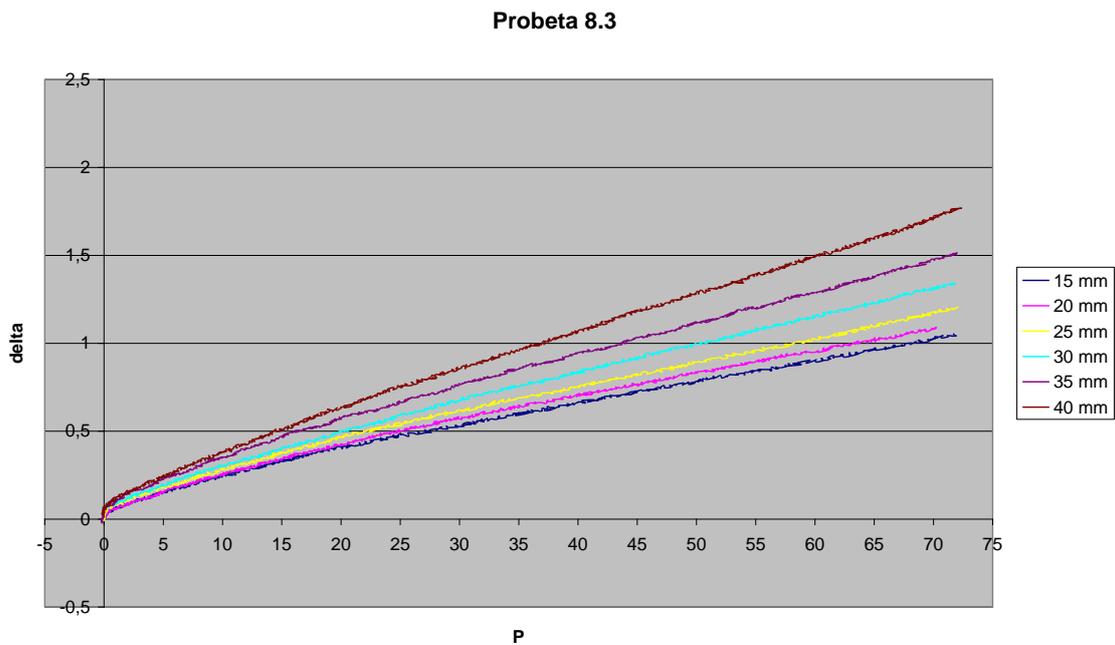


Figura 4.9.- Ensayo calibración flexibilidad Probeta 8.3.

Con el valor de C y de a_0^3 para cada distancia representamos una ecuación lineal que nos va a servir para relacionar el crecimiento de la grieta con la flexibilidad de la probeta en los ensayos a fatiga.

La expresión de la flexibilidad inicial es:

$$C = C_0 + m \cdot a_0^3$$

Donde m es la pendiente de la recta de regresión lineal obtenida con los datos experimentales. Con esta ecuación se podrá ir calculando la longitud de la grieta según se aplican cargas cíclicas. Esta ecuación es como la representada en la figura 4.8. Para el resto de probetas, ver Anexo III.

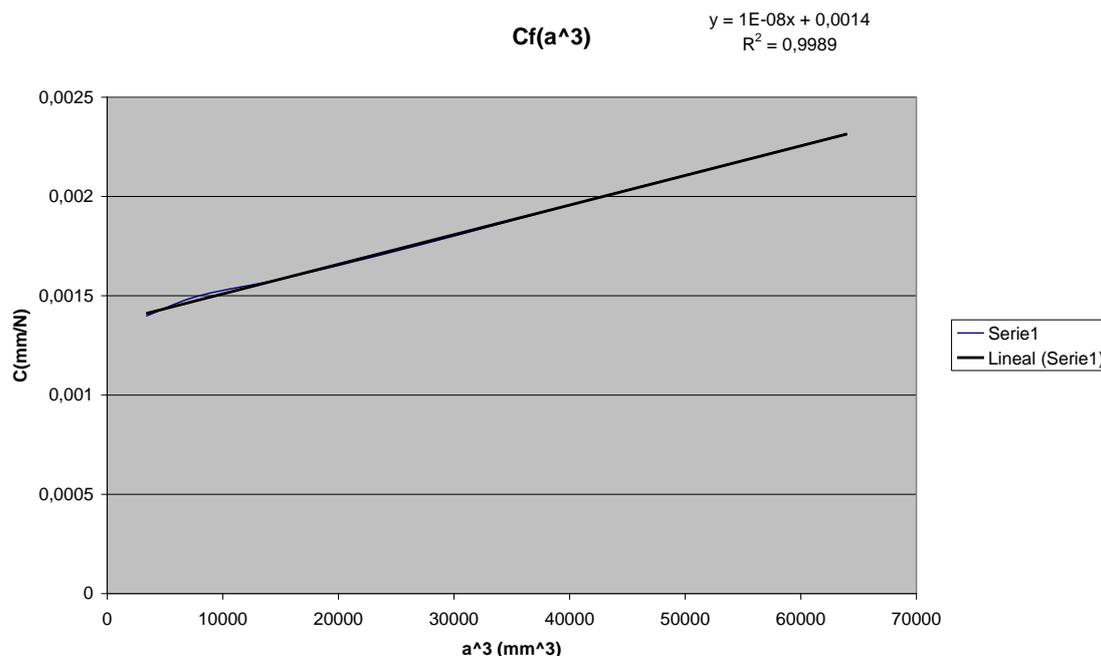


Figura 4.10.- Flexibilidad en función de a^3 .

4.4.- Ensayo de fatiga oligocíclica.

Finalmente realizamos el ensayo de fatiga oligocíclica. Para ello, se coloca la probeta con $a_0 = 25$ mm, sobre uno de los apoyos. Se procede a aproximar manualmente el pistón, presionando levemente la probeta para que así no pueda desplazarse sobre los apoyos. Según actúa la máquina se debe colocar la probeta en el punto medio a partir del cual se genera la onda senoidal, con la que se obtiene un ciclo.

Se selecciona una señal rampa, es decir, lineal, para llevar a ese punto al pistón de la máquina. Este punto es $\delta_f = A + \delta_{\min}$ y se hace a velocidad 0,01 mm/seg, como dictamina la normativa. Con esta función se puede representar la flexibilidad C_0 inicial antes de empezar a fatiga. Con este C_0 conocemos a_0 despejando de la ecuación extraída del ensayo de calibración de flexibilidad anteriormente explicado.

Una vez en ese punto, para hacer los ciclos se cambia la onda que se va a aplicar a la máquina. Se elige una onda senoidal y se introduce el valor de la frecuencia y el valor de la amplitud. La frecuencia es igual a 0,5 Hz, ya que se ha estimado que la máquina podría tardar en realizar 300 ciclos,

aproximadamente una hora, por lo tanto, se podría realizar 1 ensayo a fatiga como máximo al día, si no hay inconvenientes.

Se indica el número de ciclos que realizará la máquina, inicialmente, 100 ciclos, y después se para el ensayo y se hace un ensayo de flexibilidad estático, se obtiene C_1 y se calcula, con el valor de la flexibilidad, el valor de a_1 y así ver si crece la grieta o no, para variar la onda introducida o continuar con la misma.

Se indica 300 ciclos y se repite el proceso, luego 500 ciclos y finalmente 1000 ciclos.

Dependiendo de los resultados obtenidos mientras se realiza el experimento se varían las condiciones de la onda o el número de ciclos. Se deja fijo el $\delta_{\text{mín}}$ y la frecuencia de trabajo.

Para calcular la longitud de la grieta en función de la flexibilidad se emplea $C f(a^3)$. Esto se hace cuando se realiza la calibración de la flexibilidad de las probetas explicada anteriormente. Se halla la curva C frente a a^3 , en este caso es una recta. Y la ecuación de la recta nos relaciona la flexibilidad con la longitud de la grieta.

No en todos los experimentos las condiciones son las mismas, por lo tanto, no se pueden aplicar los mismos ciclos, ya que, en algunos casos la grieta avanzará más rápido o más lento. Y, en función de ello, se debe ralentizar el proceso cambiando la $\delta_{\text{máx}}$.

Se reproduce en este apartado cómo se llevó a cabo el ensayo de fatiga con una de las probetas. Para cada probeta hay unas condiciones iniciales que son:

Frecuencia: La frecuencia de la onda que se introduce para provocar la fatiga oligocíclica en la probeta.

δ_{cr} = desplazamiento crítico.

$\delta_{\text{mín}}$ = desplazamiento mínimo.

$\delta_{\text{máx}}$ = desplazamiento máximo.

A = Amplitud de la onda = $(\delta_{\text{máx}} - \delta_{\text{mín}})/2$

$\delta_f = A + \delta_{\text{mín}}$ = Punto de aplicación de la carga.

Tenemos un δ_{cr} que se ha hallado de la media de las probetas ensayadas con el método estático. Para conseguir que la probeta quede agarrada entre los apoyos y no se deslice sobre ellos se establece un $\delta_{\text{mín}}$ (fijo para todos los ensayos, 90% δ_{cr}) y el punto de inicio de la señal será $\delta_f = A + \delta_{\text{mín}}$.

Siempre que carguemos se lleva la máquina a realizar los ciclos sobre ese punto de partida y así se asegura de que la probeta no se deslice sobre los apoyos ni se libere. Y para no romper la probeta establecemos un $\delta_{\text{máx}}$ (variable según cada probeta).

Probeta 11.4

Después de la calibración de flexibilidad:

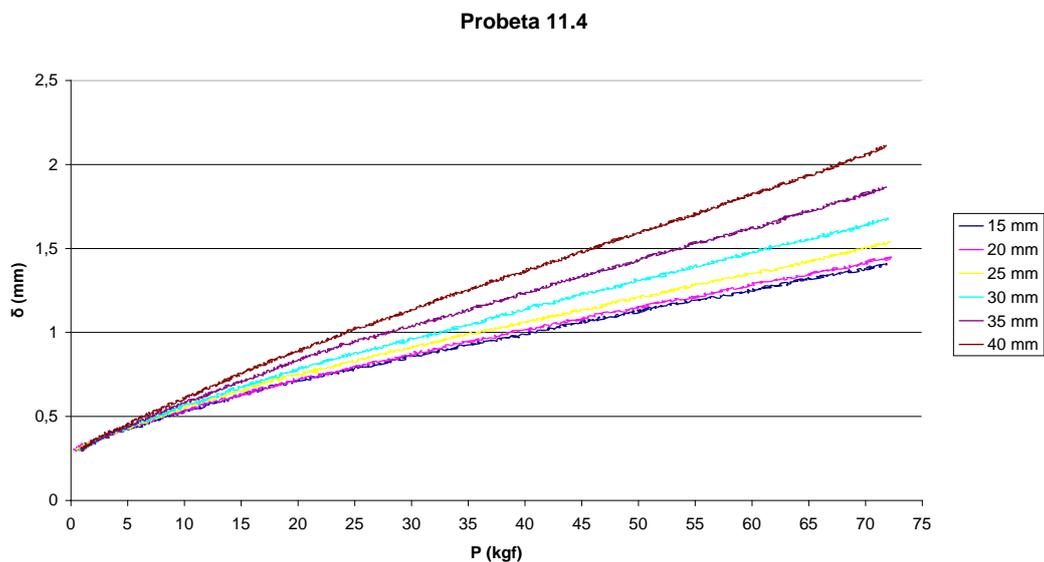


Figura 4.11

Y de hallar la ecuación con la que se calculará el avance de la grieta:

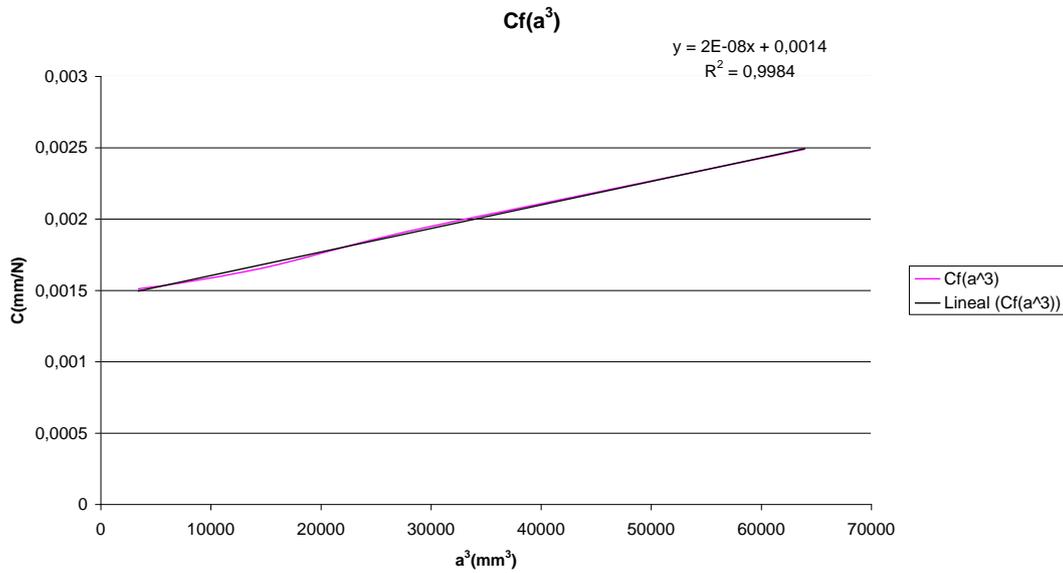


Figura 4.12

Las condiciones iniciales para el ensayo son:

Frecuencia = 0,5 Hz.

$\delta_{\text{mín}}$: 10% $\delta_{\text{cr}} = 0,1627$ mm.

$\delta_{\text{máx}}$: 80% $\delta_{\text{cr}} = 1,3016$ mm.

$A = 0,5694$ mm.

$\delta_f = A + \delta_{\text{mín}} = 0,7321$ mm.

Realizamos una precarga de 17,5 Kgf, se obtiene $C_0=0,0155$ mm/kgf, entonces, por la calibración en flexibilidad se obtiene la ecuación:

$C = 2 \cdot 10^{-8} \cdot a^3 + 0,0014$, y de esta se halla $a_0 = 20,86$ mm. Esta es la longitud de la grieta antes de comenzar con el ensayo.

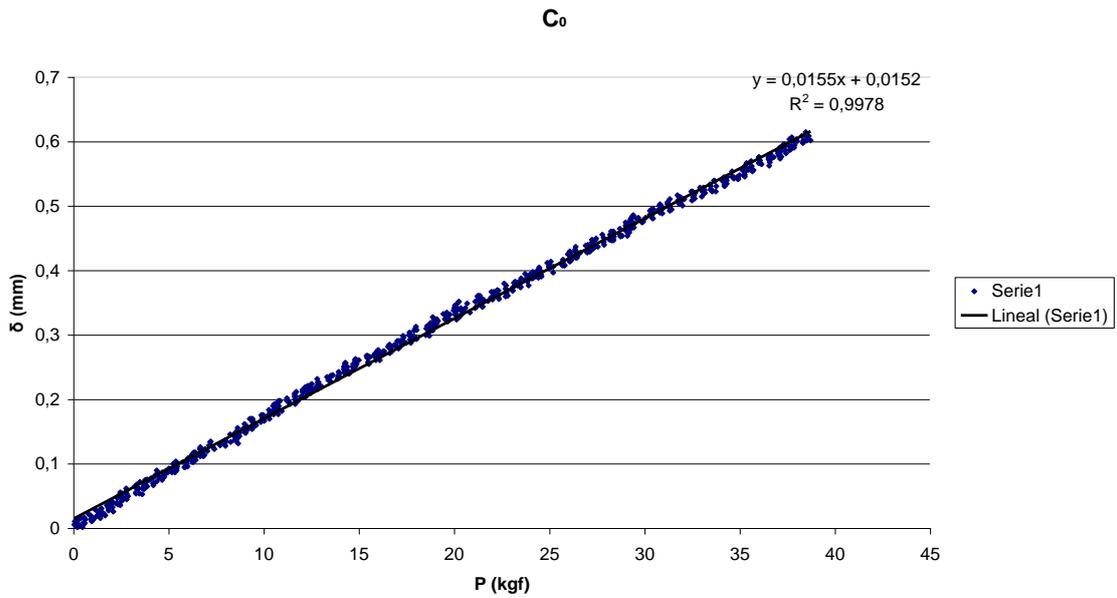


Figura 4.13

Descargamos hasta δ_f . Partimos con 100 ciclos y se observa como crece la grieta, se precarga con 8,3 kgf, se obtiene $C_1 = 0,0169$ mm/kgf, y

$$a_1 = 25,3157 \text{ mm.}$$

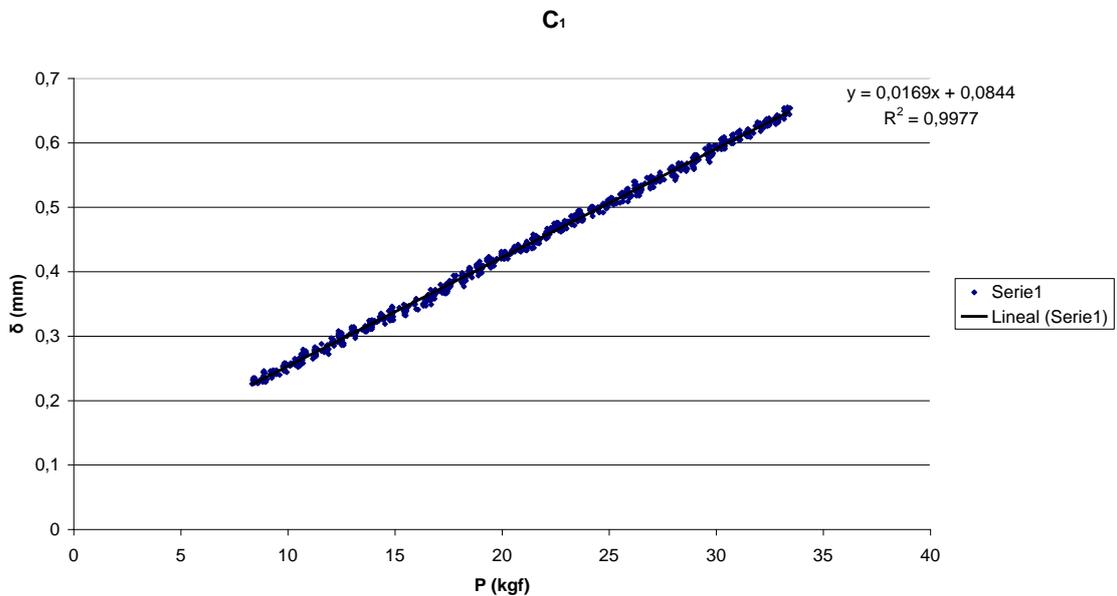


Figura 4.14

Se continua el ensayo con 300 ciclos, se para el ensayo y se carga con 7 kgf, C_2 tiene un valor de 0,0203 mm/kgf y $a_2=32,259$ mm. Se observa que la grieta está creciendo.

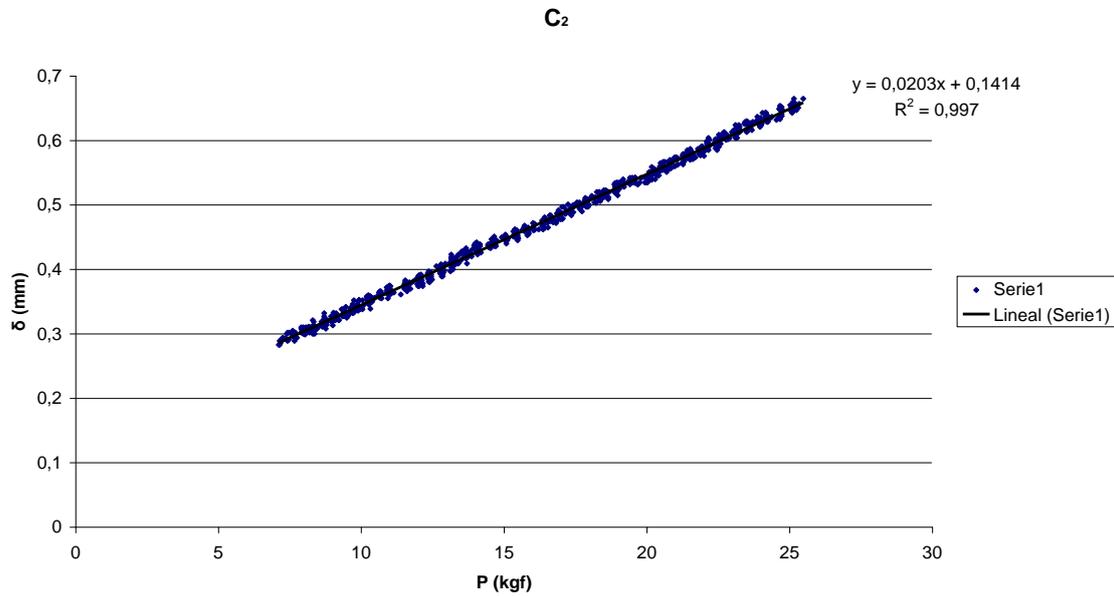


Figura 4.15

Se vuelve a descargar y se ensaya 500 ciclos más. Se para el ensayo y se halla de nuevo la flexibilidad, $C_3=0,0235$ mm/kgf, y $a_3=36,815236$ mm.

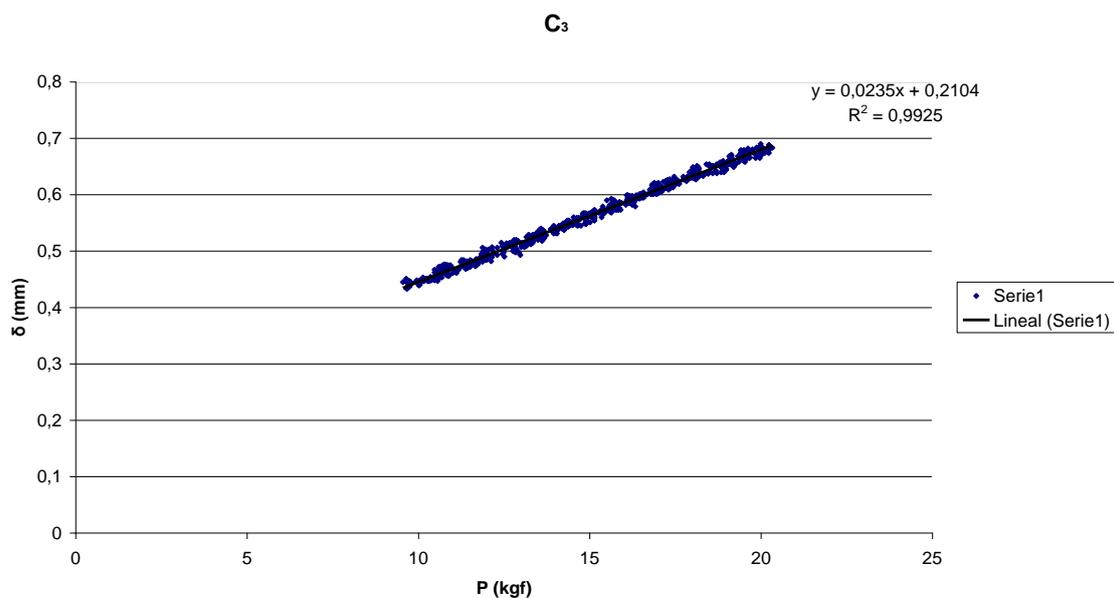


Figura 4.16

Se descarga la probeta de nuevo. Se ensayan 1000 ciclos más después de una precarga de 1 kgf, se obtiene $C_4=0,0256$ y, por lo tanto, $a_4=39,281385$ mm.

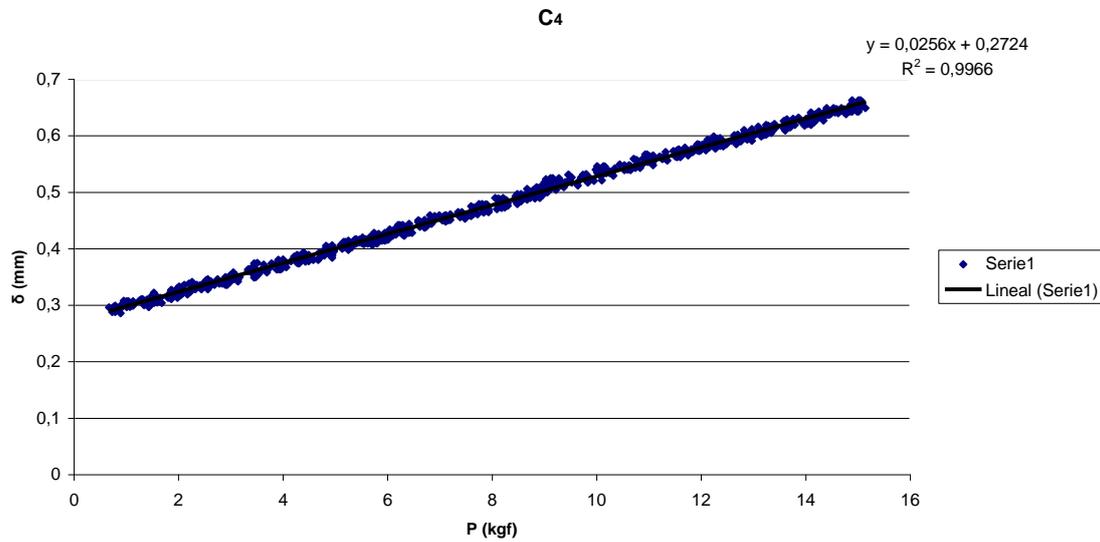


Figura 4.17

Cada vez crece a un ritmo menor porque cada vez se aproxima más al punto de aplicación de la fuerza y una vez que lo rebase no podremos observar su crecimiento.

Se descarga nuevamente la probeta y se ensaya con 1000 ciclos más y una precarga de 5 kgf. Se obtiene $C_5=0,0282$ mm/kgf y $a_5=41,96$ mm.

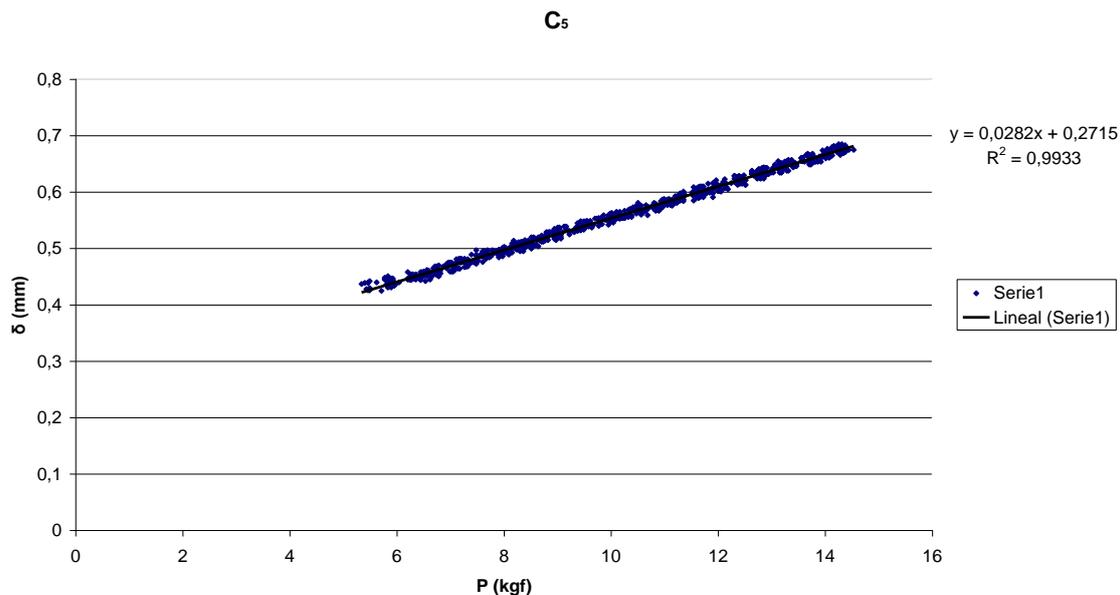


Figura 4.18

Finalmente se descarga la probeta y se libera de la máquina dando por concluido el ensayo.

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C (mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,0155	20,864	0,001582	17,5
100	0,0169	25,316	0,001724	8,3
300	0,0203	32,259	0,002071	7
500	0,0235	36,815	0,002398	9
1000	0,0256	39,281	0,002612	0
1000	0,0282	41,960	0,002878	5

Figura 4.19.- Tabla resumen.

A continuación se indican las condiciones iniciales de cada ensayo así como el crecimiento de la flexibilidad y de la grieta de las probetas ensayadas.

Probeta 8.3:

Frecuencia = 0,5 Hz.

$\delta_{\text{mín}}$: 10% $\delta_{\text{cr}} = 0,1627$ mm.

$\delta_{\text{máx}}$: 80% $\delta_{\text{cr}} = 1,3016$ mm.

A = 0,56945 mm.

$$\delta_f = A + \delta_{\min} = 0,73215 \text{ mm.}$$

$$C (N) = 10^{-8} * a^3 (\text{mm}^3) + 0,0014$$

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C (mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,0148	22,250	0,001510	0
100	0,0160	28,548	0,001633	11
300	0,0170	32,220	0,001735	28
500	0,0180	35,216	0,001837	3
1000	0,0195	38,925	0,001990	0
500	0,0227	44,620	0,002316	

Figura 4.20.- Tabla resumen.

Al observar el rápido crecimiento al hallar a_1 , se decidió cambiar δ_{\max} de 80% a 70% de δ_{cr} que es igual a 1,1389 mm. Al hacer esto hay que recalcular A y δ_f y continuar con el ensayo. Posteriormente se cambió de nuevo δ_{\max} de 70% a 80% de δ_{cr} y provocar un crecimiento más rápido de la grieta, como indica a_5 .

Probeta 8.5:

Frecuencia = 0,5 Hz.

δ_{\min} : 10% $\delta_{cr} = 0,1627 \text{ mm.}$

δ_{\max} : 80% $\delta_{cr} = 1,3016 \text{ mm.}$

A = 0,56945 mm.

$\delta_f = A + \delta_{\min} = 0,73215 \text{ mm.}$

$$C (N) = 10^{-8} * a^3 (\text{mm}^3) + 0,0011$$

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C (mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,0123	24,938	0,001255	0
100	0,0144	33,300	0,001469	5
300	0,0163	38,330	0,001663	11
500	0,0175	40,930	0,001786	8
1000	0,0189	43,595	0,001929	5

Figura 4.21.- Tabla resumen.

Al igual que con la probeta anterior, al observar el rápido crecimiento al hallar a_1 , se decidió cambiar $\delta_{m\acute{a}x}$ de 80% a 70% de δ_{cr} que es igual a 1,1389 mm. Permaneciendo en este valor inalterable hasta el final del ensayo.

Probeta 8.6:

Frecuencia = 0,5 Hz.

$\delta_{m\acute{i}n}$: 10% δ_{cr} = 0,1627 mm.

$\delta_{m\acute{a}x}$: 80% δ_{cr} = 1,3016 mm.

A = 0,56945 mm.

δ_f = A + $\delta_{m\acute{i}n}$ = 0,73215 mm.

C (N) = $10^{-8} \cdot a^3$ (mm³) + 0,001

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C (mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,012	28,210	0,001224	14
50	0,0146	36,588	0,001490	8
50	0,0146	36,588	0,001490	12
300	0,0147	36,840	0,001500	14
500	0,0184	44,438	0,001878	6
400	0,0202	47,344	0,002061	5

Figura 4.22.- Tabla resumen.

Al igual que con la probeta anterior, al observar el rápido crecimiento al hallar a_1 , se decidió cambiar $\delta_{m\acute{a}x}$ de 80% a 70% de δ_{cr} que es igual a 1,1389 mm.

Como el crecimiento fue tan rápido se continuó el ensayo con 50 ciclos más para ver el comportamiento de la grieta. En esos 50 ciclos con distinta δ_f no hubo variación en la longitud de la grieta. Por lo tanto, se realizaron 300 ciclos más y se observó que el crecimiento de la grieta seguía estancado, por lo cual se cambió de nuevo la $\delta_{m\acute{a}x}$, pasó de 70% a 75% de δ_{cr} , que es igual a 1,2205 mm. Y con este valor de $\delta_{m\acute{a}x}$ se realizaron 500 ciclos más y se observó un crecimiento que se asemejaba a las probetas anteriores.

Probeta 11.4:

Frecuencia = 0,5 Hz.

δ_{\min} : 10% δ_{cr} = 0,1627 mm.

δ_{\max} : 80% δ_{cr} = 1,3016 mm.

A = 0,56945 mm.

$\delta_f = A + \delta_{\min} = 0,73215$ mm.

C (N) = $2 * 10^{-8} * a^3$ (mm³) + 0,0014

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C (mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,0155	20,864	0,001582	17,5
100	0,0169	25,316	0,001724	8,3
300	0,0203	32,259	0,002071	7
500	0,0235	36,815	0,002398	9
1000	0,0256	39,281	0,002612	0
1000	0,0282	41,960	0,002878	5

Figura 4.23.- Tabla resumen.

En este caso no se cambió el δ_{\max} .

Probeta 11.5:

Frecuencia = 0,5 Hz.

δ_{\min} : 10% δ_{cr} = 0,1627 mm.

δ_{\max} : 80% δ_{cr} = 1,3016 mm.

A = 0,56945 mm.

$\delta_f = A + \delta_{\min} = 0,73215$ mm.

C (N) = $10^{-8} * a^3$ (mm³) + 0,0011

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C(mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,0126	26,482	0,001286	18,8
65	0,0158	37,139	0,001612	53
35	0,0164	38,563	0,001673	53
300	0,0193	44,300	0,001969	27
500	0,0224	49,128	0,002286	25
500	0,0222	48,844	0,002265	26

Figura 4.24.- Tabla resumen.

En este caso tampoco se cambió el $\delta_{m\acute{a}x}$. Pero se produjo una anomalía, la máquina se quedó parada a los 65 ciclos. Debido al alto crecimiento de la grieta se realizaron menos ciclos en el ensayo. Pudiendo comprobar que en los últimos 500 ciclos la grieta ha sobrepasado el punto de aplicación de la carga.

Probeta 11.6:

Frecuencia = 0,5 Hz.

$\delta_{m\acute{i}n}$: 10% δ_{cr} = 0,1627 mm.

$\delta_{m\acute{a}x}$: 80% δ_{cr} = 1,3016 mm.

A = 0,56945 mm.

δ_f = A + $\delta_{m\acute{i}n}$ = 0,73215 mm.

C (N) = $10^{-8} \cdot a^3$ (mm³) + 0,0015

Ciclos	C (mm/kgf)	a (mm)	C(mm/N)	Precarga (kgf)
0	0,0158	22,390	0,001612	16
100	0,0158	22,390	0,001612	22
300	0,0184	33,547	0,001878	13
500	0,0214	40,890	0,002184	15
1000	0,0241	45,776	0,002459	12

Figura 4.25.- Tabla resumen.

Con esta probeta sí que se cambió el $\delta_{m\acute{a}x}$, al calcular a_2 se observa un gran crecimiento de la grieta, se pasa de 80% a 75% de δ_{cr} . Y como curiosidad es que en los primeros 100 ciclos no aumentó la grieta, pero sí en los siguientes 300 ciclos y de manera muy rápida.

Comparación entre flexibilidades de las probetas ensayadas a fatiga oligocíclica:

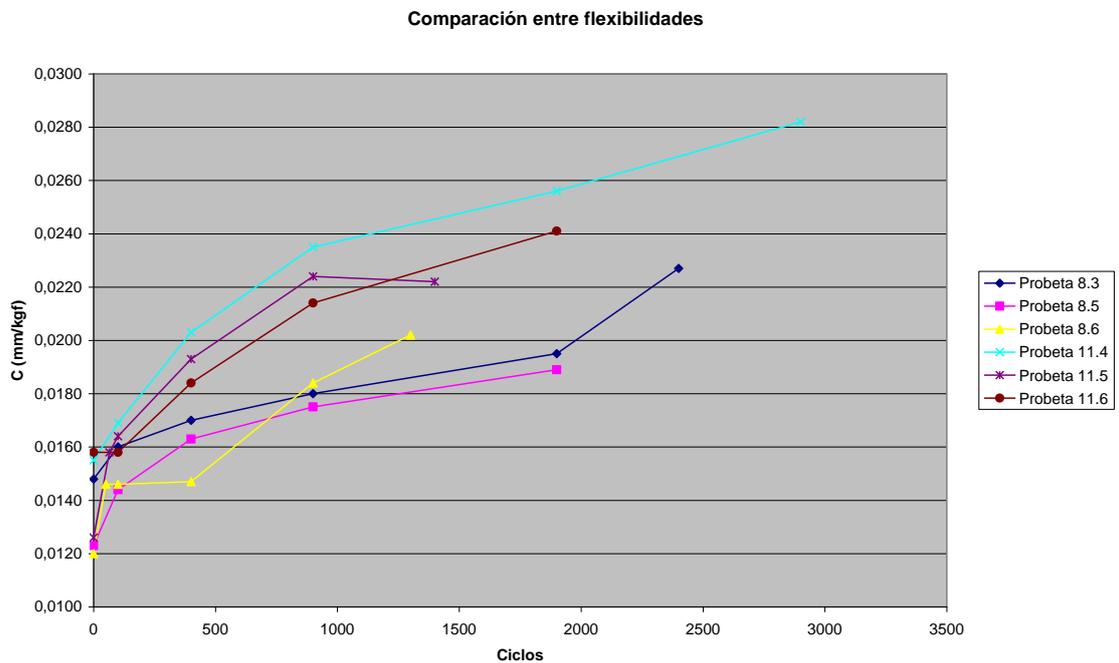


Figura 4.26.- Comparación entre flexibilidades.

Se puede comparar las flexibilidades de las probetas y observar como crecen con el aumento de los ciclos. En una de ellas se observa una disminución de la flexibilidad, es la probeta 11.5, en la cual se sobrepasó el punto de carga y debido a esto se obtiene ese dato descendente.

También se observa como la probeta 8.6 tiene una serie de ciclos donde apenas aumenta la flexibilidad, y por tanto introducimos cambios en δ para favorecer que la grieta pueda crecer en menos ciclos.

Comparación de crecimientos de grieta:

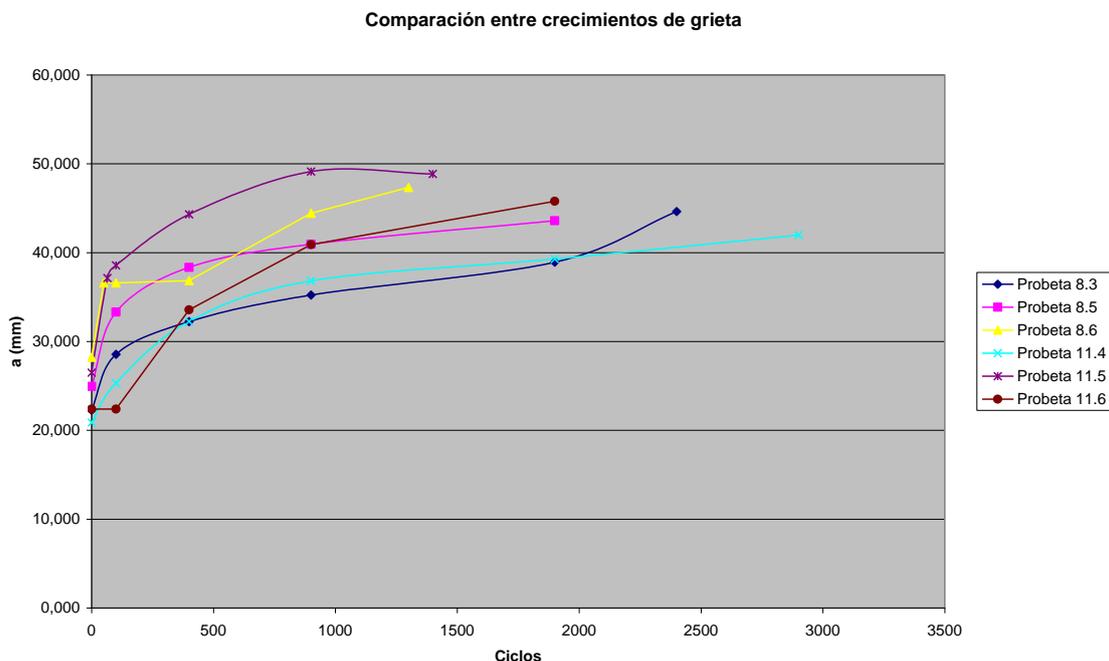


Figura 4.27.- Comparación entre crecimientos de grieta.

En el gráfico de la figura 4.27, se identifican los crecimientos de grieta obtenidos de los cálculos experimentales. Se observa cómo la grieta de la probeta 8.6 no crece en una fase del ensayo, por lo tanto, se modifican las características del ensayo para provocar su crecimiento. Nuevamente, la probeta 11.5 nos informa de una especie de anomalía en el ensayo, la cual es el decrecimiento de una grieta, materialmente imposible. Se puede concluir que la grieta ha sobrepasado el punto de aplicación de la carga, reafirmando lo explicado anteriormente. También la probeta 11.6 tiene una primera fase de ralentización de la grieta y un posterior cambio en las condiciones del ensayo provocan un rápido crecimiento.

Finalmente, se concluye que siempre presenta un rápido crecimiento de grieta frente a la parte en la que se aproximan al punto de aplicación de la carga donde les cuesta más crecer, se necesitan más ciclos para crecimientos más pequeños.

4.5.- Anomalías en los ensayos.

Como anomalías en estos ensayos se encuentran las probetas 11.3 y 8.4, las cuales no han podido ser representadas.

En la probeta 11.3 se observan unas condiciones iniciales diferentes,

Frecuencia = 0,5 Hz.

δ_{\min} : 10% $\delta_{cr} = 0,1627$ mm.

δ_{\max} : 70% $\delta_{cr} = 1,1389$ mm.

A = 0,4881 mm.

$\delta_f = A + \delta_{\min} = 0,6508$ mm.

La grieta no crece durante los primeros 400 ciclos, en los siguientes 500 ciclos se produce un desplazamiento de la probeta sobre los apoyos, 0,56 mm, provocando la anomalía. Y, entonces, decrece la grieta, lo cual es imposible. Pasamos de crecimiento de grieta de 23,79 mm a 22,52 mm.

Y con la probeta 8.4 la anomalía fue que la probeta se rompió debido a un cambio accidental en la δ_{\max} , la cual valía 10 veces más, dejándola inservible para el ensayo a fatiga. Esto ocurrió en la toma de datos para el ensayo de calibración de flexibilidad con la distancia a_0 a 25 mm.

Debido a estos problemas se utilizaron 2 probetas de las 6 disponibles en la reserva ante eventualidades de estos tipos (probetas 11.6 y 8.6).

4.6.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica.

En este apartado se pretende corroborar que la vida a fatiga oligocíclica (bajo número de ciclos) sigue el mismo comportamiento que la vida a fatiga (alto número de ciclos).

Para ello se compara la gráfica para vida a fatiga en la que se representa da/dN frente a G_{II} de la teoría de vigas. En esta gráfica se obtiene

un número de puntos acumulados con una clara tendencia vertical o con una ligera pendiente como se va a observar en siguientes figuras.

Se explica para una probeta y se hará igual para el resto.

Probeta 11.5:

Inicialmente, se representa la longitud de grieta frente al número de ciclos.

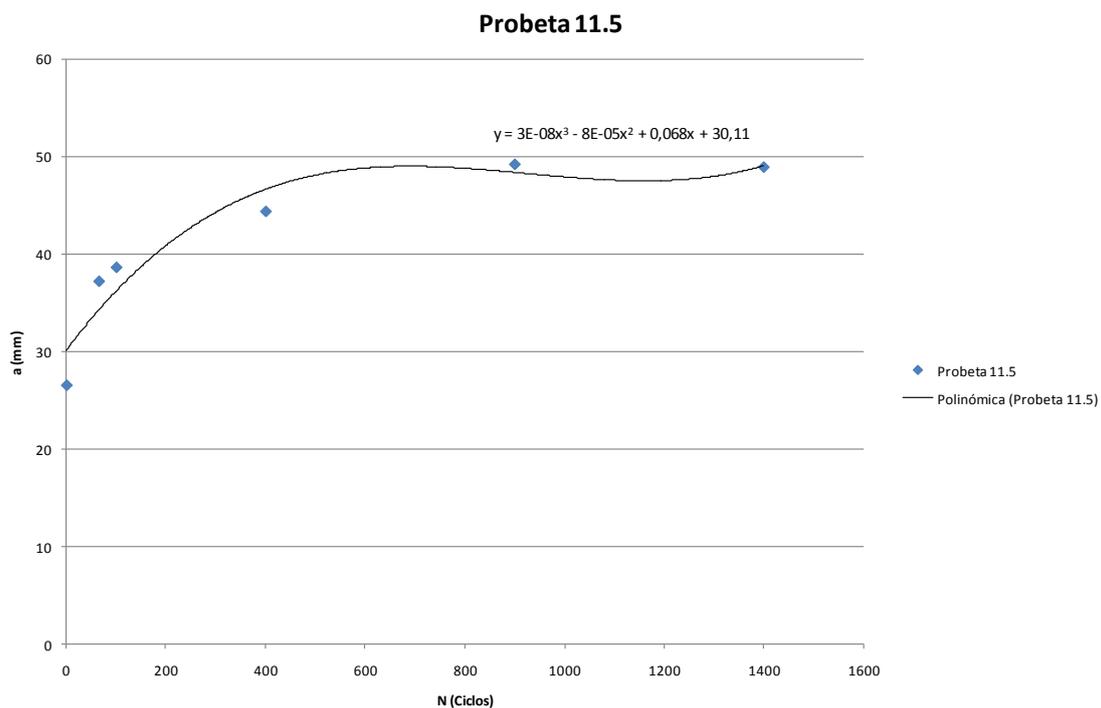


Figura 4.28.- Crecimiento de grieta en probeta 11.5.

Sobre los puntos representados se realiza una aproximación polinómica de grado 3, ya que es la única que se asemeja de las funciones más comunes tratadas para estos casos (parábola, exponencial,...).

$$a = 3 \cdot 10^{-8} \cdot N^3 - 8 \cdot 10^{-5} \cdot N^2 + 0,068 \cdot N + 30,11 \Rightarrow \frac{da}{dN} = 9 \cdot 10^{-8} \cdot N^2 - 1,6 \cdot 10^{-4} \cdot N + 0,068$$

Con esta función, da/dN , utilizando los ciclos empleados en cada intervalo de crecimiento con la longitud de grieta acumulada, se hallan los puntos a comparar con la tasa de liberación de energía.

A su vez se calcula la tasa de liberación de energía por medio de la teoría de vigas en cada intervalo de ciclos.

$$\text{Siendo } G_{II \text{ vigas}} = \frac{9 \cdot P^2 \cdot a^2}{16 \cdot w^2 \cdot E \cdot h^3}$$

Finalmente usamos una escala semilogarítmica para representar los puntos.

Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
65	0,02518	0,0045	588,894	1,3E+11	0,0371	286,5862	0,0580	2,4573
35	0,02518	0,0045	572,708	1,3E+11	0,0386	292,2321	0,0625	2,4657
300	0,02518	0,0045	494,620	1,3E+11	0,0443	287,6546	0,0281	2,4589
500	0,02518	0,0045	438,017	1,3E+11	0,0491	277,4337	0,0105	2,4432
500	0,02518	0,0045	438,017	1,3E+11	0,0488	274,2354	0,0105	2,4381

Figura 4.29

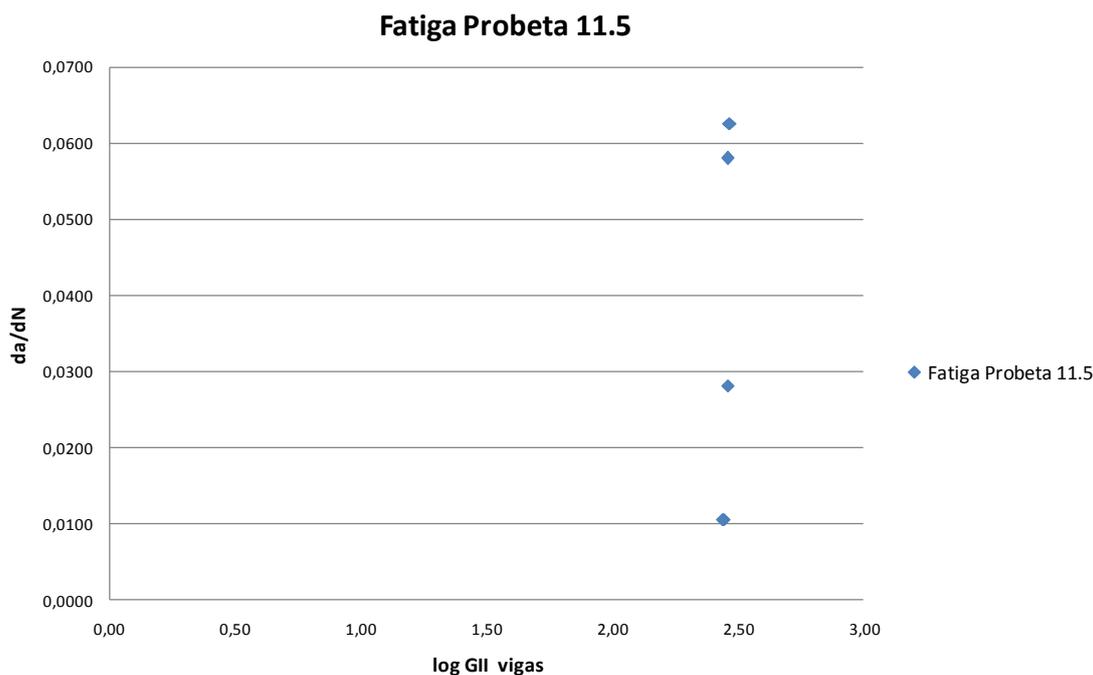


Figura 4.30

Se concluye que el estudio realizado de vida a fatiga oligocíclica sigue la ley de Paris para la vida a alto número de ciclos (fatiga). Con lo cual se puede recrear las condiciones que llevarán a la rotura por fatiga del material compuesto AS4/8552 en los elementos que incorporen este material en su estructura.

Para el resto de probetas se obtiene los siguientes resultados, que coinciden en la forma con el anteriormente expuesto:

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
8.3	100	0,02516	0,00432	373,9572	1,3E+11	0,028548	77,3022	0,0232	1,8882
	300	0,02516	0,00432	276,3477	1,3E+11	0,03222	53,7724	0,0164	1,7306
	500	0,02516	0,00432	253,5885	1,3E+11	0,035216	54,0923	0,0108	1,7331
	1000	0,02516	0,00432	217,0953	1,3E+11	0,038925	48,4345	0,0020	1,6852
	500	0,02516	0,00432	174,2256	1,3E+11	0,04462	40,9902	0,0108	1,6127
8.5	100	0,025	0,00451	439,1937	1,3E+11	0,0333	129,1398	0,0406	2,1111
	300	0,025	0,00451	346,9797	1,3E+11	0,03833	106,7936	0,0214	2,0285
	500	0,025	0,00451	299,4012	1,3E+11	0,04093	90,6672	0,0070	1,9575
	1000	0,025	0,00451	240,4431	1,3E+11	0,043595	66,3373	0,0080	1,8218
8.6	50	0,02519	0,00453	557,4042	1,3E+11	0,036588	244,0822	0,0211	2,3875
	50	0,02519	0,00453	564,3693	1,3E+11	0,036588	250,2202	0,0211	2,3983
	300	0,02519	0,00453	507,4713	1,3E+11	0,03684	205,1070	0,0129	2,3120
	500	0,02519	0,00453	495,7974	1,3E+11	0,044438	284,8628	0,0083	2,4546
	400	0,02519	0,00453	411,6276	1,3E+11	0,047344	222,8728	0,0104	2,3481
11.4	100	0,02483	0,0043	375,723	1,3E+11	0,025316	63,8905	0,0271	1,8054
	300	0,02483	0,0043	287,7273	1,3E+11	0,032259	60,8379	0,0198	1,7842
	500	0,02483	0,0043	217,0953	1,3E+11	0,036815	45,1088	0,0133	1,6543
	1000	0,02483	0,0043	174,5199	1,3E+11	0,039281	33,1868	0,0000	1,5210
	1000	0,02483	0,0043	158,3334	1,3E+11	0,04196	31,1693	0,0000	1,4937
11.6	100	0,02513	0,00424	456,8517	1,3E+11	0,02239	75,2394	0,0301	1,8764
	300	0,02513	0,00424	334,7172	1,3E+11	0,033547	90,6672	0,0225	1,9575
	500	0,02513	0,00424	254,7657	1,3E+11	0,04089	78,0374	0,0155	1,8923
	1000	0,02513	0,00424	194,6304	1,3E+11	0,045776	57,0800	0,0000	1,7565

Figura 4.31

Siendo para cada probeta da/dN:

Probeta 8.3

$$a = 5 \cdot 10^{-9} \cdot N^3 - 2 \cdot 10^{-5} \cdot N^2 + 0,027 \cdot N + 23,95 \Rightarrow \frac{da}{dN} = 1,5 \cdot 10^{-8} \cdot N^2 - 4 \cdot 10^{-5} \cdot N + 0,027$$

Probeta 8.5:

$$a = 2 \cdot 10^{-8} \cdot N^3 - 6 \cdot 10^{-5} \cdot N^2 + 0,052 \cdot N + 26,35 \Rightarrow \frac{da}{dN} = 6 \cdot 10^{-8} \cdot N^2 - 1,2 \cdot 10^{-4} \cdot N + 0,052$$

Probeta 8.6:

$$a = 7 \cdot 10^{-9} \cdot N^3 - 2 \cdot 10^{-5} \cdot N^2 + 0,023 \cdot N + 32,19 \Rightarrow \frac{da}{dN} = 2,1 \cdot 10^{-8} \cdot N^2 - 4 \cdot 10^{-5} \cdot N + 0,023$$

Probeta 11.4:

$$a = 3 \cdot 10^{-9} \cdot N^3 - 2 \cdot 10^{-5} \cdot N^2 + 0,031 \cdot N + 21,7 \Rightarrow \frac{da}{dN} = 9 \cdot 10^{-9} \cdot N^2 - 4 \cdot 10^{-5} \cdot N + 0,031$$

Probeta 11.6:

$$a = 2 \cdot 10^{-9} \cdot N^3 - 2 \cdot 10^{-5} \cdot N^2 + 0,034 \cdot N + 21,11 \Rightarrow \frac{da}{dN} = 6 \cdot 10^{-9} \cdot N^2 - 4 \cdot 10^{-5} \cdot N + 0,034$$

Con sus correspondientes representaciones gráficas:

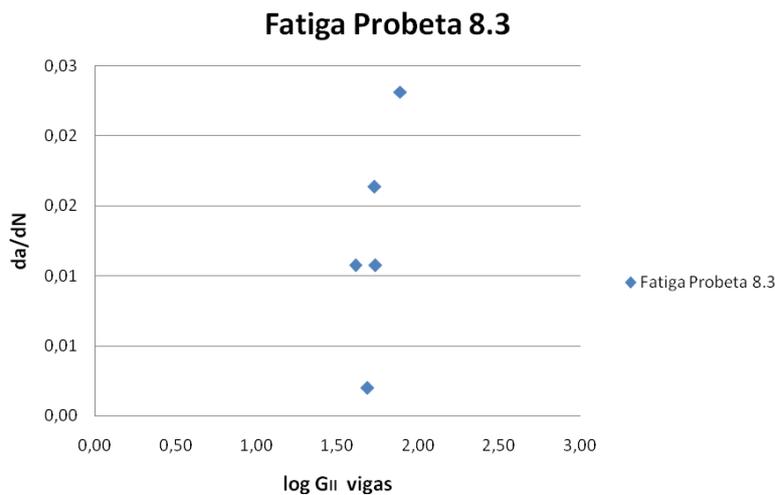


Figura 4.31

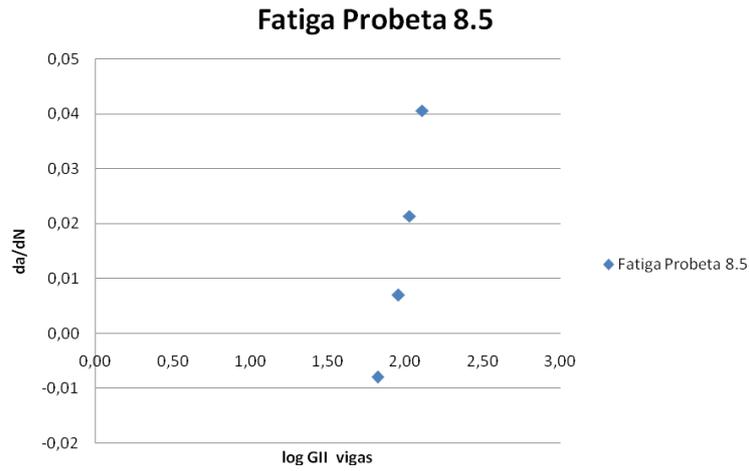


Figura 4.32

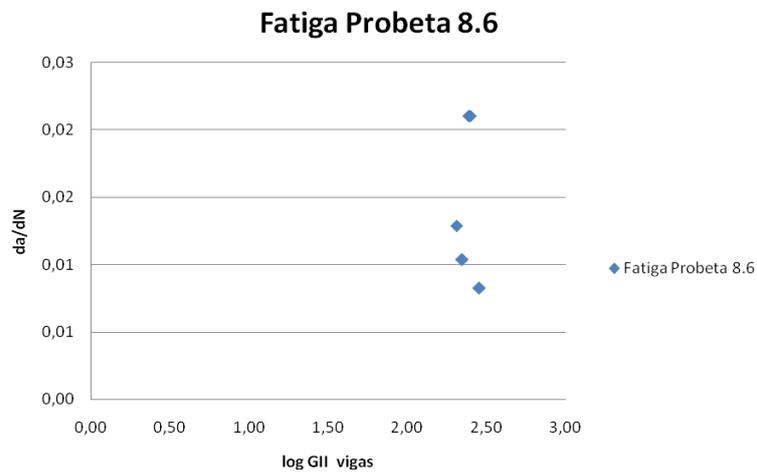


Figura 4.33

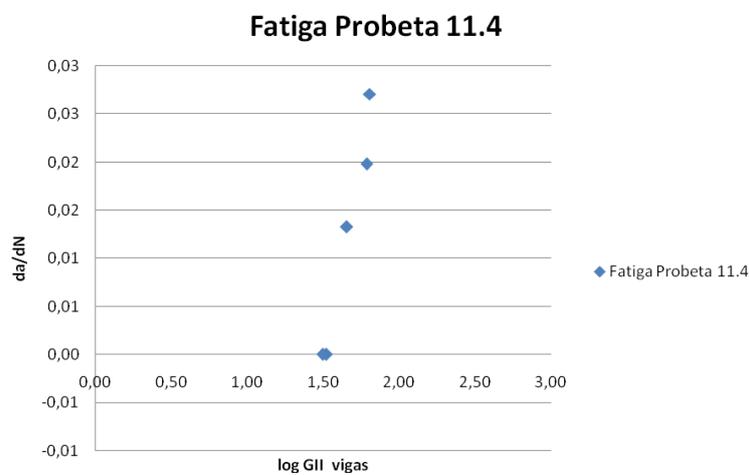


Figura 4.34

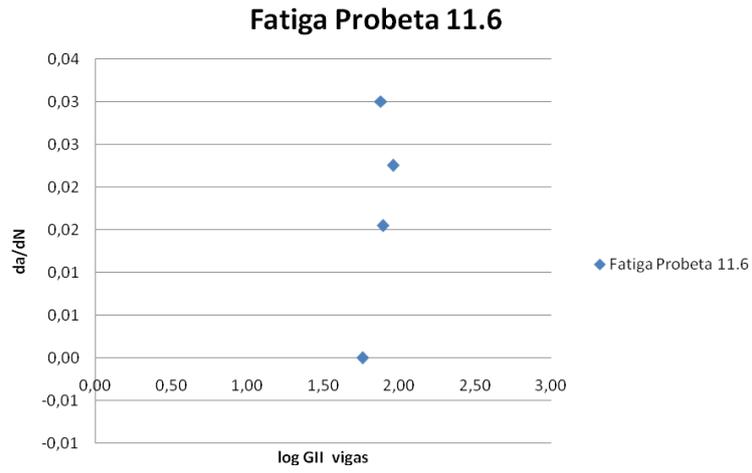


Figura 4.35

5.- Análisis fractográfico

5.1.- Introducción.

El análisis fractográfico es la ciencia de comprender e interpretar, con un análisis detallado de una superficie de fractura, tratando de determinar el origen o causa de la rotura y la relación entre el mecanismo de fallo y la microestructura del material.

Los materiales compuestos son altamente utilizados en la Industria y cada vez en mayor cantidad surgen los inevitables y desagradables fallos en servicio. Esto conlleva la necesidad de ser capaces de investigar e interpretar los rasgos de la fractura de estos materiales. Pudiendo entender sus micromecanismos de dañado e identificar las causas que hacen que se rompan las piezas fabricadas con estos materiales. Gracias a este conocimiento adquirido, servirá para establecer los caminos para el buen uso de estas piezas o mejorar métodos de fabricación de los materiales, con el fin de evitar dichas consecuencias en el futuro. Los fallos se pueden dar en la fabricación, el desarrollo, la fase de prototipo o en su vida en servicio.

Desgraciadamente el desarrollo del análisis fractográfico no ha avanzado de la misma forma que lo han hecho los materiales.

Las huellas sobre la superficie dejadas por los materiales que han fallado pueden resultar modificadas según el medio ambiente al que ha estado expuesto el material o la morfología, etc. Por ello la tarea no es sencilla, hay demasiadas variables en juego. Si se consigue interpretar correctamente todos los signos, se puede saber la causa inicial, modo y secuencia de fallo, los mecanismos de fractura que ocasionaron que la grieta creciera, es decir, lo que se busca con la fractografía es conocer el origen de una grieta, el tipo de carga que la provocó, la dirección y sentido de propagación y los factores que influyeron al inicio y en el crecimiento.

La fractografía es una de las más importantes aproximaciones analíticas utilizada para relacionar la estructura de un material y su resistencia, y el comportamiento durante el fallo.

Para los materiales compuestos se complica el análisis por ser estos no homogéneos y anisotrópicos, todo lo contrario de los materiales estructurales clásicos (homogéneos e isotrópicos). Según el micromecanismo (deformación y agrietamiento de la matriz, extracción y rotura de fibras, despegado de entrecaras,...) que domine el proceso de fractura dependerán la apariencia de la superficie de fractura y las propiedades mecánicas de resistencia. Cada uno de esos mecanismos consume energía, contribuyendo a la tenacidad de fractura del material compuesto, que depende del refuerzo, la matriz o la entrecara de dicho material y su distribución geométrica, el tipo de mecanismo de fallo y la extensión en que actúa durante la fractura del material.

La forma de estudiar la fractura de un material compuesto es dividirla en tres tipos ya nombrados anteriormente. Interlaminar, que es el caso estudiado en este proyecto, se produce entre láminas de un laminado; intralaminares, en el interior de la lámina y las translaminares atravesando láminas. En los dos primeros tipos se producen pocas roturas de fibras, mientras que en el último se produce una cantidad considerable de fractura de fibras. En el caso sencillo de una probeta de material compuesto rota bajo carga uniaxial en el plano del laminado se aprecian fracturas de los tres tipos.

También se debe saber que las roturas se producen por unos esfuerzos determinados, como tracción (Modo I), cortadura (Modo II) y desgarro (Modo III) o bien una combinación de ellos (Modo I+II).

En el caso de este proyecto las grietas son interlaminares y se caracterizan porque su crecimiento es en dirección paralela a las fibras, a través de la interlámina rica en matriz sobre un plano que apenas interfiere con las fibras. En este tipo de rotura se observa un mecanismo de fallo dominado por la fractura de la matriz y separación fibra-matriz por la interfase. Las superficies de fractura son bastante planas con poca evidencia de deformación del material para el caso de matrices termoestables.

La identificación de las huellas no debe hacerse atendiendo a su forma únicamente, sino hay que tener presente el mecanismo por el cual se generan estas huellas, y la influencia de estas en la estructura del material, es decir, secuencia de apilamiento, tipo de fibras, contenido volumétrico,...

Los caracteres micromorfológicos permiten determinar el mecanismo desde el punto de vista de materialografía mecánica, de iniciación, propagación y consumición de una rotura y proporcionan datos sobre la forma de cargar (lenta, impacto, repeticiones,...) y el tipo de sollicitación (flexión, torsión, tracción,...). Mientras que los caracteres macromorfológicos están relacionados con el mecanismo de rotura, la forma y dimensiones de la pieza, material, tipo de carga aplicada y otras variables. Además informan en cuanto a la posición del punto o puntos de iniciación de la rotura y dirección de propagación.

El estudio de las superficies de fractura en un material compuesto es muy complicado debido a su heterogeneidad, cada entrecara fibra/matriz es un posible lugar de iniciación de grieta. Y se complica aún más por su anisotropía, dando lugar a complejos estados de esfuerzos internos. También es posible que se den diferentes mecanismos de rotura en una misma fractura, tanto en su inicio como en la propagación, y encontrar caracteres morfológicos, a escala microscópica y macroscópica, de diferentes roturas.

Inicialmente se realiza el ensayo macroscópico, aún cuando, el microscópico da mayor cantidad de información. En este ensayo se trata de identificar diferentes puntos de interés para luego analizarlos con el microscopio de barrido, como por ejemplo, el posible inicio de la grieta.

Las características macromorfológicas son aquellas que pueden ser visualizadas sin ningún aparato entre los ojos y la superficie de fractura, o, con medios de bajos aumentos (hasta unos 50 aumentos), siendo la más utilizada la lupa binocular. En los materiales compuestos los típicos son:

- Fracturas básicas: Interlaminares, intralaminares y translaminares, indicando en cada grupo el plano de fractura respecto a los constituyentes microestructurales del material.

- Textura general de la fractura: lisa o rugosa, negra o “blanquecina”, mate o brillante, rayada, fibrosa (forma de cepillo) al disminuir la resistencia del enlace fibra matriz,...
- Marcas sobre la textura, como línea de detención o de cambio de velocidad del frente de grieta, “dientes de sierra”, líneas de interacción, líneas radiales,...

Este ensayo es muy importante para la eficacia del ensayo microfractográfico.

Los rasgos microfractográficos son huellas sobre las superficies de rotura sólo observables a través de un microscopio óptico y/o electrónico.

Gracias a estudios anteriores se conoce la apariencia de la grieta en fallos por modo II. En el caso de este proyecto, en fallos interlaminares por cortadura (Modo II) la apariencia macroscópica es blanquecina y mate como se observa en las diferentes fotografías tomadas. Presentan una superficie de rotura plana. A nivel microscópico debe presentarse escamas que se observan a partir de 2000 aumentos, su aparición es por fallo a cortadura y se originan gracias a la formación de microgrietas en forma de “S”, debido a los esfuerzos a tracción, y su posterior coalescencia.

5.2.- Análisis macrofractográfico.

Antes de empezar el análisis macrofractográfico se abren las probetas ensayadas con la ayuda de un escoplo generando manualmente una delaminación bajo modo I, ya que así se distinguirá de la zona de la delaminación en modo II, que es la de este estudio.

La inspección visual realizada será para identificar características de la superficie de rotura como, brillo, color, rugosidad,... Gracias a esta inspección se calcularán los valores correctos de inicio y final de crecimiento de la grieta y así poder calcular valores como la tasa de liberación de energía “G”.

En cada probeta se pueden encontrar zonas diferentes:

- Zona I: es la zona correspondiente al inserto de teflón. Al abrir la probeta el inserto se desprende y queda una zona sin fractura.
- Zona II: corresponde al fondo de grieta natural en modo I originado con una precarga inicial.
- Zona III: esta zona corresponde al ensayo ENF en el que se produce la delaminación bajo modo II.
- Zona IV: esta zona se debe a la delaminación bajo modo I al abrir las probetas manualmente.

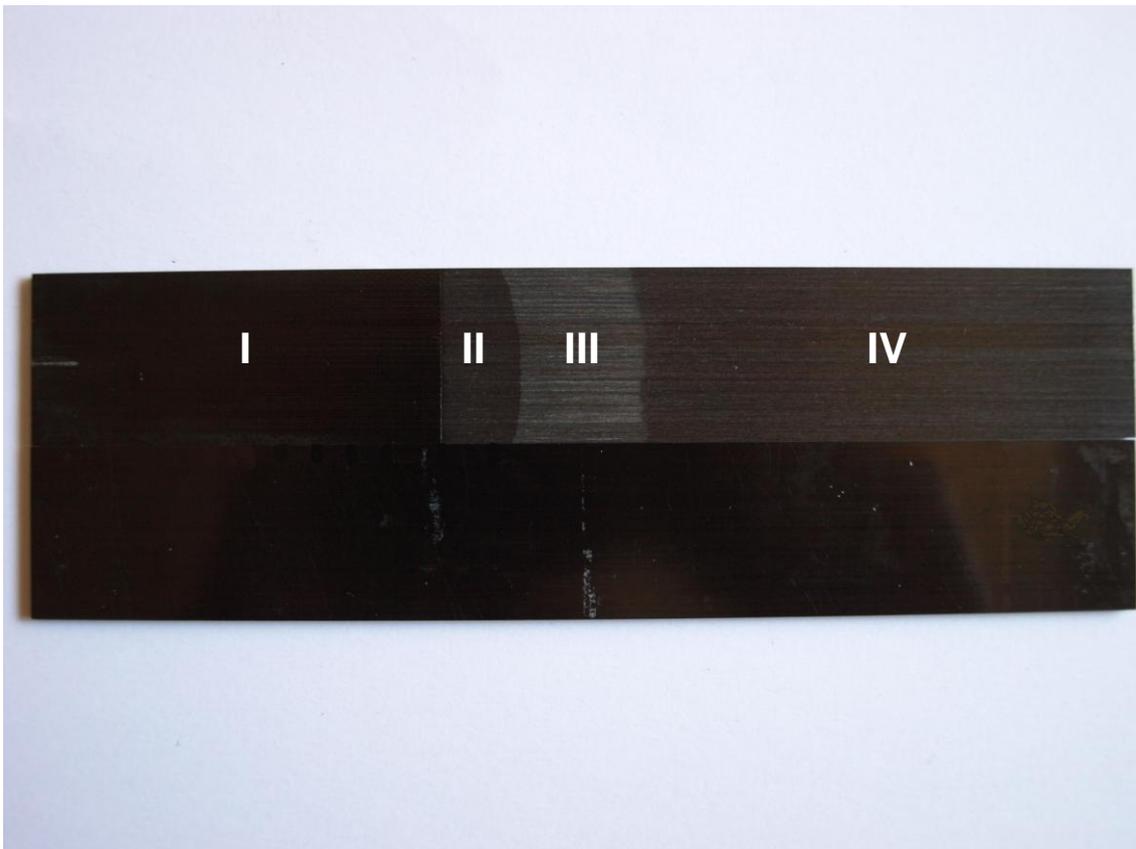


Figura 5.1.- Esquema de las zonas que se pueden encontrar en las probetas ensayadas.

Gracias a la apertura de las probetas se pudo calcular correctamente diversos valores como el de la G_{IIc} , al poder medir el final de la grieta. Al abrir las probetas se observa que hay diferencias entre las marcas realizadas antes de la apertura en modo I de la probeta y los puntos finales de los avances de la grieta en modo I y modo II.

Para calcular la distancia de la grieta se realizan 5 medidas de longitud de la grieta uniformemente distribuidas a lo largo del ancho de la probeta, con el fin de tener una longitud media lo más precisa posible. Las medidas fueron realizadas con un calibre electrónico.

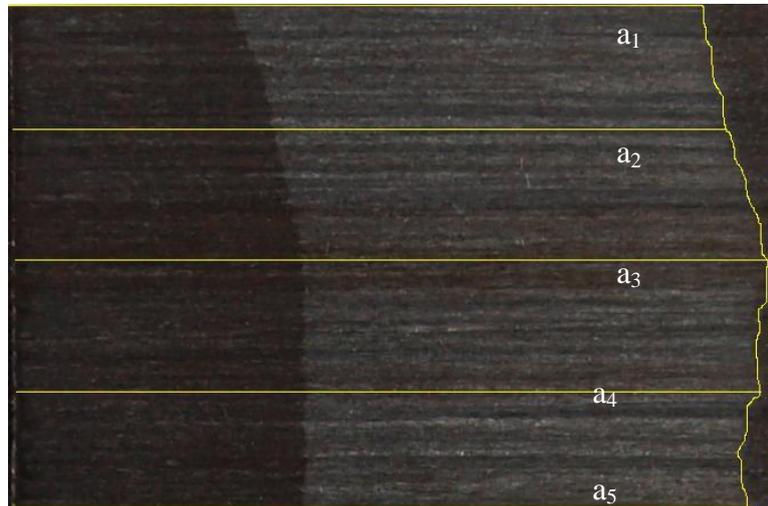


Figura 5.2.- Esquema de toma de medidas de las longitudes de grieta.

Se mostrarán todas las probetas de forma que se pueda identificar fácilmente las diferencias entre las distintas zonas descritas anteriormente, así como, las diferencias entre las marcas previas y las posteriores con las que se corrigen los resultados de la tasa de liberación de energía “G”:

5.2.1.- Ensayo estático.

Probeta 11.0

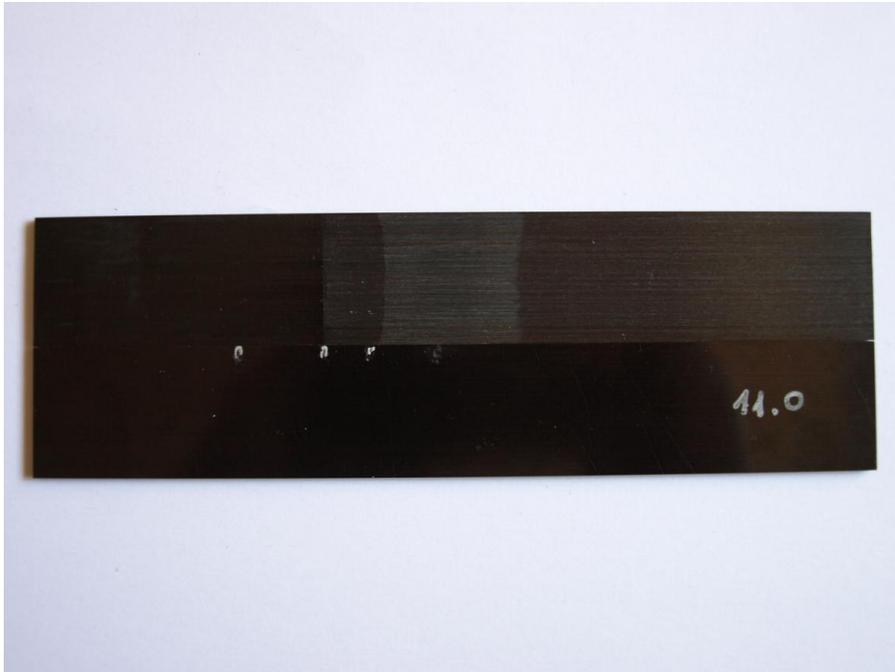


Figura 5.3.- Probeta 11.0

Probeta 11.1



Figura 5.4.- Probeta 11.1.

Probeta 11.2



Figura 5.5.- Probeta 11.2.

Probeta 8.0

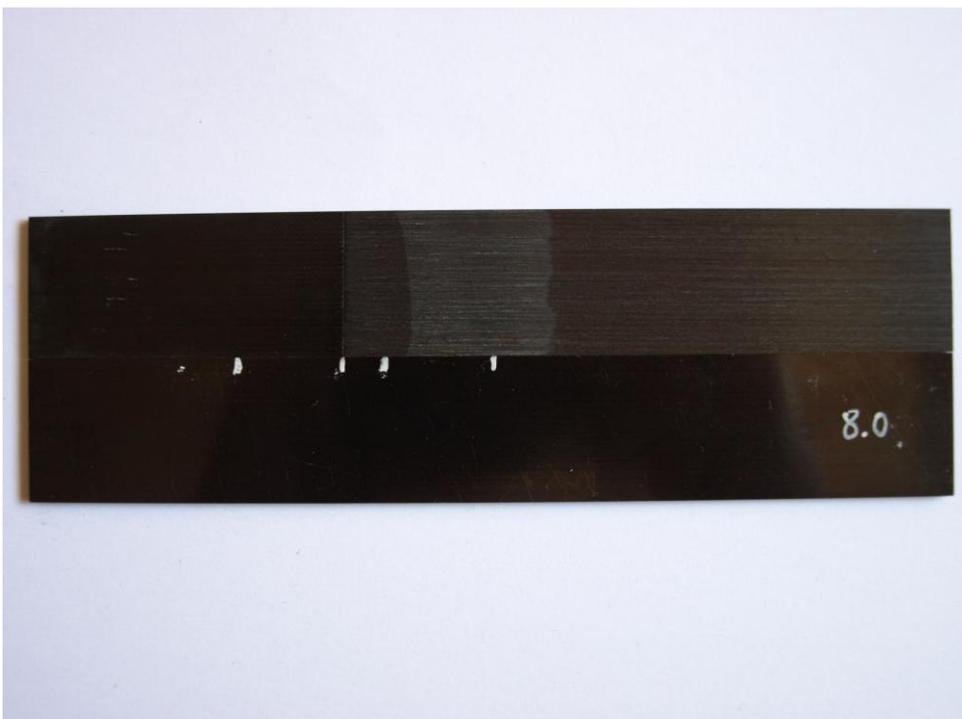


Figura 5.6.- Probeta 8.0.

Probeta 8.1

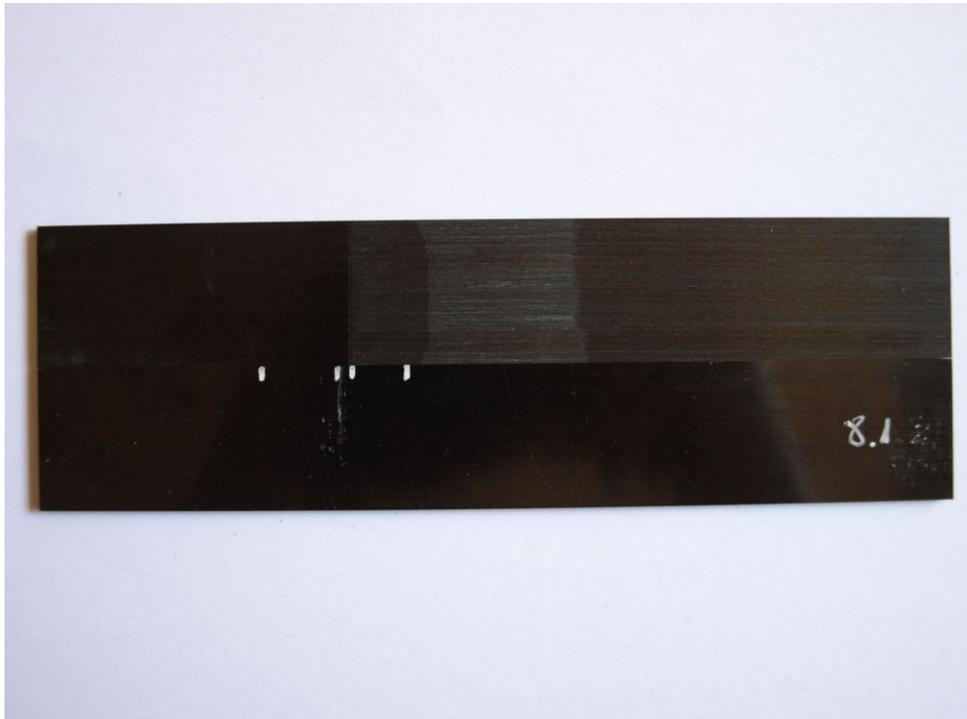


Figura 5.7.- Probeta 8.1.

Probeta 8.2

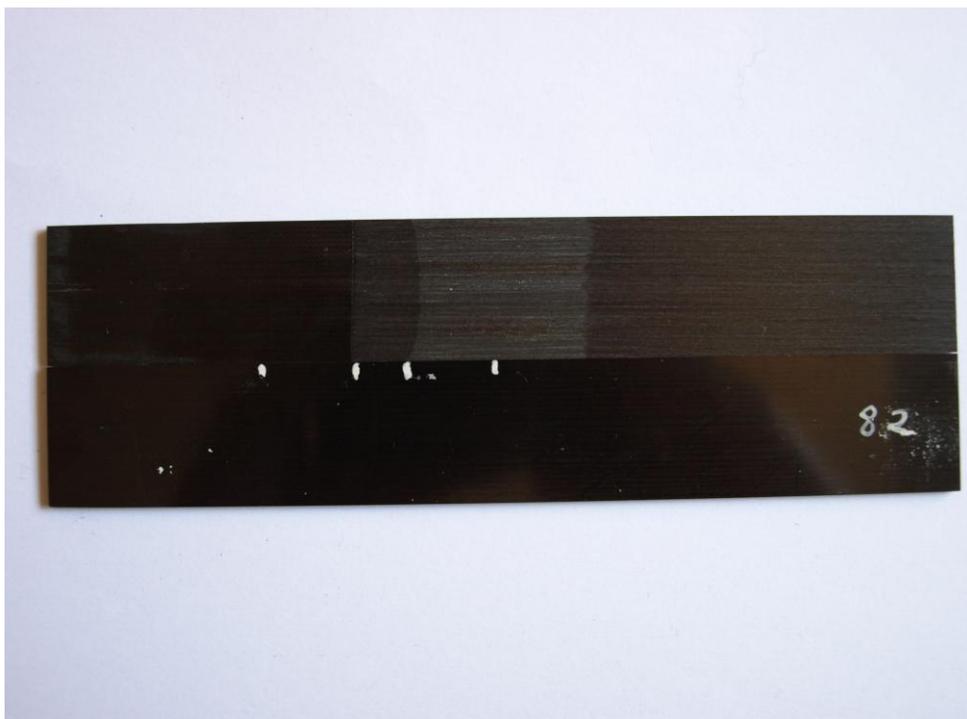


Figura 5.8.- Probeta 8.2.

En todos los ensayos estáticos se observa una homogeneidad en las superficies de fractura, es decir, se observa un mismo comportamiento. También se identifican claramente las cuatro zonas expuestas anteriormente. Se identifica claramente la zona II, modo I, frente a la zona III, modo II, siendo esta más blanquecina, como se explicó anteriormente. Así como la zona II y IV son en modo I y tienen la misma apariencia. La zona I está separada por un corte limpio y recto (artificial), el del inserto.

Se vuelve a medir la longitud de grieta para realizar las correcciones necesarias para recalculer la tasa de liberación de energía por el método de las áreas. A continuación se exponen los resultados en un cuadro explicativo.

Probetas	G_{II} (T² vigas) (J/m²)	G_{II} (Áreas) (J/m²)	G_{II} (Áreas) (J/m²) corregido
11.0	582,223	724,598	686,254
11.1	624,243	604,595	578,665
11.2	548,581	692,535	516,944
8.0	510,832	923,796	566,972
8.1	536,376	742,706	471,782
8.2	569,534	915,256	566,605
Media (J/m²)	561,965	767,248	564,537
σ_{n-1} (J/m²)	39,484	127,180	71,963
c.v. (%)	7,026	16,576	12,747

Se muestra a continuación unas gráficas comparativas en las que se aprecia la mejoría con las medidas reales y el método de las áreas frente a lo calculado con la probeta sin abrir (figuras 5.9 y 5.10).

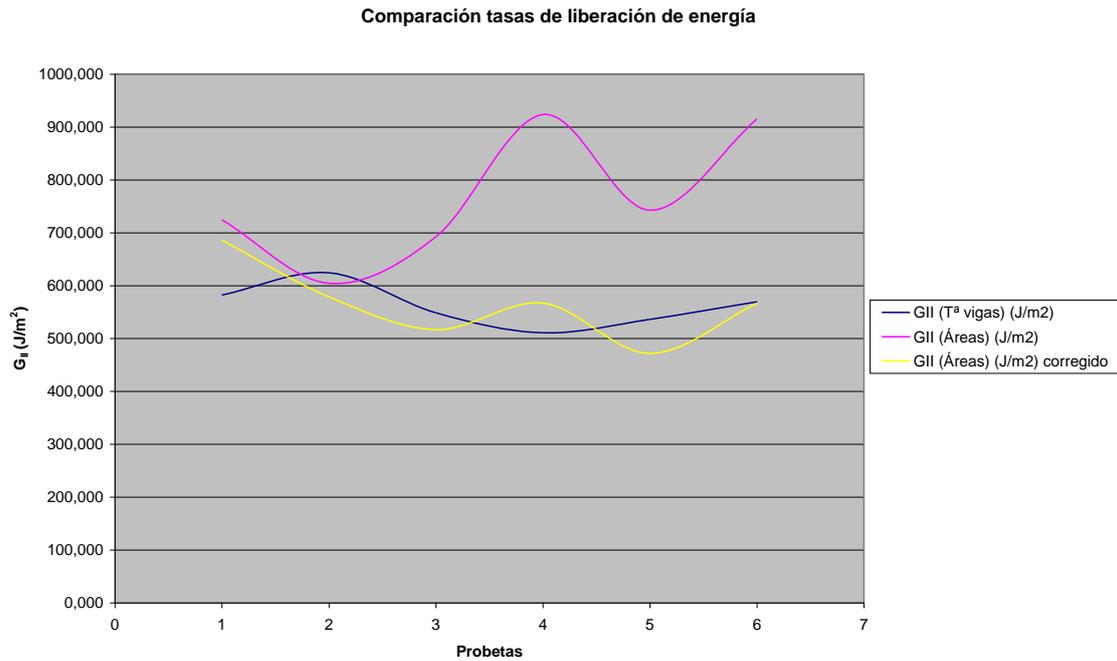


Figura 5.9.- Comparación de las tasas de liberación de energía “G” calculadas.

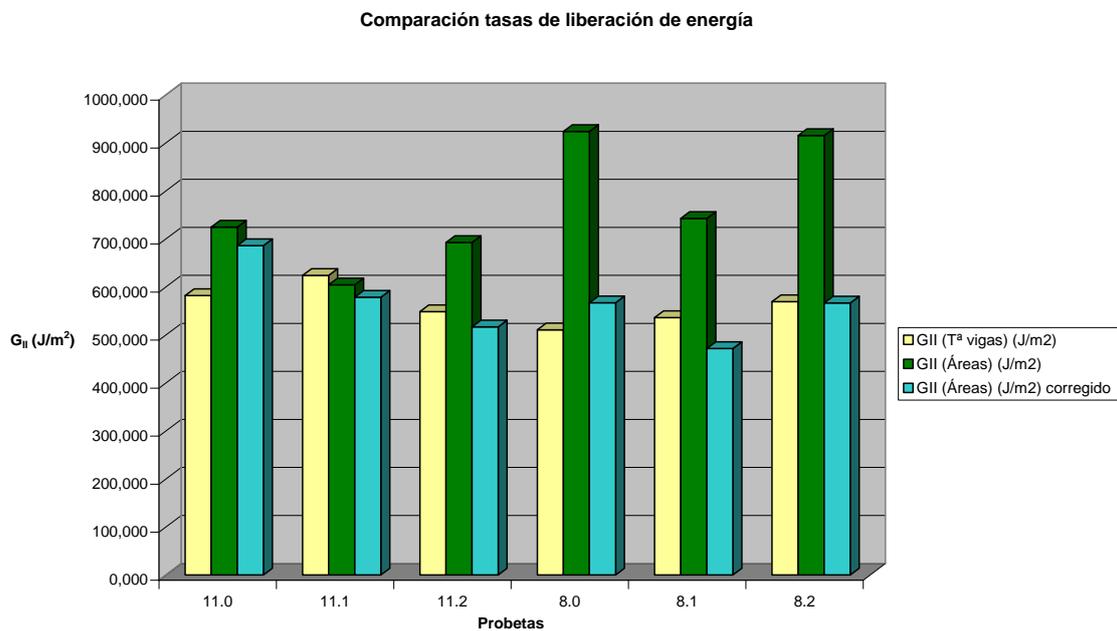


Figura 5.10.- Comparación de las tasas de liberación de energía “G” calculadas.

Se concluye que con los datos reales medidos sobre la superficie de fractura, las tasas de liberación de energía comparadas son datos coherentes y muy parecidos entre sí.

5.2.2.- Ensayo de calibración de flexibilidad y de fatiga oligocíclica.

Se muestra ahora el siguiente grupo de probetas estudiado:

Probeta 11.4



Figura 5.11.- Probeta 11.4.

Probeta 11.5



Figura 5.12.- Probeta 11.5.

Probeta 11.6



Figura 5.13.- Probeta 11.6.

Probeta 8.3

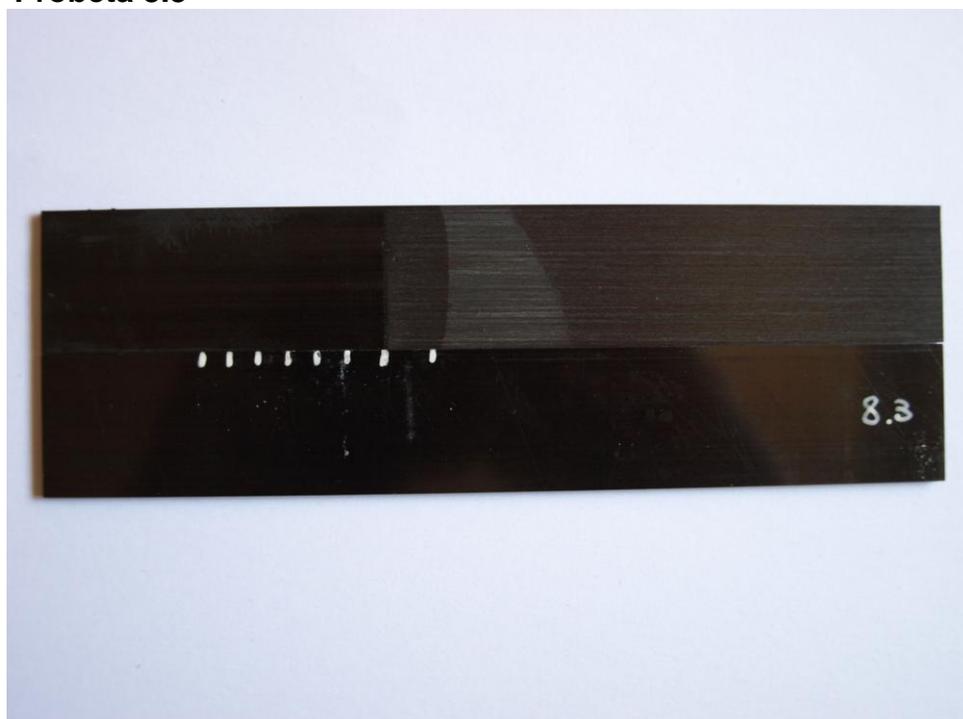


Figura 5.14.- Probeta 8.3.

Probeta 8.5

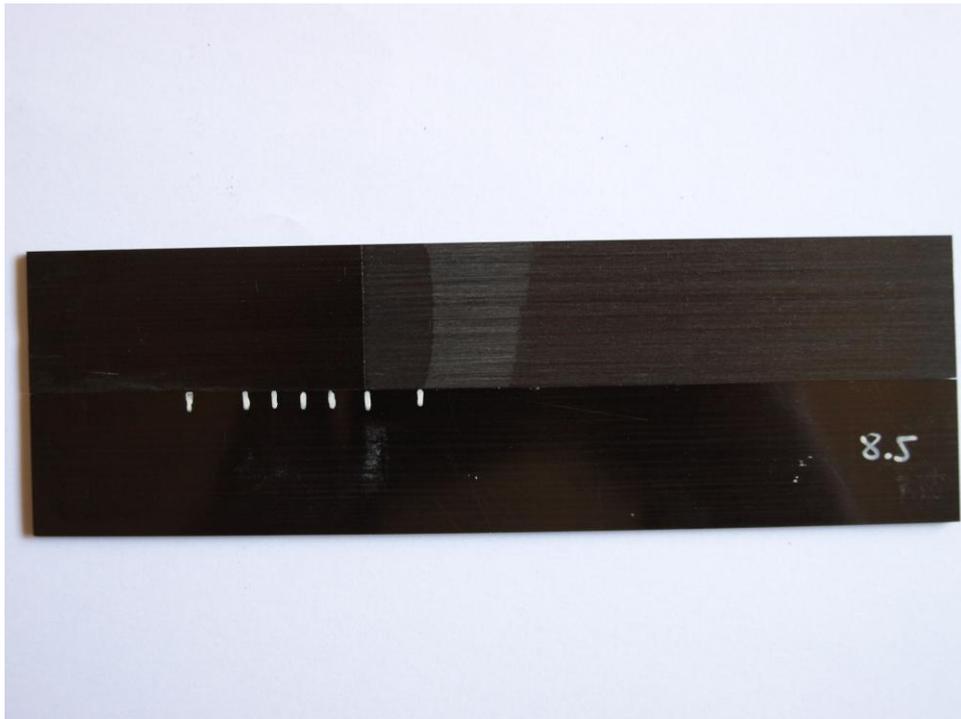


Figura 5.15.- Probeta 8.5.

Probeta 8.6

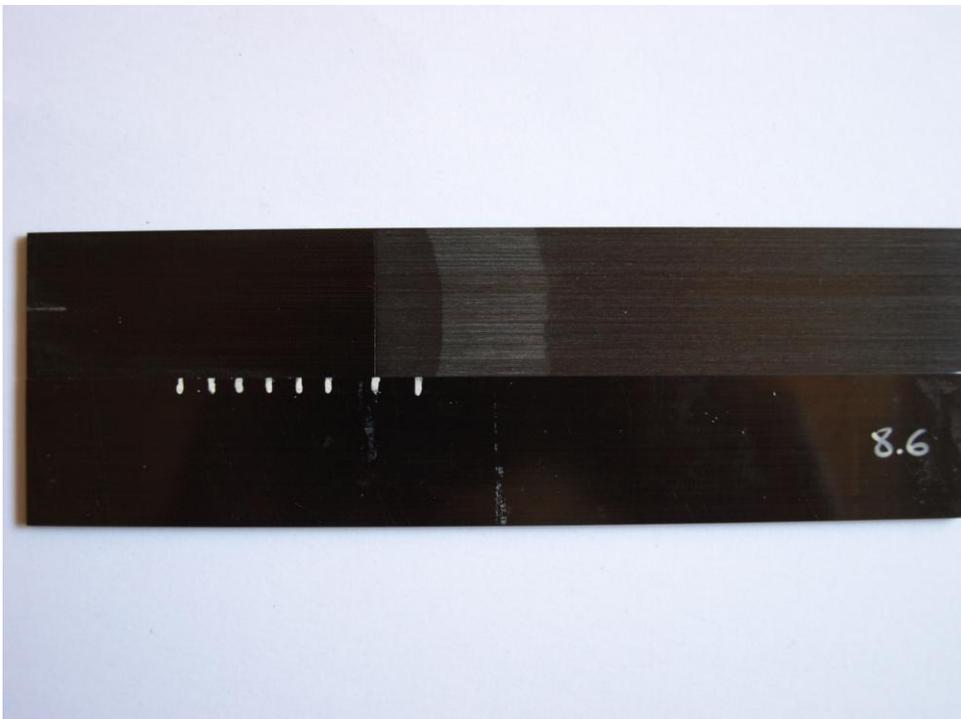


Figura 5.16.- Probeta 8.6.

En este grupo de probetas se observa el crecimiento de la grieta a diferentes ciclos en lo que se ha llamado zona III, cada probeta crece de forma diferente, según el número de ciclos aplicados y la morfología de la superficie, como se ha explicado anteriormente. También se diferencian el resto de zonas con las mismas características antes comentadas.

5.2.3.- Anomalías en los ensayos.

Probeta 11.3



Figura 5.17.- Anomalía, probeta 11.3.

Para este ensayo se diferencia nuevamente la zona I de la II, con diferente color (artificial-modo I) y final de la zona (recta-en curva). Como se desplazó la probeta sobre uno de los apoyos, lo que ocurrió, es que la grieta progresó desde una parte ya fracturada, por eso la zona III es tan pequeña. Quedando inservible para este estudio.

Probeta 8.4

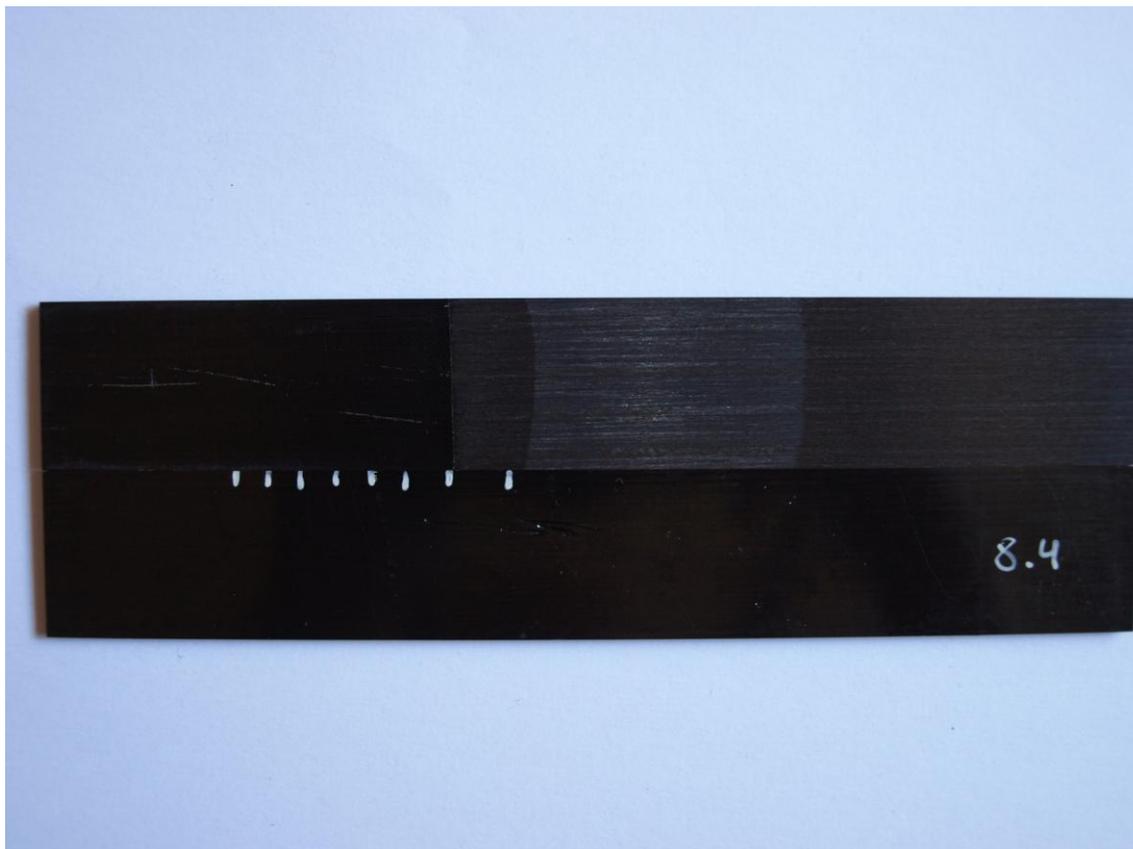


Figura 5.18.- Anomalía probeta 8.4.

Con esta probeta, se realizó parte del ensayo de calibración de flexibilidad. El parámetro δ aumentó exageradamente, y al aplicar presión sobre la probeta provocó la rotura de la misma, la fractura superó el punto de aplicación de la carga. No se pudieron realizar más ensayos de calibración ni de fatiga oligocíclica.

5.3.- Análisis microfractográfico

El análisis microfractográfico se realiza sobre dos probetas, las identificadas como 8.6 y 11.5. Se ha realizado la microfractografía sobre probetas ensayadas a fatiga oligocíclica, cuyo estudio es a lo que está orientado este proyecto fin de carrera. Se espera obtener conclusiones morfológicas acerca del crecimiento de la grieta, así como la identificación de las sollicitaciones a las que se ha visto sometida la probeta, con el fin de explicar, microestructuralmente, el fallo a fatiga oligocíclica en modo II.

Se procede a explicar los fenómenos de fatiga a los que se han sometido diferentes probetas sobre imágenes tomadas con un microscopio electrónico de barrido ubicado en el departamento de Materiales Avanzados del I.N.T.A. En cada una de las imágenes se indica la escala en micras.

Los factores indicativos que determinan, microestructuralmente, lo que ha sufrido una probeta a fatiga son conocidos. Estos indicadores son, principalmente, las estriaciones sobre las fibras o sus improntas, así como las escamas y sus correspondientes veneras, que produce cada ciclo aplicado a la probeta. En función de lo trabajadas que estén las escamas, se puede observar si ha sufrido más o menos ciclos a fatiga, la probeta. Una de las formas de obtener el número de ciclos a los que se ha visto sometida una probeta es contar el número de estriaciones de las fibras o de las improntas.

En muchas de las micrográficas siguientes queda constancia de los mismos indicadores de fatiga oligocíclica, se representa alguna de ellas y el total en el anexo VIII.

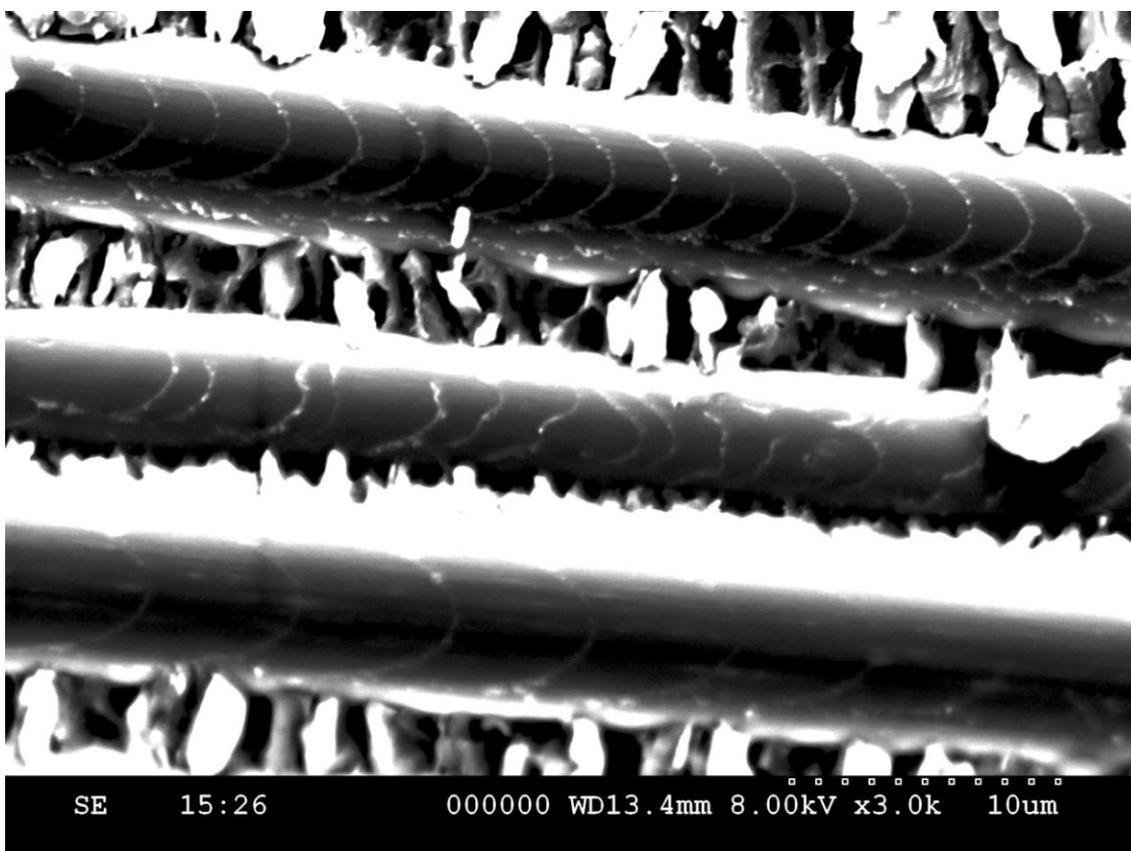


Figura 5.19.- Probeta 8.6 Estriaciones y fibras.

En la figura 5.19. se observan tres fibras y sus correspondientes estrías indicando el avance y sentido de crecimiento de la grieta. En este caso es de izquierda a derecha. El sólo hecho de tener estrías sobre las fibras, nos indica que la probeta ha sufrido un proceso de fatiga.

Cada estriación sobre la fibra es un ciclo. Las tres fibras tienen estrías diferentes, si cada ciclo actúa de la misma forma sobre cada fibra deberían ser iguales las estriaciones, pero no es un material con propiedades isotrópicas. Debido a su anisotropía no tiene las mismas estriaciones en cada fibra.

También se observa lo que se conoce como un ala de matriz. Toda la parte superior de la fibra inferior de la imagen, es una banda blanca. La fibra se ha desprendido parcialmente, lo que significa que ha ofrecido una menor resistencia, y, con el microscopio, al proyectar los electrones para tomar la fotografía, se ha producido una saturación en la imagen.

Las fibras en este caso aparecen desnudas, no tienen matriz adherida como se observará en fotografías posteriores. Por lo tanto, la grieta ha avanzado con la fibra rompiendo adhesivamente.

Las escamas son las marcas perpendiculares a las fibras. En el caso de que las mismas estén redondeadas, como ocurre en la figura 5.19, se puede concluir que ha habido un trabajo de fricción en modo II alto para llegar a erosionar las escamas de esa forma. Aunque no hubiera estriaciones, se concluiría, por las escamas, que la probeta habría sido sometida a fatiga.

Al tener estriaciones diferentes también podemos concluir que la rigidez en la pieza es distinta en unos puntos o en otros. Los fenómenos son locales, esto quiere decir que las grietas pueden crecer en sentidos contrarios, algo que se observa claramente en siguientes fotografías.

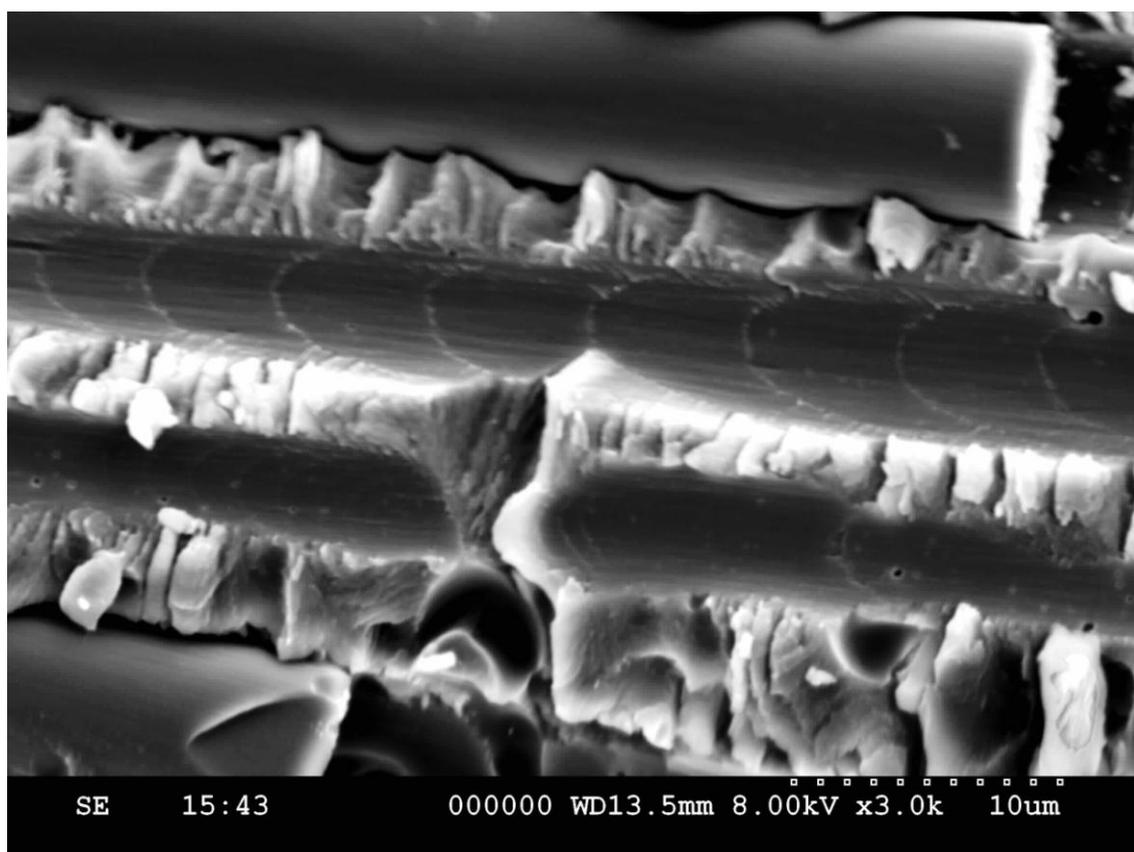


Figura 5.20.- Probeta 8.6 Estriaciones y veneras.

En esta imagen se observa una grieta en el centro de la figura, y, tanto la fibra como las improntas de las mismas. La fibra protege a las escamas que tiene a su alrededor, siendo éstas más puntiagudas por estar protegidas por la fibra.

En caso de duda respecto a si es fibra o impronta de la misma, con solo observar la grieta y su forma de incidir en la impronta se identifica cuál es cuál. Otro fenómeno producido por la grieta local, es el hecho de que las estriaciones cada vez son más numerosas cerca de la grieta. Esto, es debido, a la resistencia que ofrece la grieta al avance de la rotura por fatiga.

Las escamas se identifican claramente perpendiculares a las fibras, así como las veneras, que son los huecos que dejan las escamas sobre la superficie contraria. Se llaman veneras por la forma de concha de Santiago que tienen.

También se observa las microporosidades en la matriz, así como su textura granular indicando esto último una característica de la resina epoxi 8552.

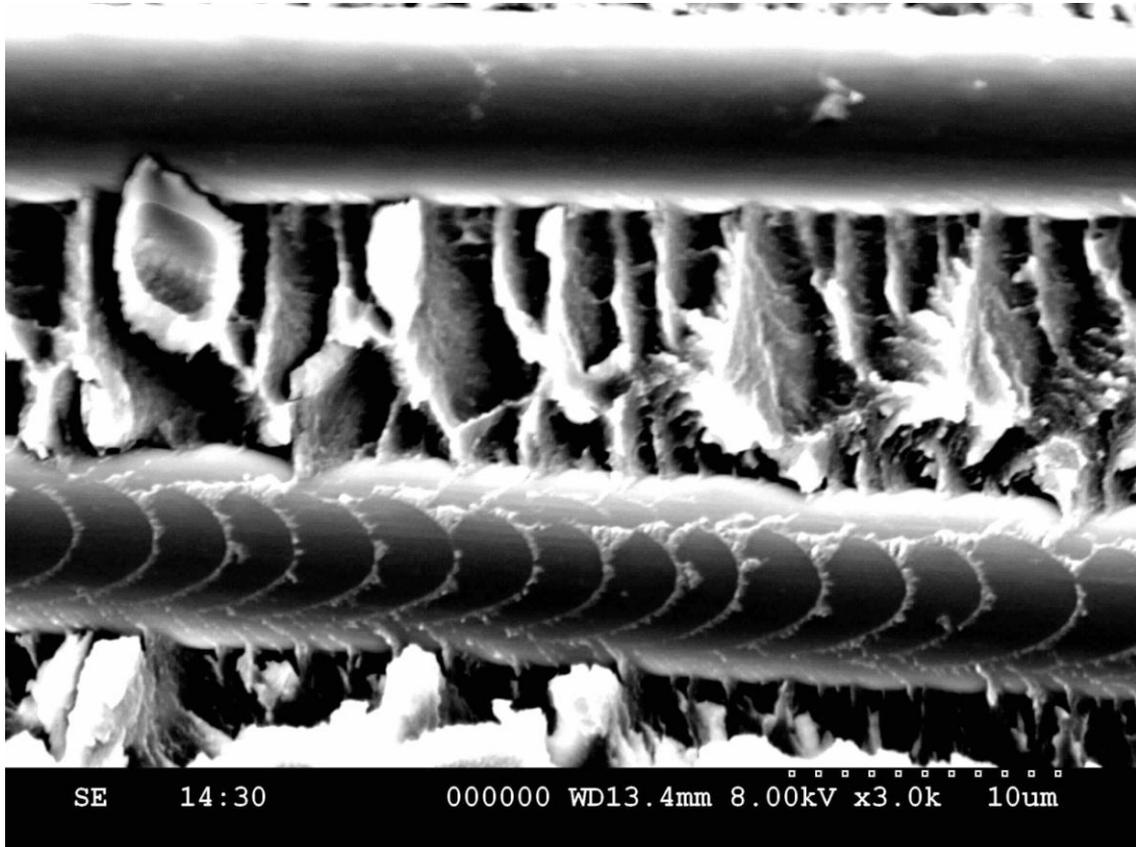


Figura 5.21.- Probeta 8.6 Estriaciones y fibras.

En el caso de la figura 5.21 se observa dos fibras, una de ellas con las estrías muy claras. La resina se ha quedado pegada a la fibra de tal forma que la resistencia que opone al avance de la grieta en la propia fibra es diferente. De ahí la parte de la estría que tiene mayor contenido de resina sobre la fibra.

Las escamas son menos redondeadas (menos desgaste), se puede concluir que la imagen es parte del final de la grieta, ya que el material no habrá sufrido tanto trabajo a fatiga en esa zona.

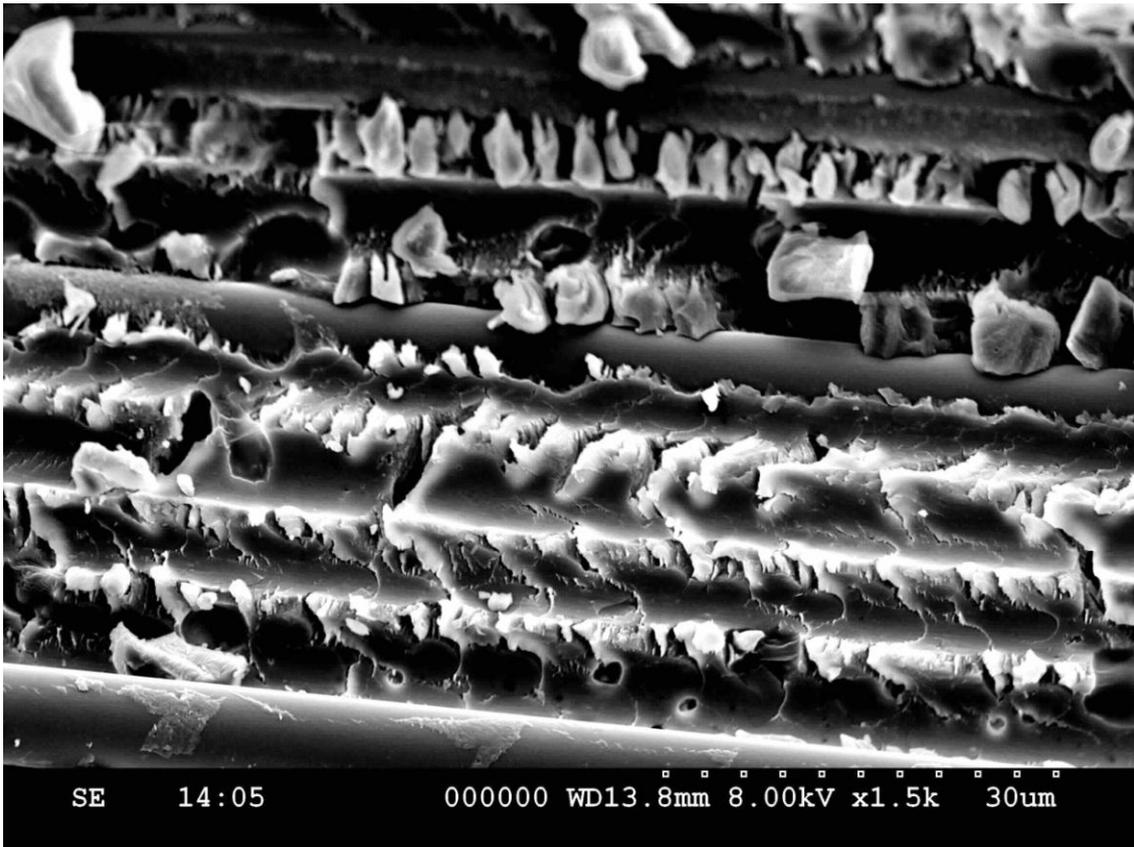


Figura 5.22.- Probeta 8.6 Escamas y porosidad.

Tanto en la figura 5.22 como en la siguiente (fig. 5.23) los guijarros están bien trabajados indicando la fatiga que soporta la probeta. También la porosidad de la matriz y los rechupes.

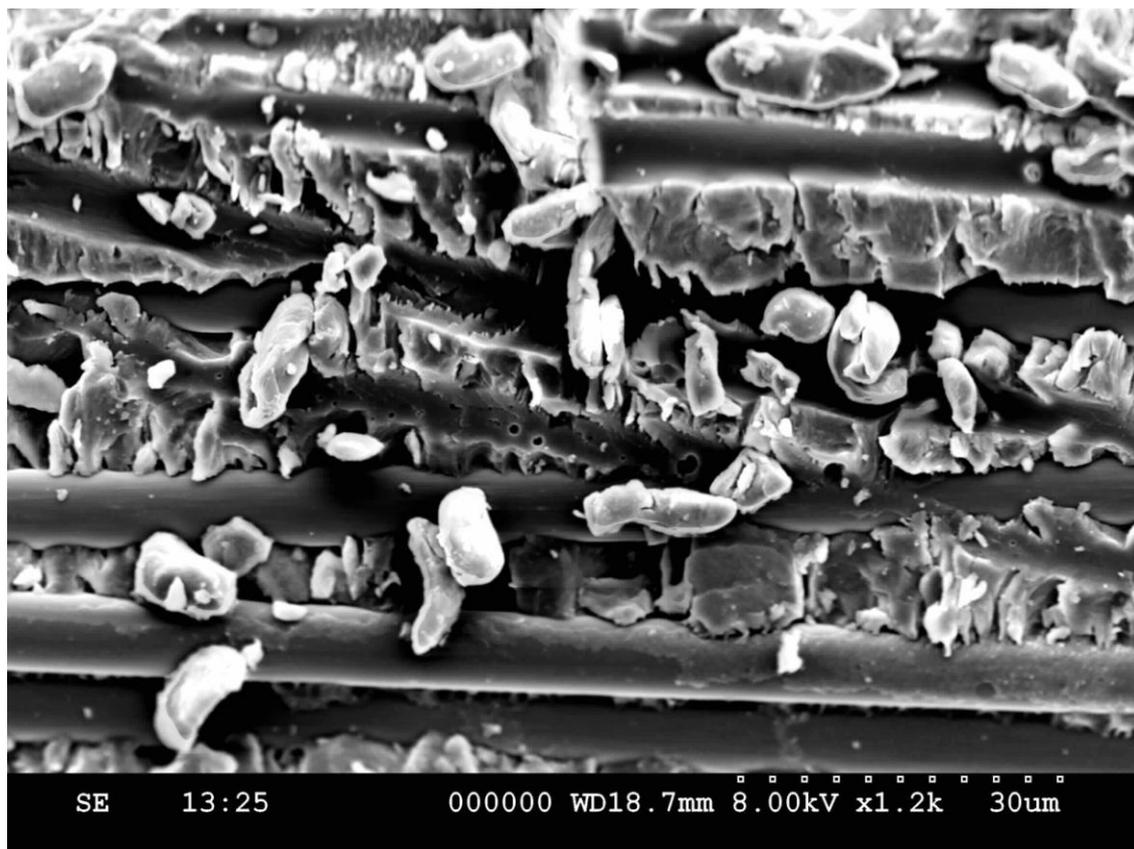


Figura 5.23.- Probeta 8.6 Escamas y porosidad.

En esta figura se observa restos de escamas rotas y trabajadas (redondeadas). Cuanta más fatiga sufra la probeta, las escamas tienen mayor probabilidad de soltarse. Hay fibras vestidas con restos de resina e improntas con estrías, fácilmente identificables.

Hasta ahora se ha utilizado una de las dos caras de la probeta, una vez abiertas en modo I, para realizar las fotografías. Pero se comprueba que los indicadores no cambian. Donde hay una escama, en el lado contrario está su vena, y viceversa. De la misma forma ocurre con las improntas y las fibras.

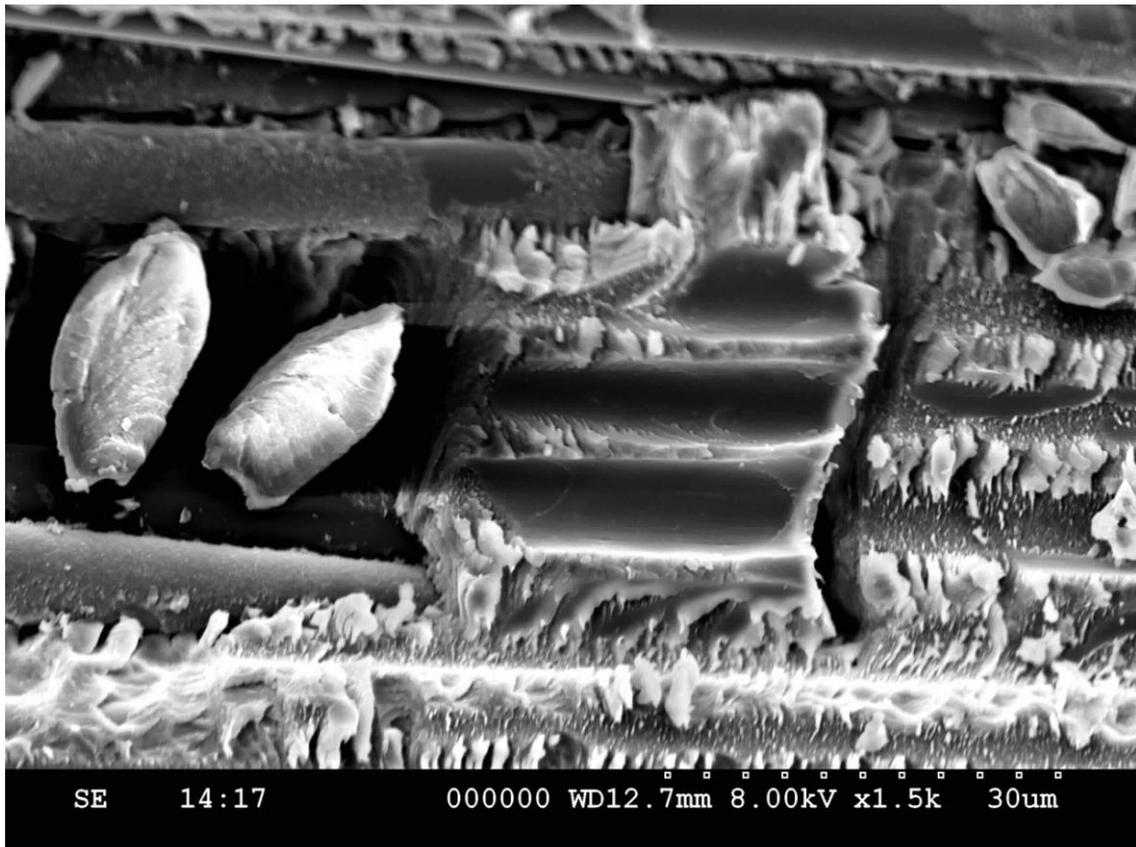


Figura 5.24.- Probeta 8.6 Rugosidad.

Esta micrografía perteneciente a la parte contraria a la que hasta ahora se ha mostrado, muestra dos escamas, claramente diferenciadas. Se observa el microflujo de la matriz. La grieta crece hacia el borde de la escama.

Las fibras están vestidas con matriz, así como algunas improntas. Las improntas vestidas nos indican rugosidad en la matriz, la cual fue modificada para mejorar la tenacidad de la matriz 8552.

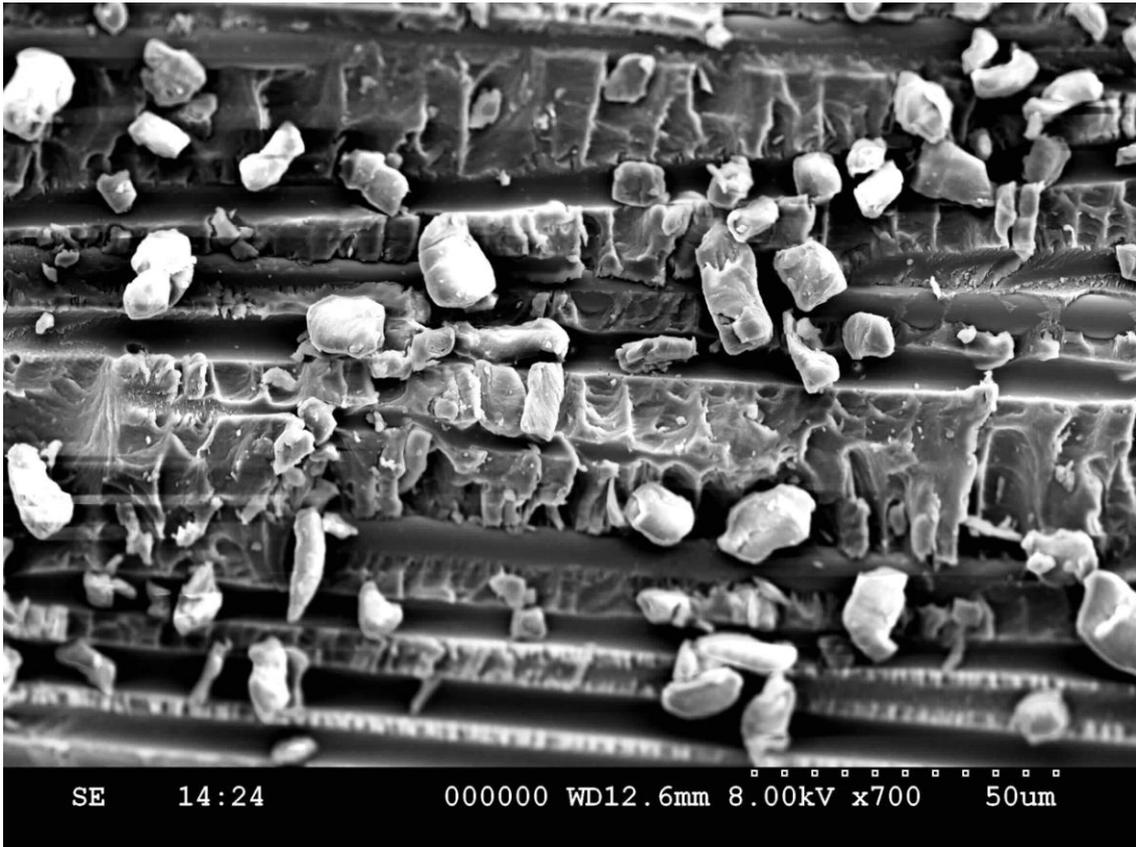


Figura 5.25.- Probeta 8.6 Escamas y veneras.

Esta imagen indica que la probeta ha sufrido ciclos a fatiga en modo II debido al elevado número de guijarros, como ya se ha comentado. También se observa muchas improntas.

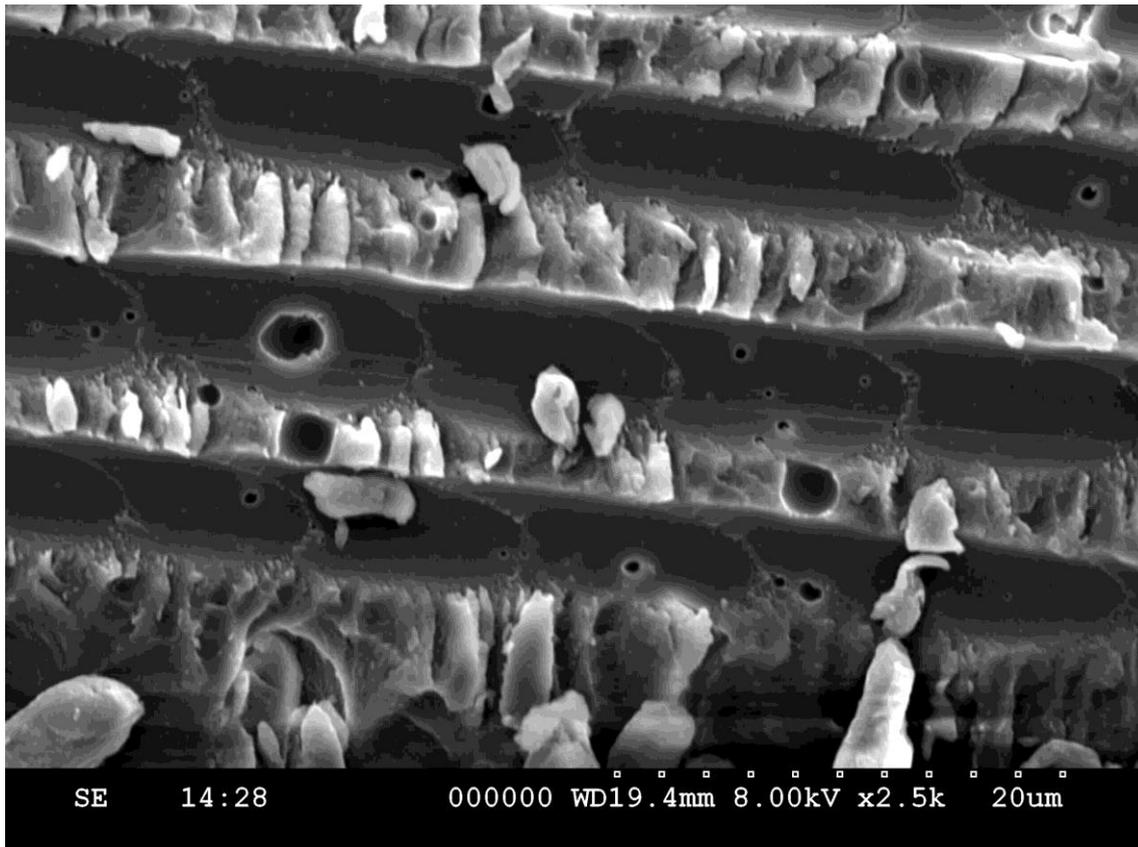


Figura 5.26.- Probeta 11.5 Estriaciones, improntas y fibras.

Con respecto a la otra probeta analizada se puede concluir que vuelven a darse los mismos indicadores a fatiga, escamas, improntas, guijarros, estriaciones,...

En la figura 5.27 también se observa la porosidad de la matriz, así como las improntas de las fibras y las escamas perpendiculares a las mismas. Y algún guijarro suelto.

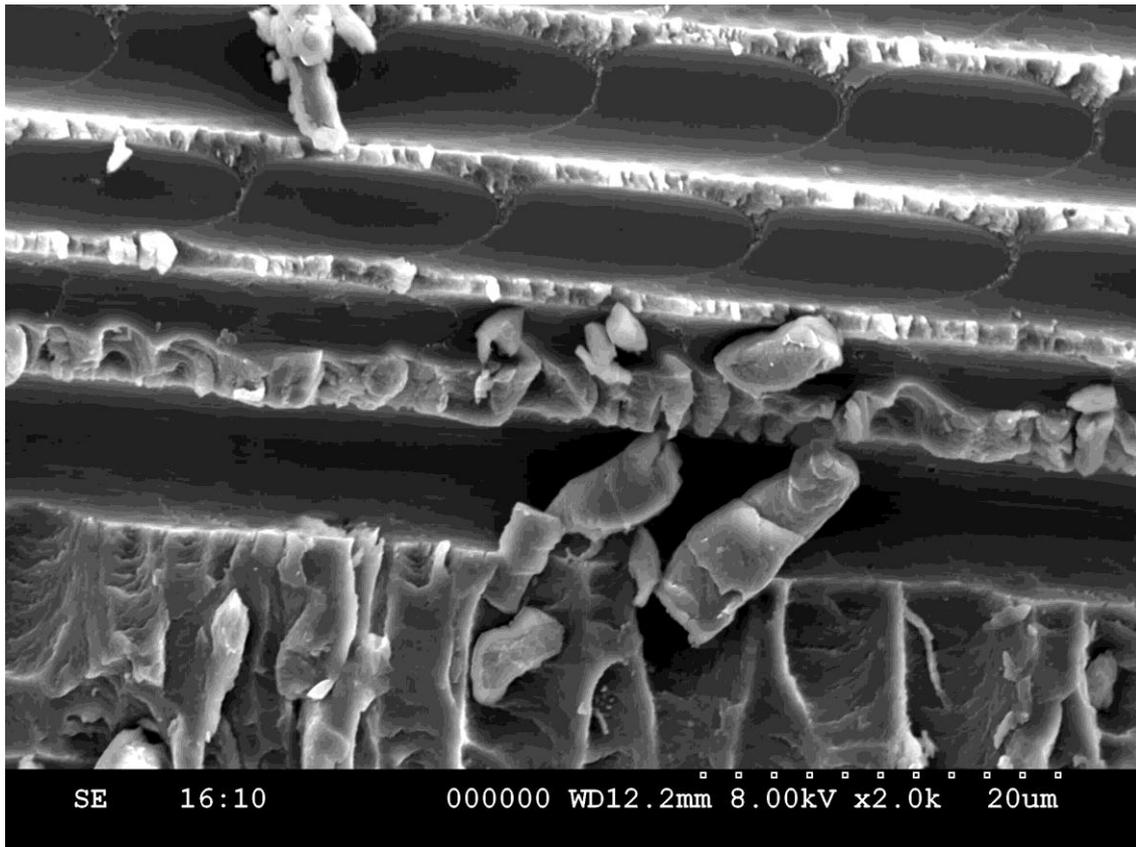


Figura 5.27.- Probeta 11.5 Estriaciones y escamas.

Los guijarros están muy trabajados, signo inequívoco de fatiga, así como las estrías sobre las improntas. En este caso la distancia entre estrías es igual para las dos primeras improntas, lo que quiere decir, que tienen la misma rigidez frente al avance de la grieta.

También se observa en la figura 5.28 los microflujos en las venetas indicando el avance de la rotura. Dicho hecho ya ha sido observado igualmente en la anterior probeta.

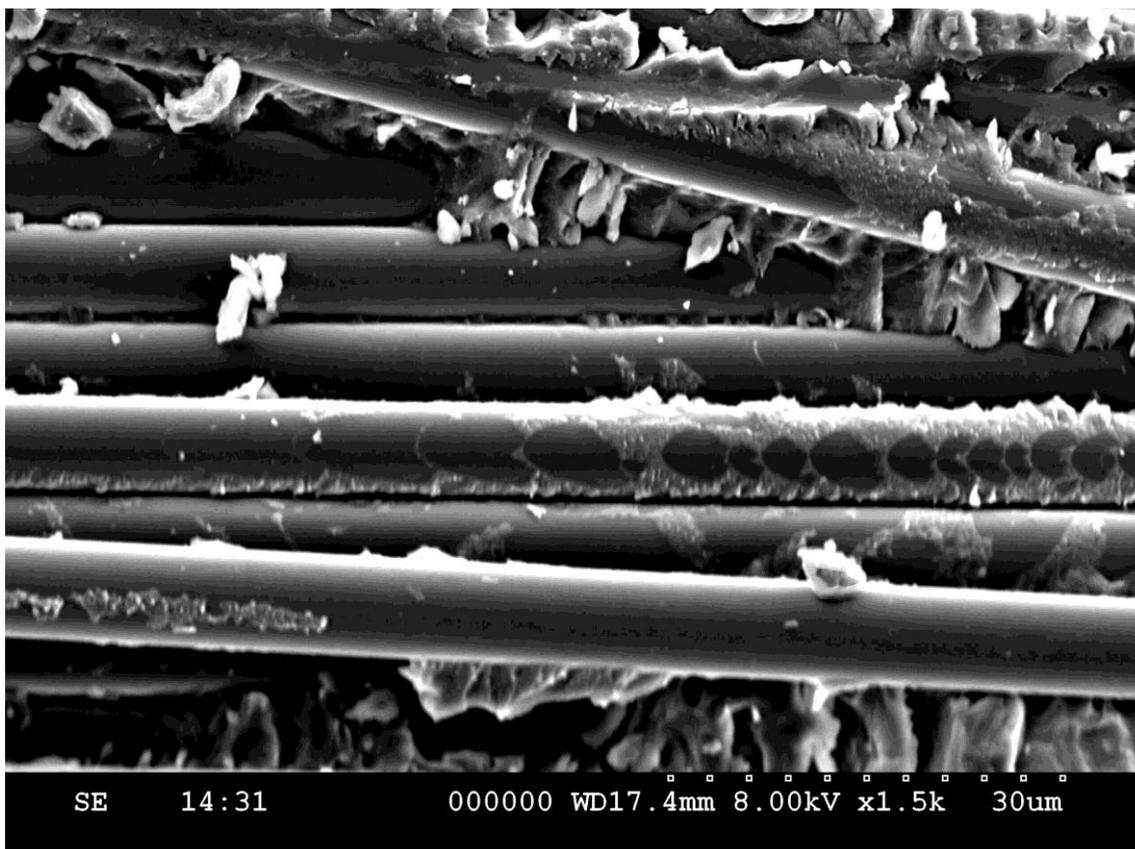


Figura 5.28.- Probeta 11.5 Estriaciones y fibras.

Para finalizar, en esta imagen se identifica la formación de estrías sobre la fibra, lo que quiere decir que crece adhesivamente entre la fibra y la matriz y vuelve descohesivamente por la matriz.

En definitiva se vuelve a dar la misma situación que en la probeta anterior con todos los indicadores explicados.

6.- Conclusiones y trabajos futuros

6.1.- Conclusiones.

En este capítulo se recogen las principales conclusiones a las que se ha llegado después de analizar los resultados.

Para fatiga de bajo número de ciclos se ha analizado el crecimiento interlaminar de grietas para un material compuesto epoxi/carbono en modo II en este proyecto. En trabajos anteriores en el Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras se ha estudiado si el tipo de delaminación iniciadora o el contenido en agua del material influye en la variación de la tasa de liberación de la energía de deformación. En este proyecto se analiza la importancia de conocer el comportamiento del crecimiento interlaminar a fatiga oligocíclica.

Para continuar la línea de investigación del Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras y permitir la comparación de resultados con trabajos anteriores se eligió el material compuesto carbono/epoxi (laminado unidireccional).

Se estudiaron diferentes ensayos y se escogió uno que estuviera aceptado por organismos internacionales, estos organismos han desarrollado protocolos según los cuales poder realizar este ensayo. En este proyecto se ha utilizado el protocolo ESIS relativo a ensayos FEF (Flexión con entalla final) para fractura interlaminar en modo II.

Para que el protocolo ESIS no se vea afectado e invalidado a la hora de obtener los resultados se han realizado una serie de verificaciones a la máquina de ensayos comprobando su fiabilidad y por tanto la de los resultados de los ensayos. Con ello se garantiza no introducir valores que desvirtúen los valores de la tasa de liberación de la energía de deformación G_{II} .

Se estudió la forma de recrear con la máquina de ensayos los ciclos para generar fatiga a bajo número de ciclos, previamente estableciendo las condiciones necesarias para llegar a obtener las curvas deseadas y establecer el crecimiento de la grieta en cada caso.

Se obtiene resultados de la tasa de liberación de energía de deformación coherente y similar a otros trabajos. Como media del valor de la tasa G_{II} se obtuvo $561,965 \text{ J/m}^2$, dentro de los valores señalados inicialmente.

Se observa que los ensayos dan resultado indicando una relación entre el crecimiento de grieta y los ciclos empleados. Con estos resultados se establece un comportamiento para el crecimiento interlaminar en modo II a fatiga de bajo número de ciclos, muy parecido al comportamiento a fatiga de alto número de ciclos.

Finalmente se ha realizado un estudio fractográfico, el cual ha servido para corregir resultados y para, establecer las marcas identificativas en la superficie de fractura relativas al comportamiento a fatiga de bajo número de ciclos (estudio microfractográfico) en modo II. Como son, las estriaciones y los guijarros redondeados, signo inequívoco de trabajo a fatiga. Tanto las estrías como las veneras nos indican el paso de los ciclos por el material.

6.2.- Trabajos futuros.

A la finalización de este proyecto observando los resultados de los ensayos, se puede sugerir iniciar varias líneas de investigación para enriquecer al Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de estructuras sobre la delaminación en materiales compuestos.

6.2.1.- Influencia de las condiciones medioambientales.

Los ensayos se han realizado a temperaturas entre 28 y 32°C y con una humedad relativa entre 47 y 53% , según se ha medido en el laboratorio de la Universidad Carlos III. Se podría realizar un estudio a temperatura y humedad extremas para observar la influencia de las mismas en los resultados, ya que las condiciones medioambientales afectan de diferentes maneras a los materiales compuestos.

6.2.2.- Influencia de la secuencia de apilamiento.

En este estudio, se ha trabajado exclusivamente con laminados unidireccionales. Si se cambiara la secuencia de apilamiento se podría estudiar algún material compuesto utilizado en alguna aplicación industrial específicamente.

6.2.3.- Influencia del tipo de matriz.

Para este proyecto fin de carrera se ha utilizado una matriz tenaz, como es la epoxi. Otra línea de investigación podría ser el estudio de diferentes materiales compuestos con matriz tenaz frente a materiales compuestos con matriz frágil, observando la influencia que tiene la matriz sobre el crecimiento interlaminar de grietas.

6.2.4.- Influencia del tipo de fibra.

Otra posible línea de investigación sería verificar si el comportamiento del material compuesto frente a crecimiento interlaminar afectaría en función del tipo de fibra utilizado.

6.2.5.- Influencia del fondo de grieta delaminadora.

Los resultados obtenidos son a partir de un fondo de grieta iniciadora creado artificialmente a partir del cual se dispara la delaminación. Si se cambiara dicho fondo, ¿sería diferente el comportamiento de la fractura interlaminar del material compuesto frente a fallo en modo II?

Bibliografía

Ales, Mateo (Profesor), Compuestos, *Apuntes de Asignatura*, Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid.

Cowley, Kevin D., Beaumont Peter W. R., *The interlaminar and intralaminar fracture toughness of carbon-fibre/polymer composites: the effect of temperature*, Composites Science and Technology 57 (1997)1433- 1444.

Fernández Sáez, José (Profesor), *Fractura y fatiga de componentes mecánicos*, Apuntes de Asignatura, Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid, febrero 2003.

B. Harris, *The fatigue behaviour of fibre reinforced plastics and life prediction*. Materiales Compuestos 01, ed. A. Fernández canteli, F. J.Belzunce, F. Paris, AEMAC 2001, Gijón.

Kusaka, Takayuki; Hojo, Masaki, Mai Yiu-Wing; Kurokawa, Tomoaki; Nolima Taketoshi; Rate dependence of mode I fracture behaviour in carbon-fibre(epoxy) composite laminates, Composites Science and Technology 58 (1998) 591- 602.

Llorente, Betty Fantina, *Crecimiento interlaminar de grietas bajo Modo II en laminados de material compuesto*, Proyecto fin de carrera, Universidad Carlos III de Madrid, 2003.

Miravete, Antonio, *Materiales compuestos*, 2000.

Pagés, Costa, Mayugo y Blanco, *Tratamiento de la fatiga en el diseño estructural con materiales compuestos (2002)*.

Pereira, A. B., de Morais, A. B., Marques, A. T., de Castro, P. T., Mode II interlaminar fracture of carbon/epoxi multidirectional laminates, Composites Science and Technology 64 (2004) 1653- 1659.

Protocol for interlaminar fracture testing, Mode II. ESIS 1992

Timoshenko, Stephen, P., *Resistencia de materiales*, Espasa Calpe, 1989.

Wosu, Sylvanus N., Hui, David, Dutta, Piyush K., *Dynamic mode II delamination fracture of unidirectional graphite/epoxy composites*, Composites, Part B: engineering 34 (2003/ 103- 316).

Wosu, Sylvanus N., Hui, David, Dutta, Piyush K., *Dynamic mixed mode I/II delamination fracture and energy release rate of unidirectional graphite/epoxy composites*, Engineering Fracture Mechanics, 72 (2005), 1531-1558.

Zhou, G., Hood, J, Design, manufacture and evaluation of laminated carbon/epoxy I-beams in bending, Composites, Part A: applied science and manufacturing (2005) Vol. 37. 1-12

www.sciencedirect.com

www.kluweronline.com

Anexos

Anexo I: Dimensiones de las probetas (mm).

Probetas	Largo	w_i	w_c	w_d	\bar{w}	t_i	t_c	t_d	\bar{t}
11.0	160,55	24,98	24,96	24,94	24,96	4,56	4,6	4,54	4,57
11.1	160,6	25,14	25,19	25,12	25,15	4,29	4,55	4,48	4,44
11.2	160,55	24,96	24,94	24,96	24,95	4,45	4,54	4,5	4,50
11.3	160,55	25,15	25,16	25,15	25,15	4,43	4,57	4,52	4,51
11.4	160,45	24,8	24,84	24,85	24,83	4,22	4,38	4,29	4,30
11.5	160,5	25,16	25,21	25,16	25,18	4,43	4,59	4,49	4,50
11.6	160,5	25,09	25,15	25,16	25,13	4,08	4,35	4,28	4,24
11.7	160,6	25,12	25,13	25,14	25,13	4,52	4,58	4,53	4,54
11.8	160,6	24,71	24,87	24,82	24,80	4,29	4,55	4,45	4,43
11.9	160,5	25,17	25,2	25,17	25,18	4,51	4,59	4,54	4,55
8.0	160,55	25,16	25,16	25,13	25,15	4,38	4,41	4,33	4,37
8.1	160,55	25,2	25,21	25,17	25,19	4,53	4,56	4,54	4,54
8.2	160,5	24,88	24,87	24,84	24,86	4,24	4,24	4,19	4,22
8.3	160,55	25,16	25,16	25,15	25,16	4,25	4,41	4,29	4,32
8.4	160,6	24,9	24,89	24,84	24,88	4,3	4,54	4,47	4,44
8.5	160,6	24,97	25,01	25,03	25,00	4,41	4,58	4,53	4,51
8.6	160,55	25,18	25,22	25,16	25,19	4,44	4,6	4,55	4,53
8.7	160,55	25,14	25,12	25,18	25,15	4,44	4,54	4,51	4,50
8.8	160,55	24,95	24,96	24,98	24,96	4,53	4,54	4,49	4,52
8.9	160,45	25,15	25,17	25,14	25,15	4,14	4,32	4,28	4,25

t_i : Espesor izquierdo.

t_c : Espesor central.

t_d : Espesor derecho.

\bar{t} : Espesor medio.

w_i : Ancho izquierdo.

w_c : Ancho central.

w_d : Ancho derecho.

\bar{w} : Ancho medio.

Anexo II: Longitudes de grieta.

Medida exterior					Medida sobre superficie fractura	
Probetas	a_o artificial (mm)	a_o natural (mm)	a_o (mm)	a_f (mm)	a_o (mm)	a_f (mm)
11.0	55,32	64,15	39,15	67,07	38,14	67,62
11.1	57,93	62,70	37,70	59,57	37,64	60,49
11.2	54,85	62,36	37,36	57,35	39,12	65,90
8.0	55,78	62,56	37,56	56,23	36,53	66,95
8.1	55,80	65,27	40,27	55,42	41,74	65,59
8.2	54,36	63,50	38,50	53,63	41,03	65,47

Anexo III: Hoja de resultados.

AIII.1.- Probeta 11.0

Tabla de resultados	
Tipo de ensayo	Estático
Laboratorio de ensayos	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
Técnico	Vicente Padrón

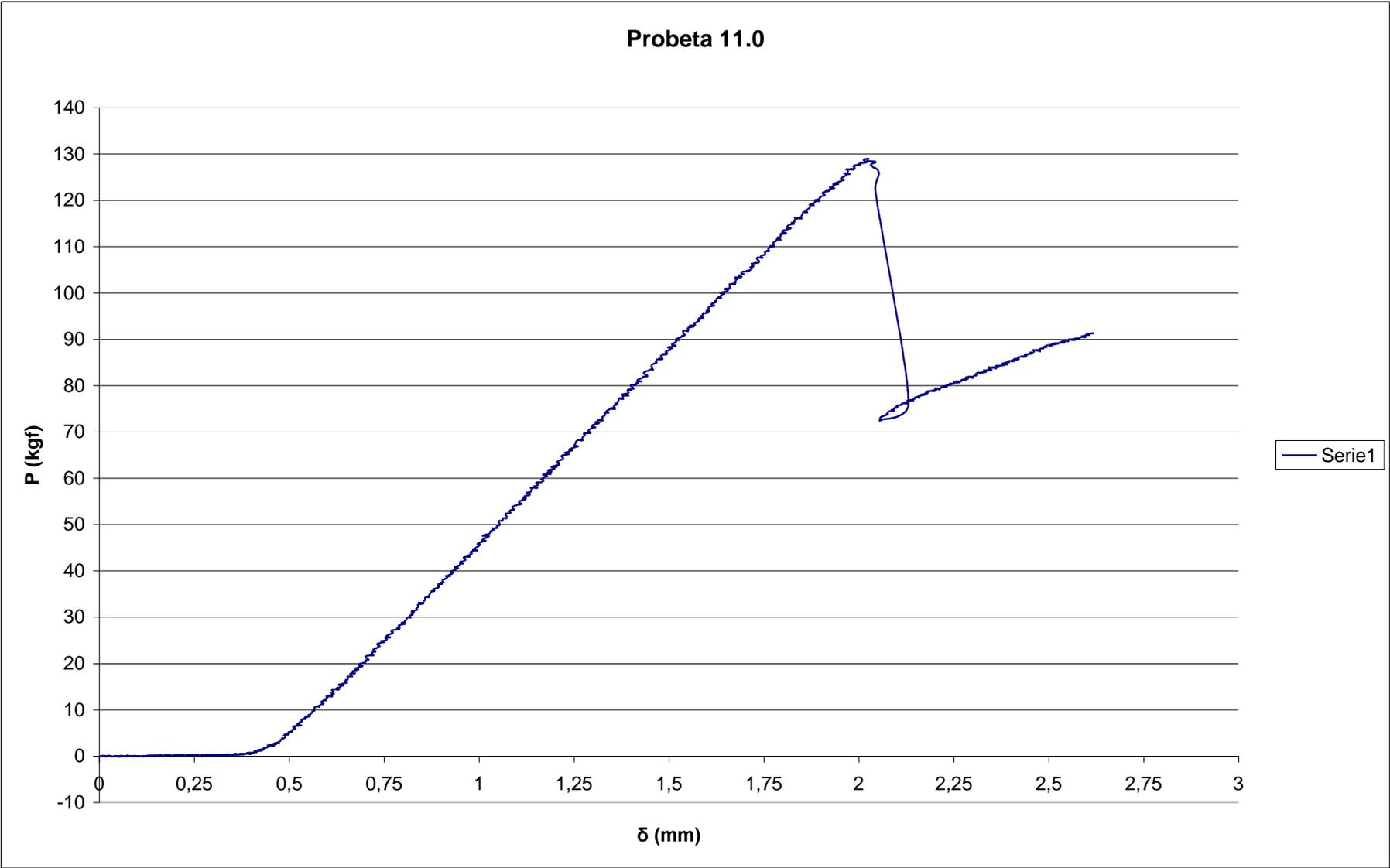
Tª ensayo	28 °C - 32 °C
Humedad relativa	47% - 53%

Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
Nº láminas: 24	Vf: 60%	Máx. Tª curado: 180 °C
Inserto: Teflón	Espesor inserto: 60 mm	Máx. Presión curado: 6 bares

Probeta			
Identificación	L (mm)	w (mm)	t (mm)
11.0	160,55	24,96	4,57

Resultados			
Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)	δcrítica(mm)	
128,94	1263,61	1,819	
G _{II} (Tª vigas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2) corregido	
582,22	724,60	686,25	
a ₀ (mm)	a _f (mm)	a ₀ (mm) corregido	a _f (mm) corregido
39,15	67,07	38,14	67,62





AIII.2.- Probeta 11.1

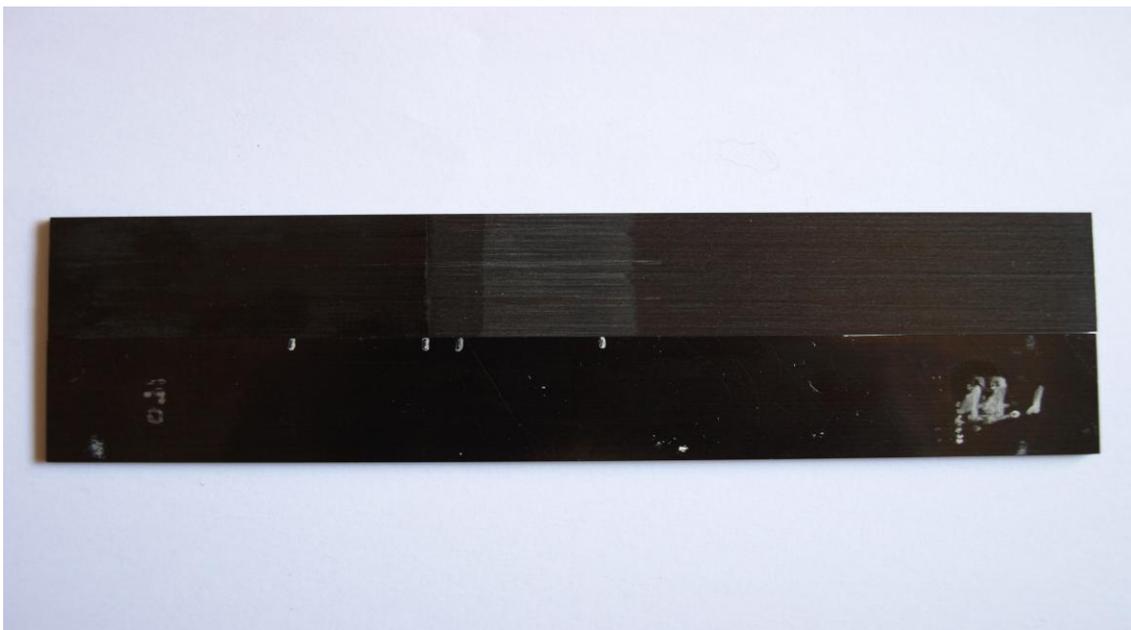
Tabla de resultados	
Tipo de ensayo	Estático
Laboratorio de ensayos	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
Técnico	Vicente Padrón

Tª ensayo	28 °C - 32 °C
Humedad relativa	47% - 53%

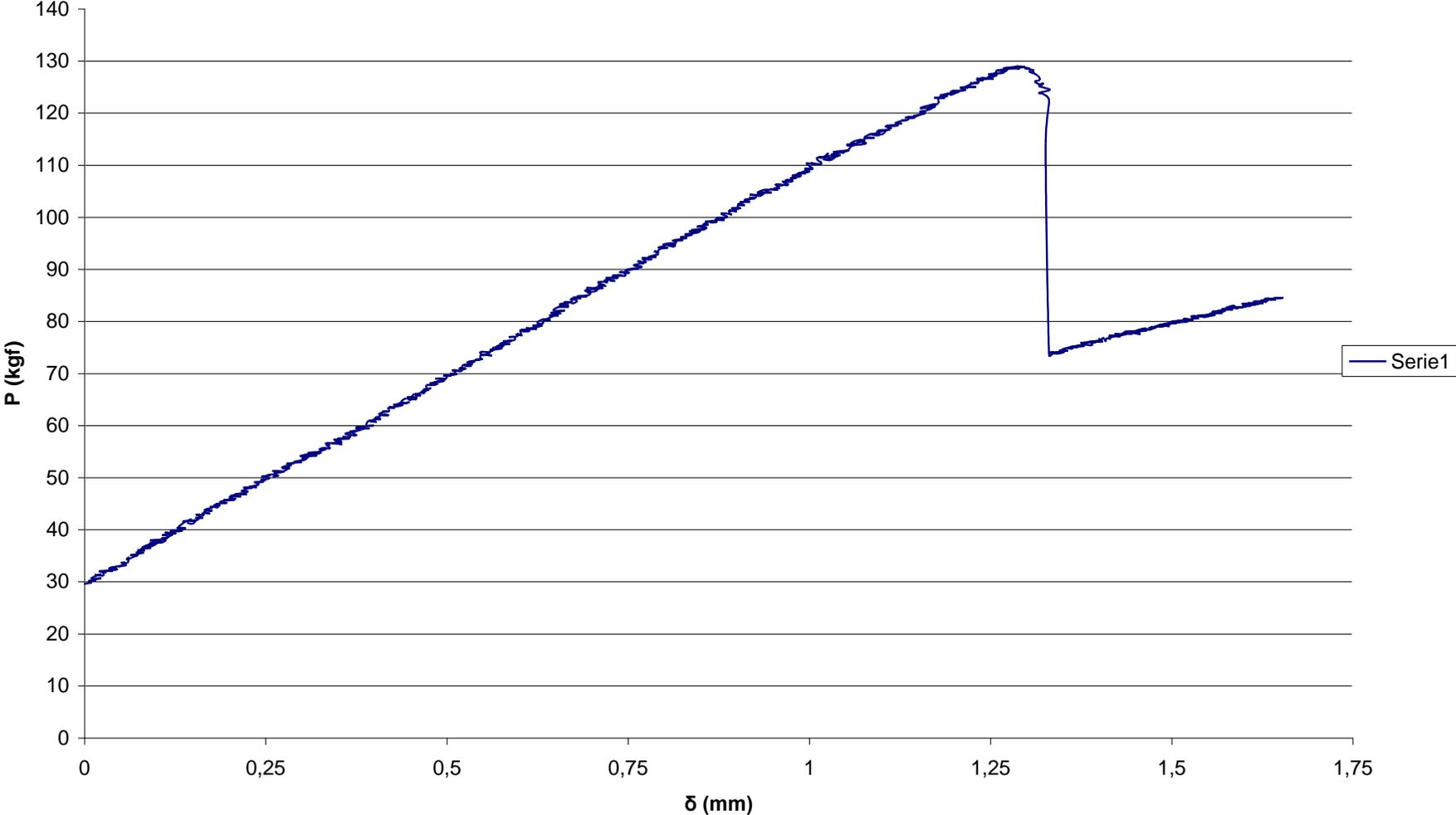
Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
Nº láminas: 24	Vf: 60%	Máx. Tª curado: 180 °C
Inserto: Teflón	Espesor inserto: 60 mm	Máx. Presión curado: 6 bares

Probeta			
Identificación	L (mm)	w (mm)	t (mm)
11.1	160,60	25,15	4,44

Resultados			
Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)	δcrítica(mm)	
128,97	1263,91	1,160	
G _{II} (Tª vigas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2) corregido	
624,24	604,59	578,66	
a ₀ (mm)	a _f (mm)	a ₀ (mm) corregido	a _f (mm) corregido
37,70	59,57	37,64	60,49



Probeta 11.1



AIII.3.- Probeta 11.2

Tabla de resultados	
Tipo de ensayo	Estático
Laboratorio de ensayos	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
Técnico	Vicente Padrón

Tª ensayo	28 °C - 32 °C
Humedad relativa	47% - 53%

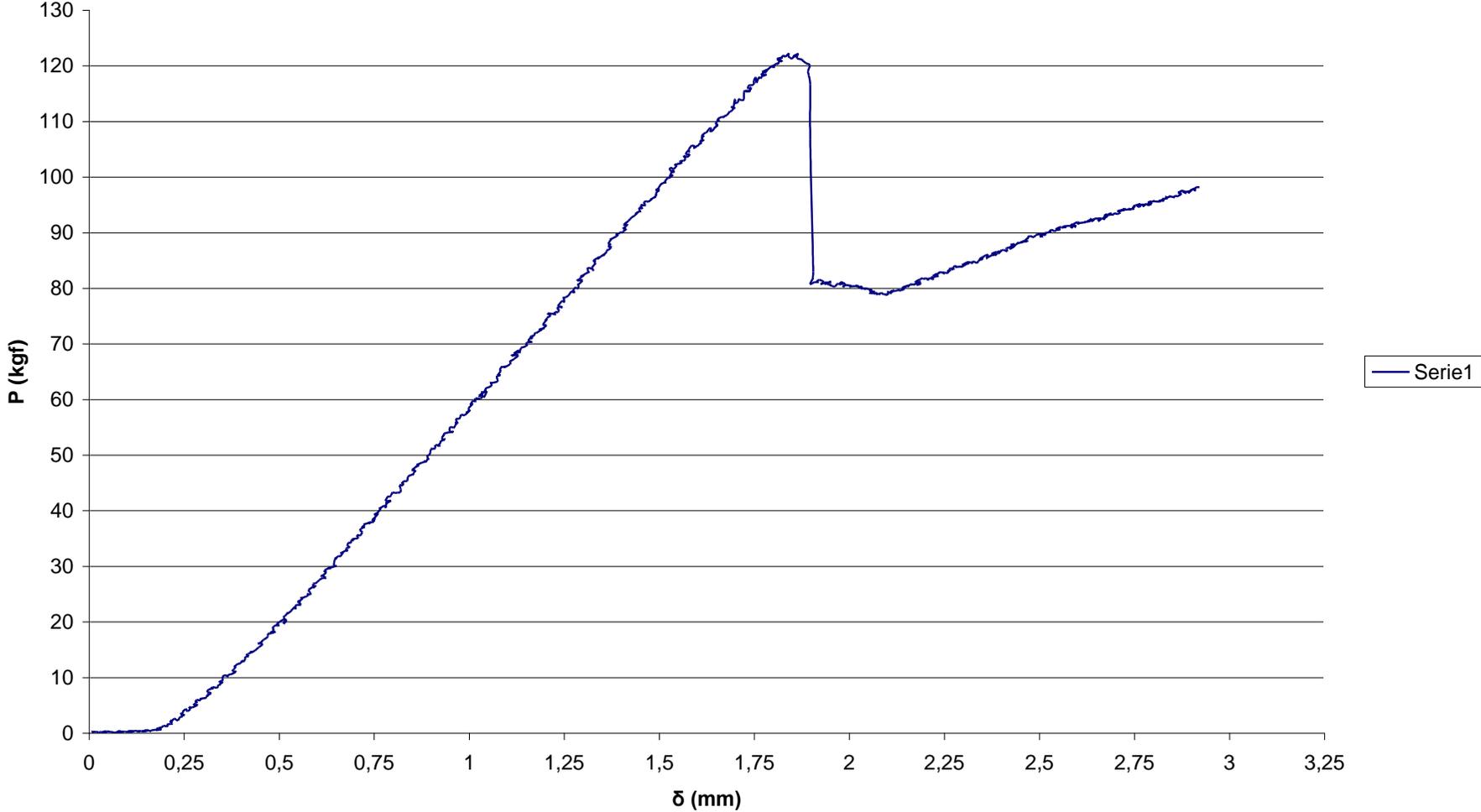
Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
Nº láminas: 24	Vf: 60%	Máx. Tª curado: 180 °C
Inserto: Teflón	Espesor inserto: 60 mm	Máx. Presión curado: 6 bares

Probeta			
Identificación	L (mm)	w (mm)	t (mm)
11.2	160,55	24,95	4,50

Resultados			
Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)	δcrítica(mm)	
122,26	1198,148	1,654	
G _{II} (Tª vigas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2) corregido	
548,58	692,53	516,94	
a ₀ (mm)	a _f (mm)	a ₀ (mm) corregido	a _f (mm) corregido
37,36	57,35	39,12	65,90



Probeta 11.2



AIII.4.- Probeta 8.0

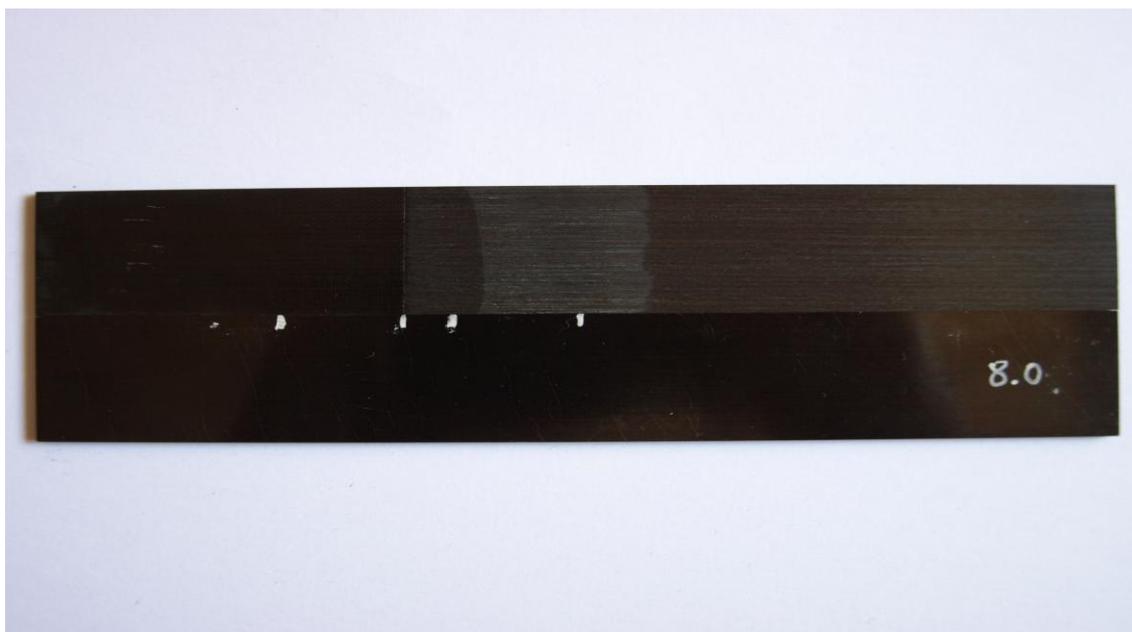
Tabla de resultados	
Tipo de ensayo	Estático
Laboratorio de ensayos	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
Técnico	Vicente Padrón

Tª ensayo	28 °C - 32 °C
Humedad relativa	47% - 53%

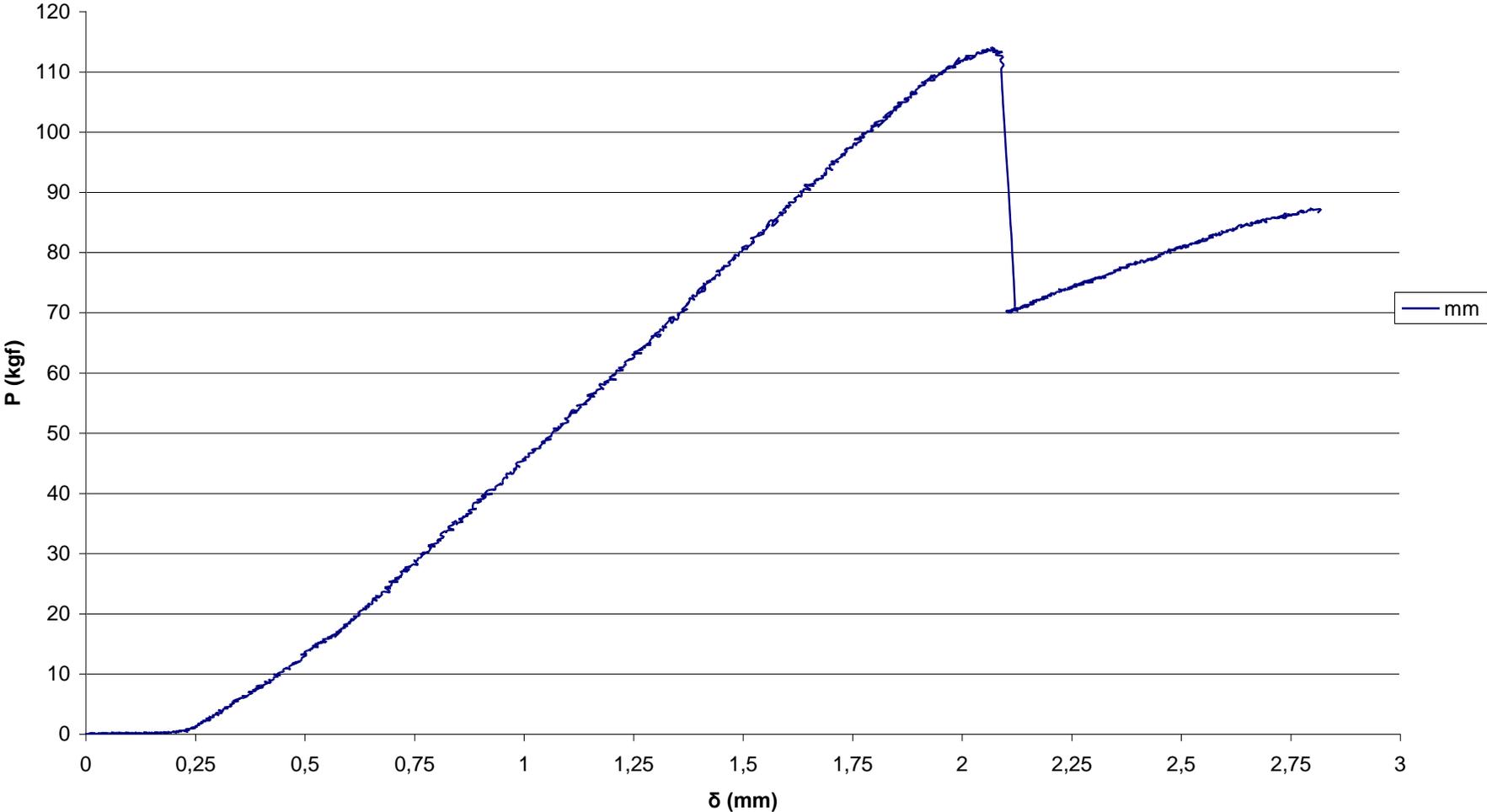
Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
Nº láminas: 24	Vf: 60%	Máx. Tª curado: 180 °C
Inserto: Teflón	Espesor inserto: 60 mm	Máx. Presión curado: 6 bares

Probeta			
Identificación	L (mm)	w (mm)	t (mm)
8.0	160,55	25,15	4,37

Resultados			
Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)	δcrítica(mm)	
114,05	1117,69	1,857	
G _{II} (Tª vigas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2) corregido	
510,83	923,80	566,97	
a ₀ (mm)	a _f (mm)	a ₀ (mm) corregido	a _f (mm) corregido
37,56	56,23	36,53	66,95



Probeta 8.0



AIII.5.- Probeta 8.1

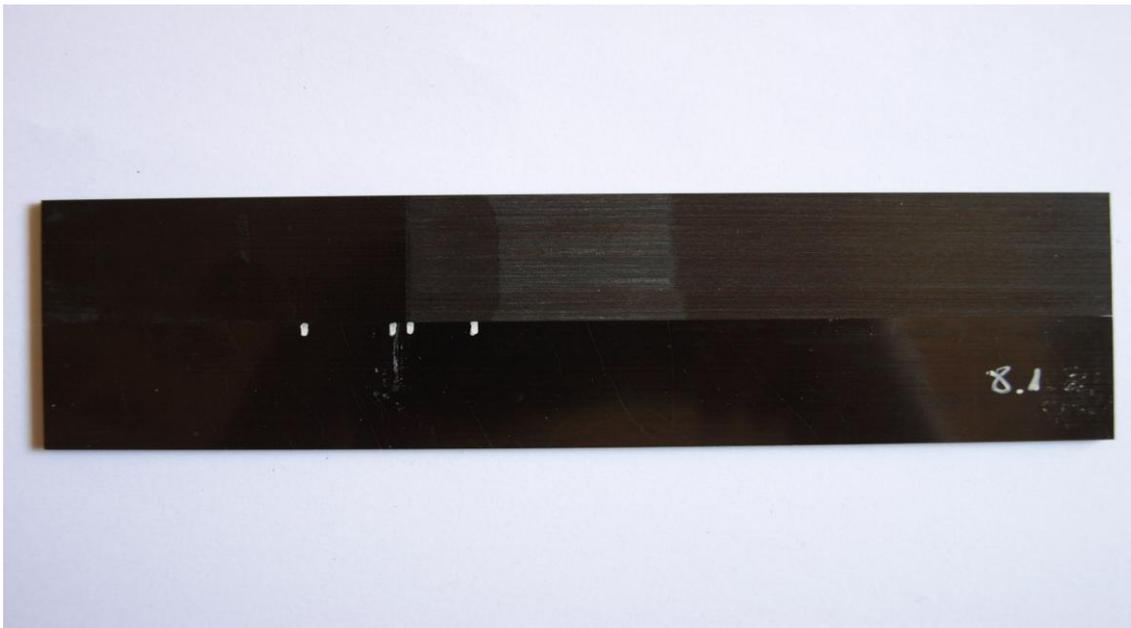
Tabla de resultados	
Tipo de ensayo	Estático
Laboratorio de ensayos	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
Técnico	Vicente Padrón

Tª ensayo	28 °C - 32 °C
Humedad relativa	47% - 53%

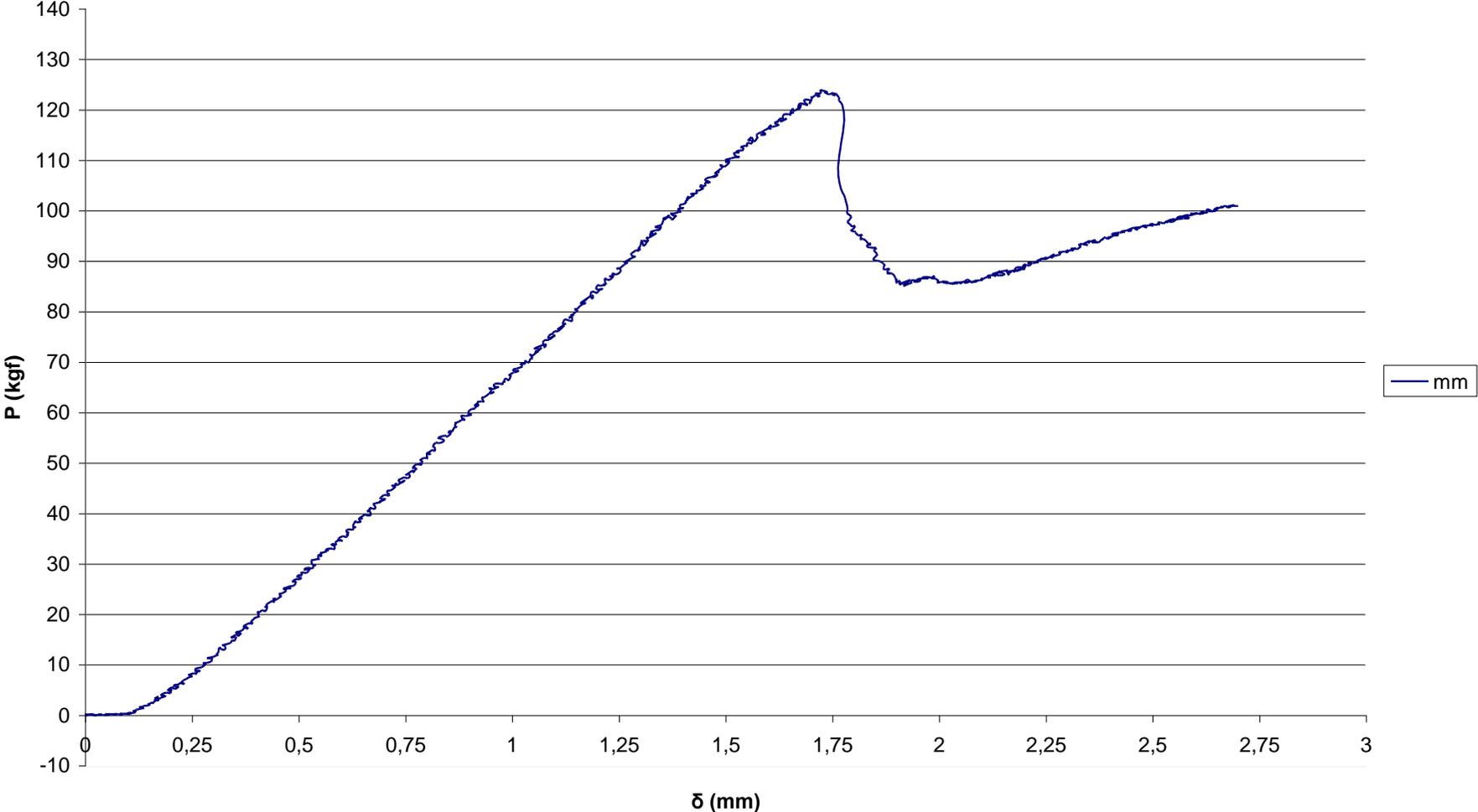
Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
Nº láminas: 24	Vf: 60%	Máx. Tª curado: 180 °C
Inserto: Teflón	Espesor inserto: 60 mm	Máx. Presión curado: 6 bares

Probeta			
Identificación	L (mm)	w (mm)	t (mm)
8.1	160,55	25,19	4,54

Resultados			
Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)	δcrítica(mm)	
123,96	1214,808	1,546	
G _{II} (Tª vigas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2) corregido	
536,38	742,71	471,78	
a ₀ (mm)	a _f (mm)	a ₀ (mm) corregido	a _f (mm) corregido
40,27	55,42	41,74	65,59



Probeta 8.1



AIII.6.- Probeta 8.2

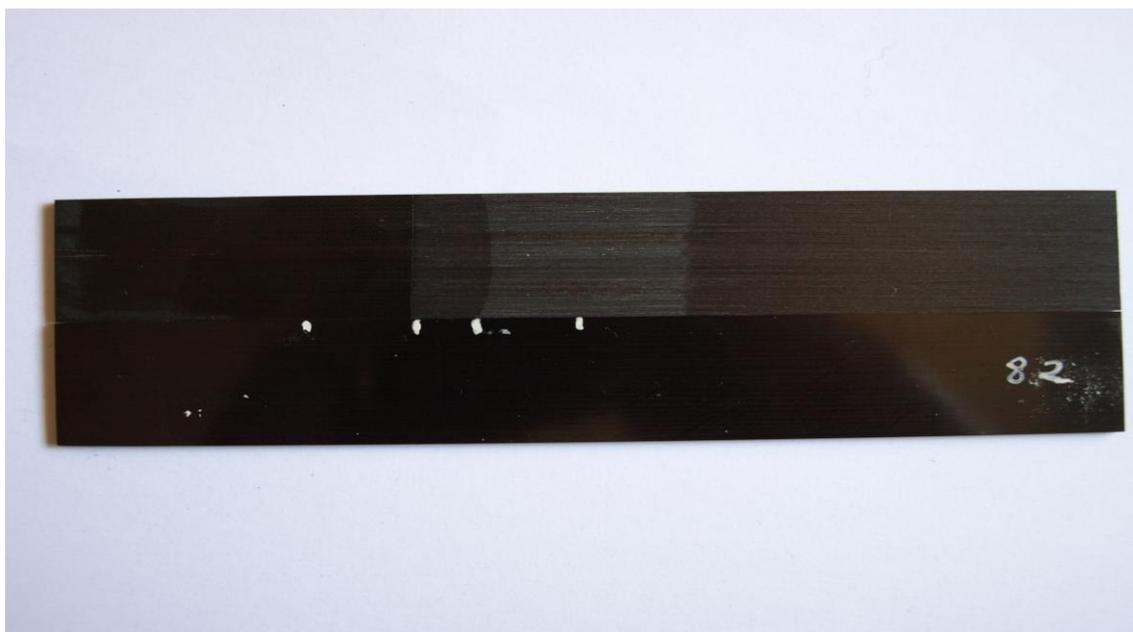
Tabla de resultados	
Tipo de ensayo	Estático
Laboratorio de ensayos	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
Técnico	Vicente Padrón

Tª ensayo	28 °C - 32 °C
Humedad relativa	47% - 53%

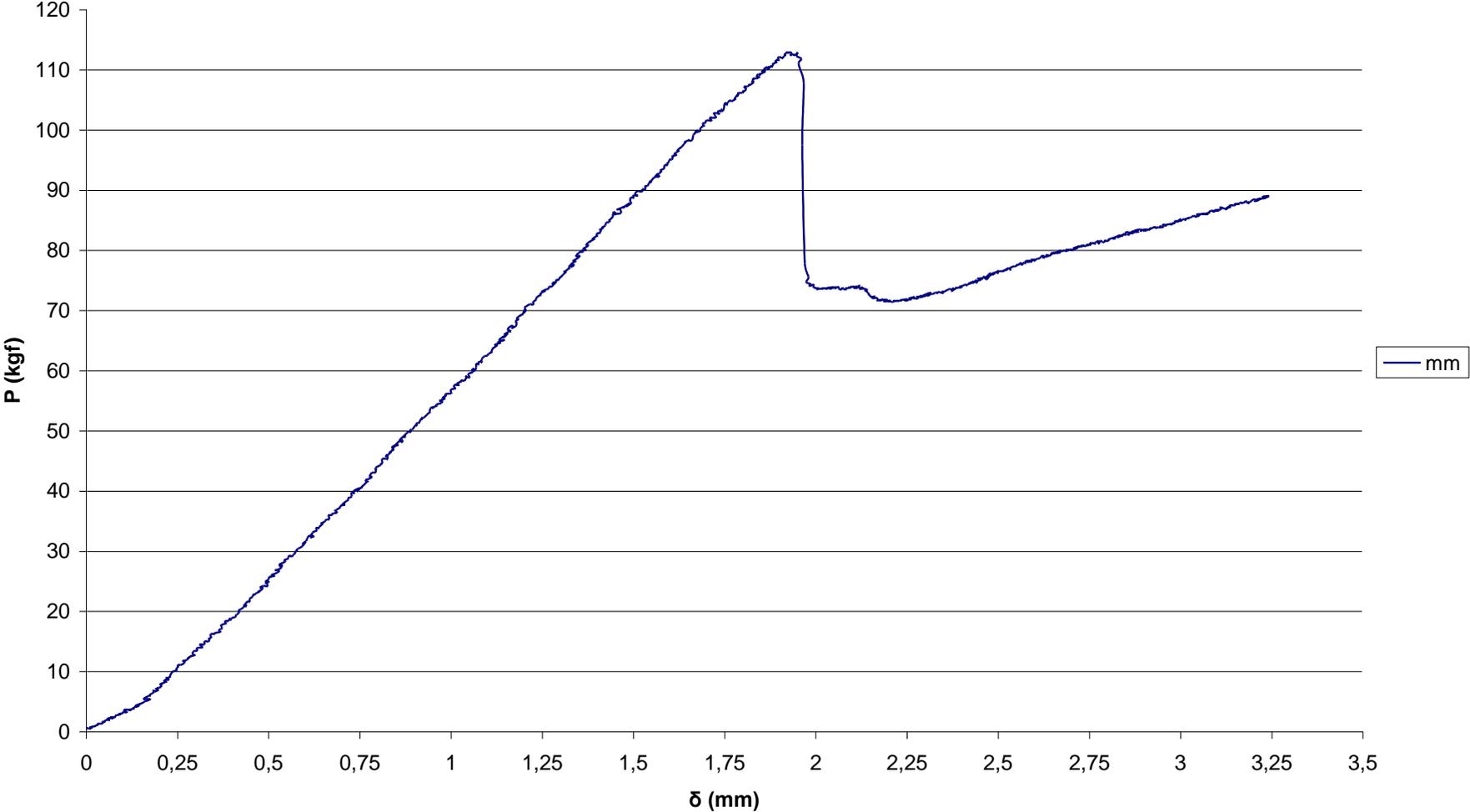
Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
Nº láminas: 24	Vf: 60%	Máx. Tª curado: 180 °C
Inserto: Teflón	Espesor inserto: 60 mm	Máx. Presión curado: 6 bares

Probeta			
Identificación	L (mm)	w (mm)	t (mm)
8.2	160,50	24,86	4,22

Resultados			
Pcrítica(kgf)	Pcrítica(N)	δcrítica(mm)	
112,98	1107,204	1,726	
G _{II} (Tª vigas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2)	G _{II} (Áreas) (J/m2) corregido	
569,53	915,26	566,61	
a ₀ (mm)	a _f (mm)	a ₀ (mm) corregido	a _f (mm) corregido
38,50	53,63	41,03	65,47



Probeta 8.2



AIII.7.- Probeta 11.4

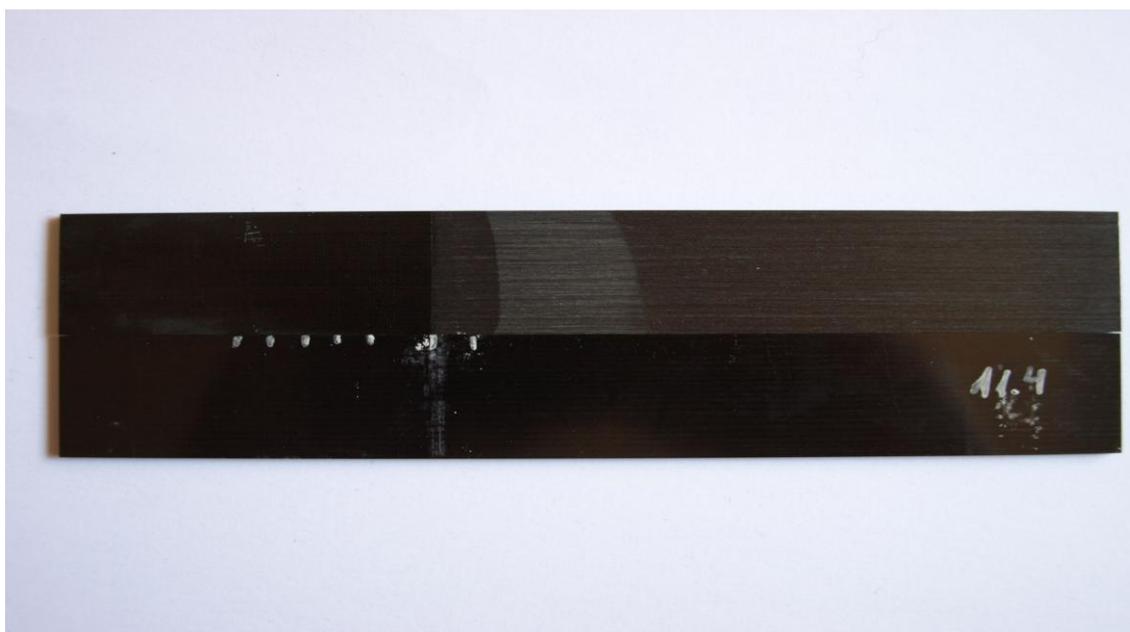
Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

Material		
AS4/8552	<i>Procedencia: I.N.T.A</i>	
<i>Nº láminas: 24</i>	<i>Vf: 60%</i>	<i>Máx. Tª curado: 180 °C</i>
<i>Inserto: Teflón</i>	<i>Espesor inserto: 60 mm</i>	<i>Máx. Presión curado: 6 bares</i>

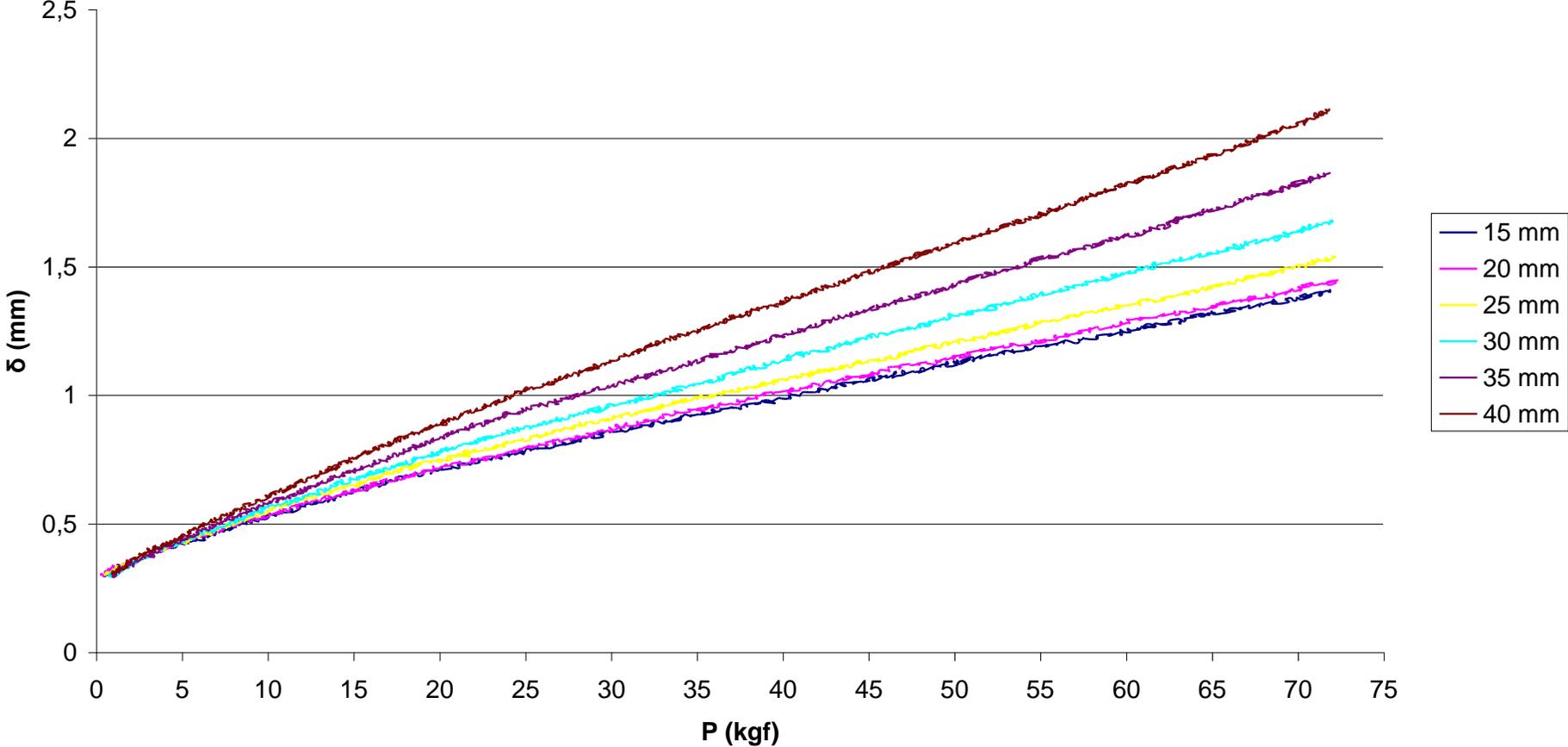
Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
11.4	160,45	24,83	4,30

Resultados a fatiga			
<i>Ciclos</i>	<i>C (kgf)</i>	<i>a (mm)</i>	<i>Precarga (kgf)</i>
0	0,0155	20,86	17,50
100	0,0169	25,32	8,30
300	0,0203	32,26	7,00
500	0,0235	36,82	9,00
1000	0,0256	39,28	0,00
1000	0,0282	41,96	5,00

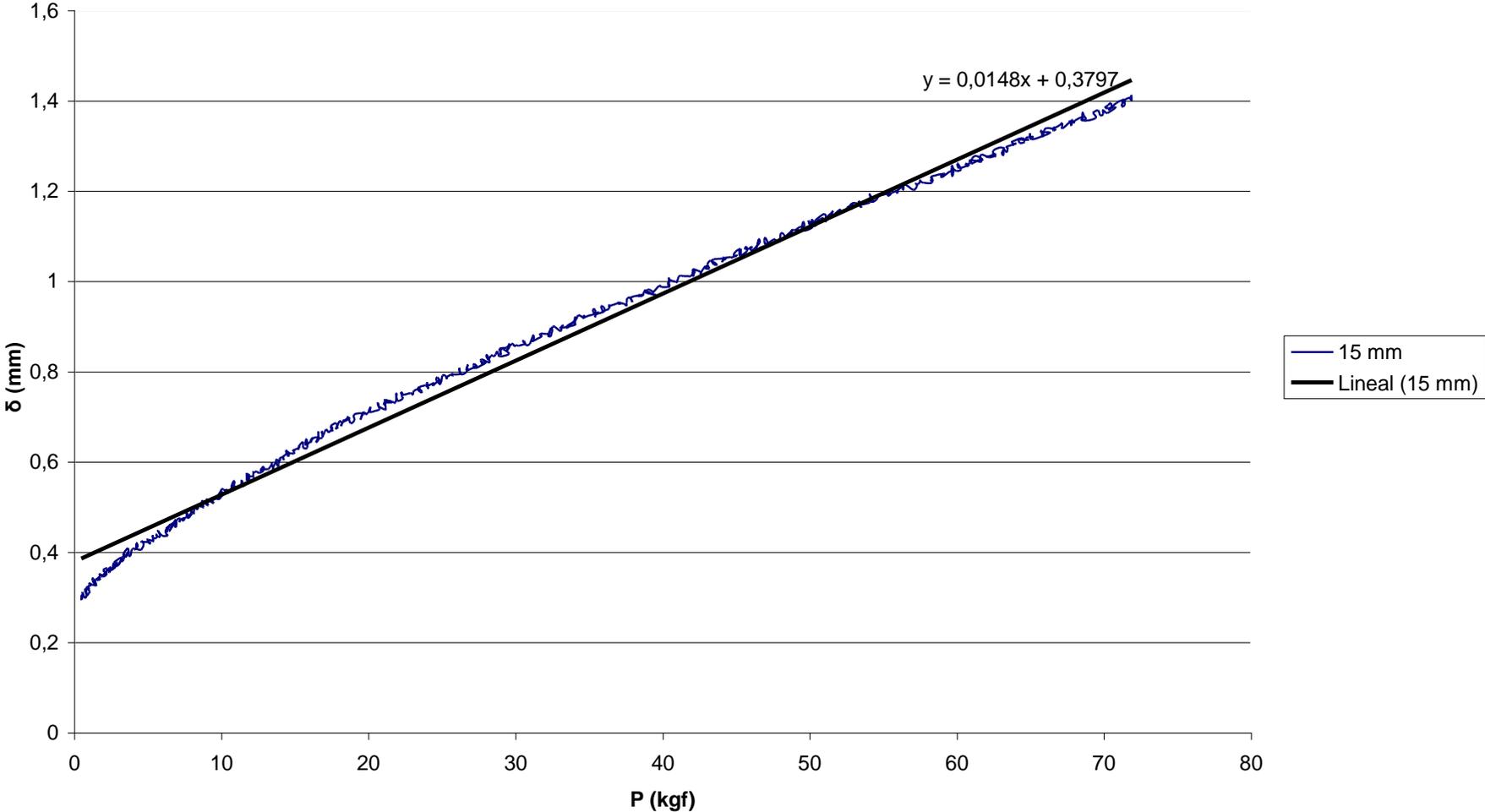


AIII.7.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

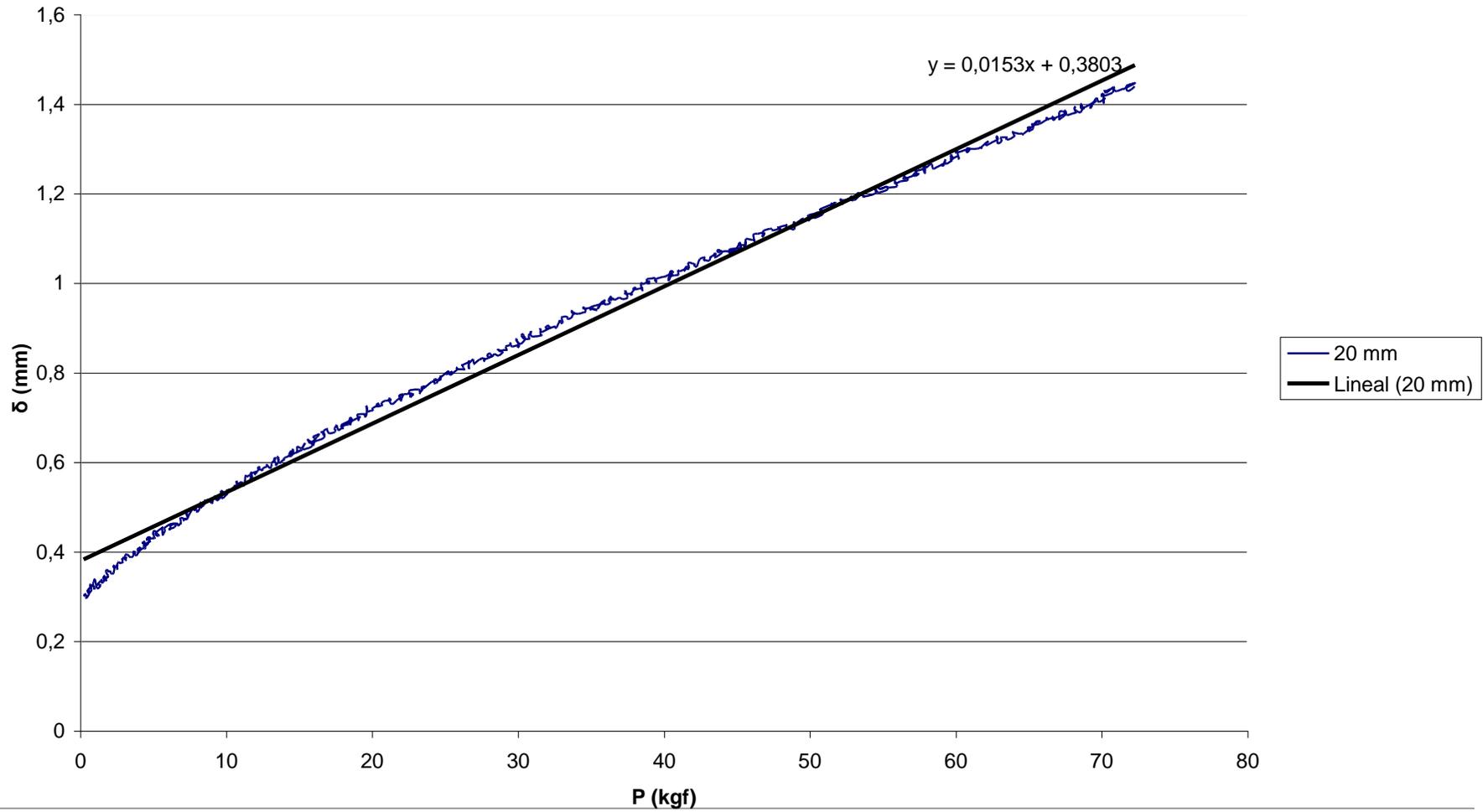
Probeta 11.4



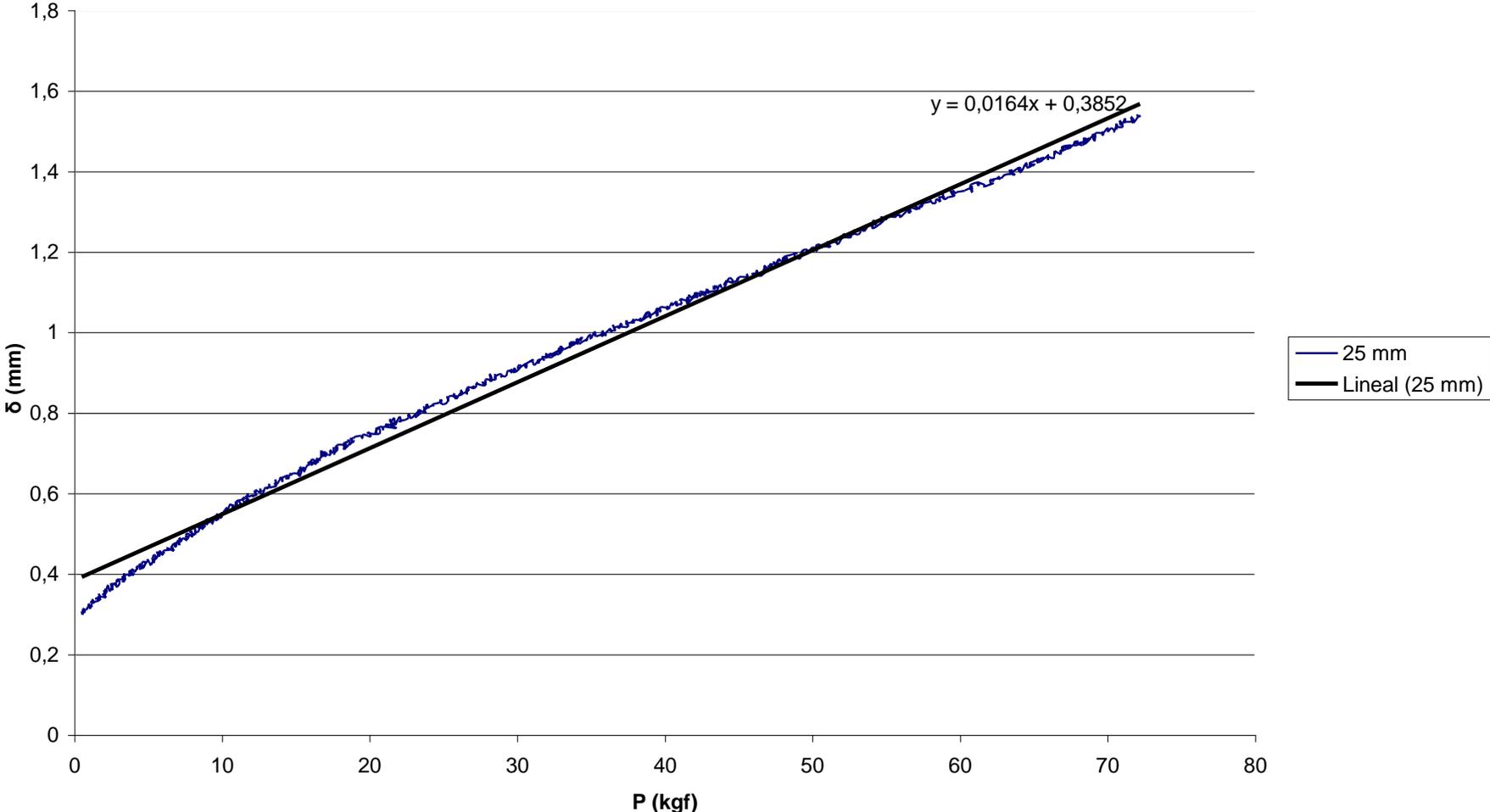
C (15 mm)



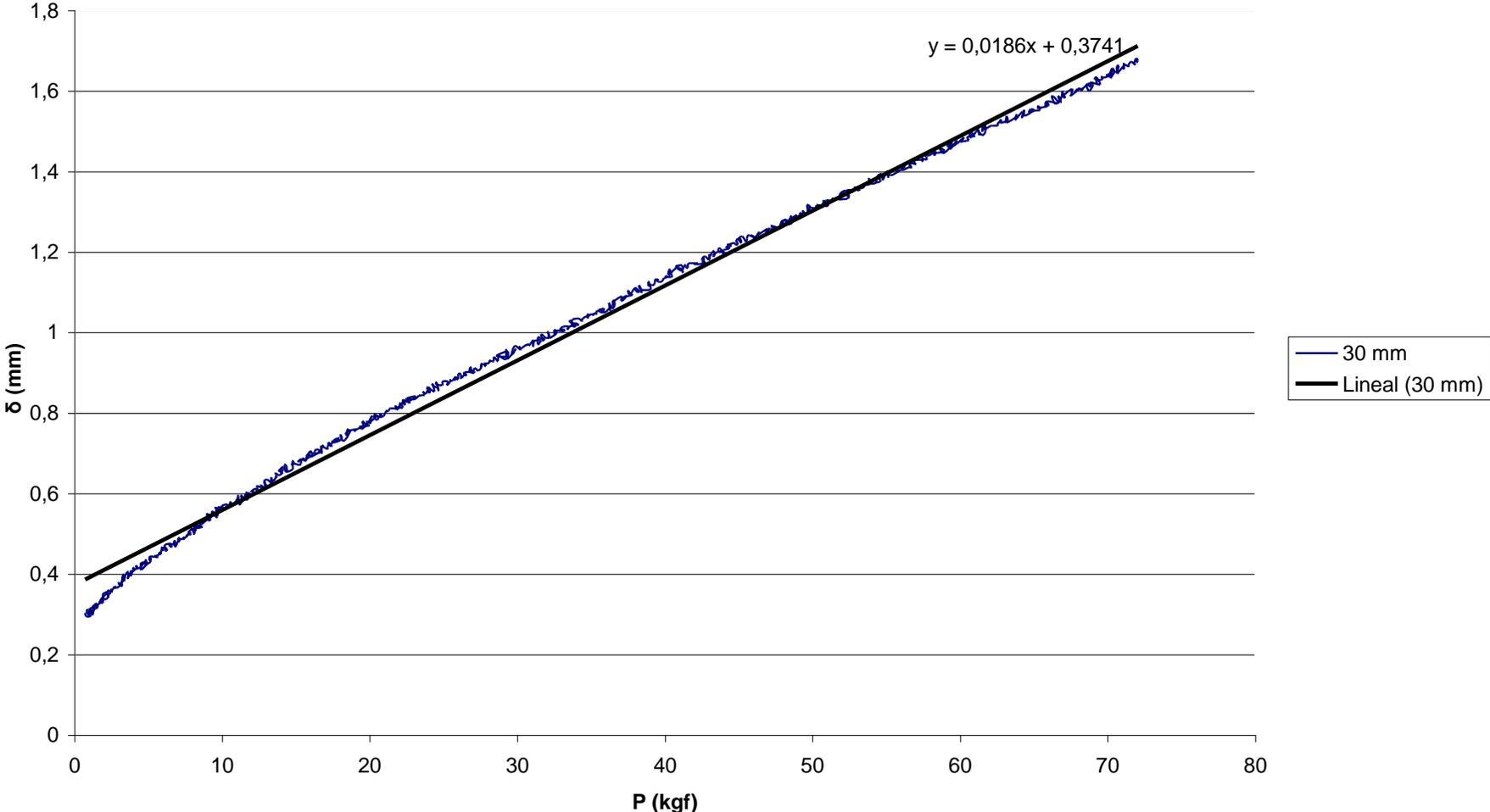
C (20 mm)



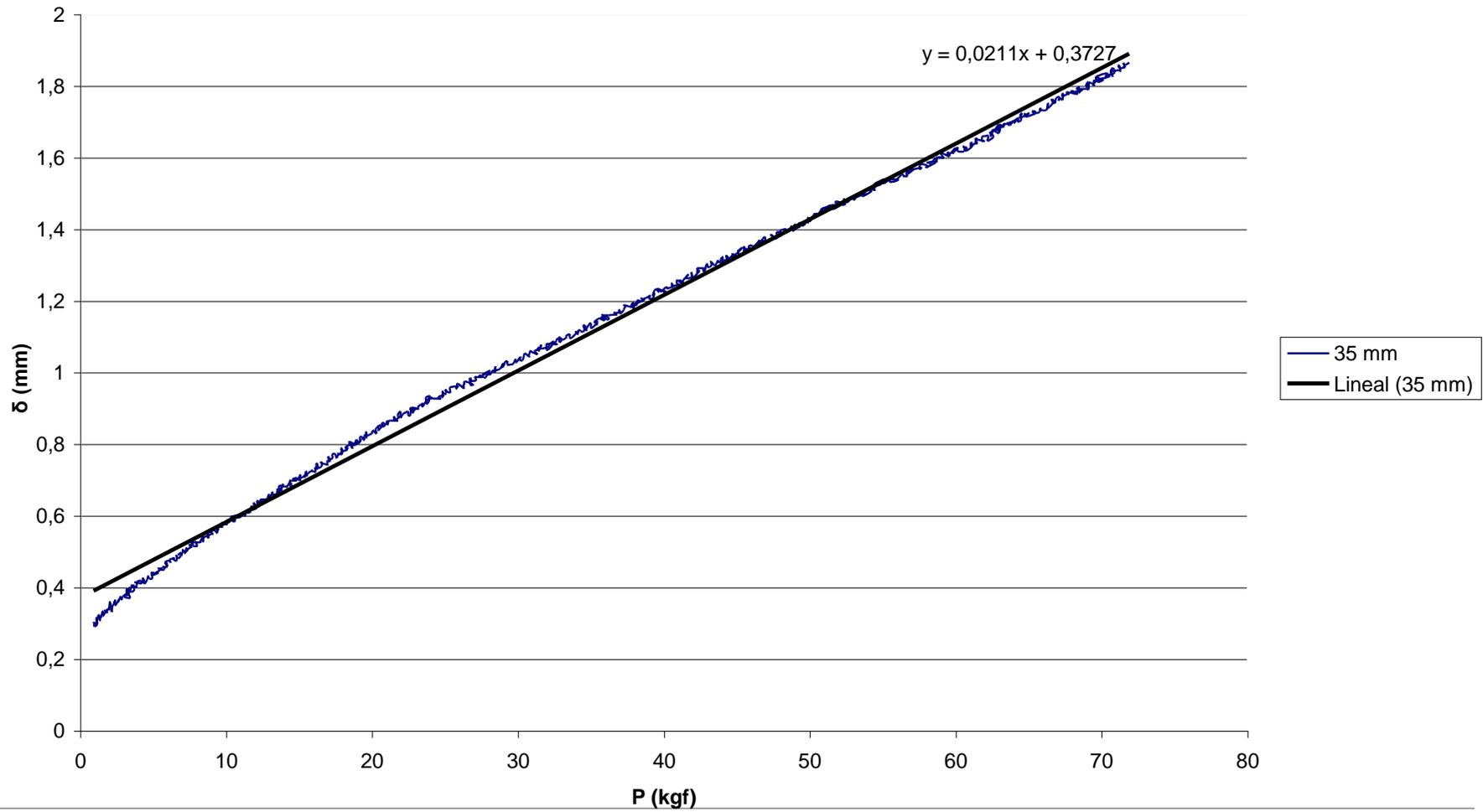
C (25 mm)



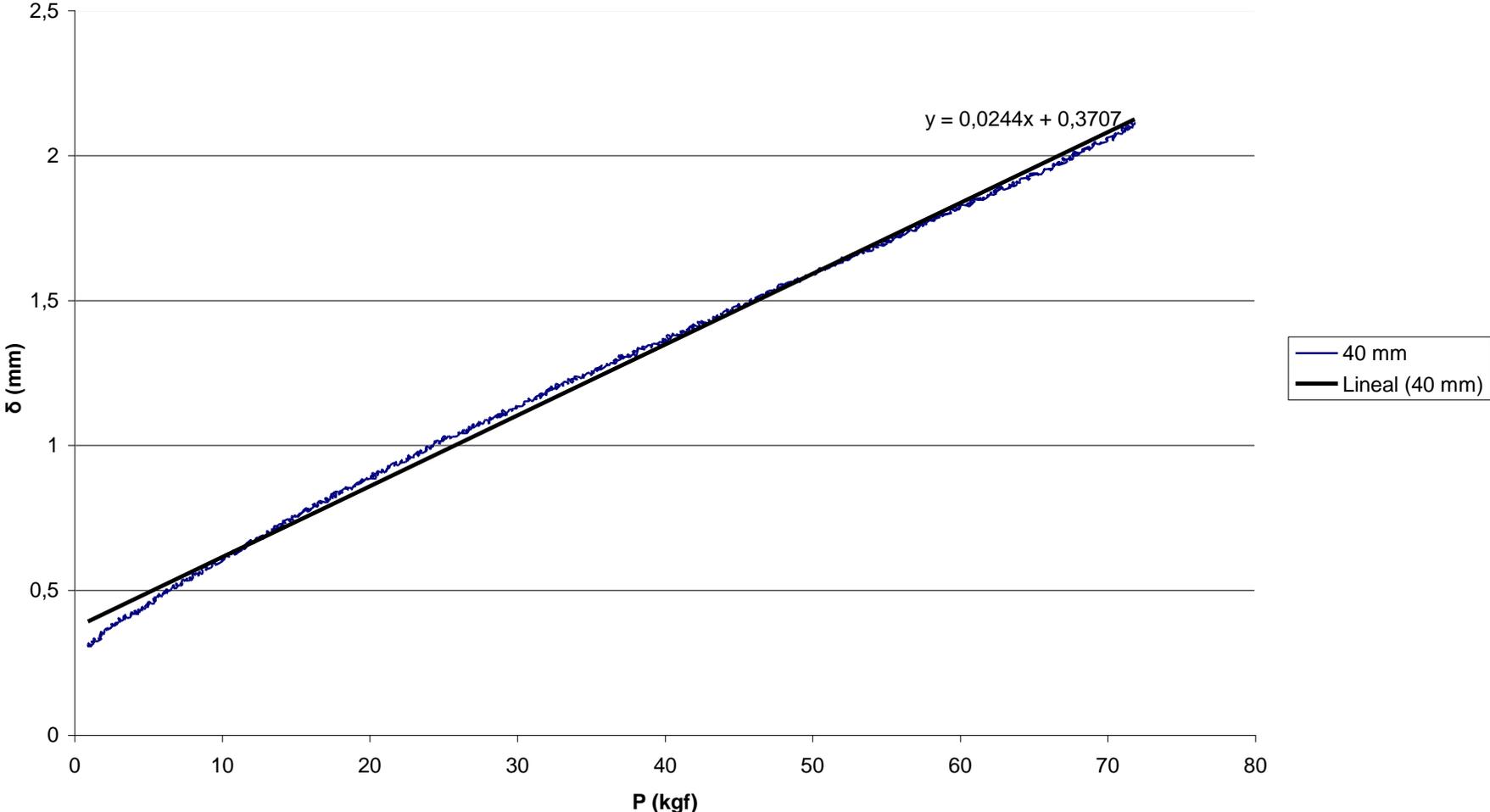
C (30 mm)

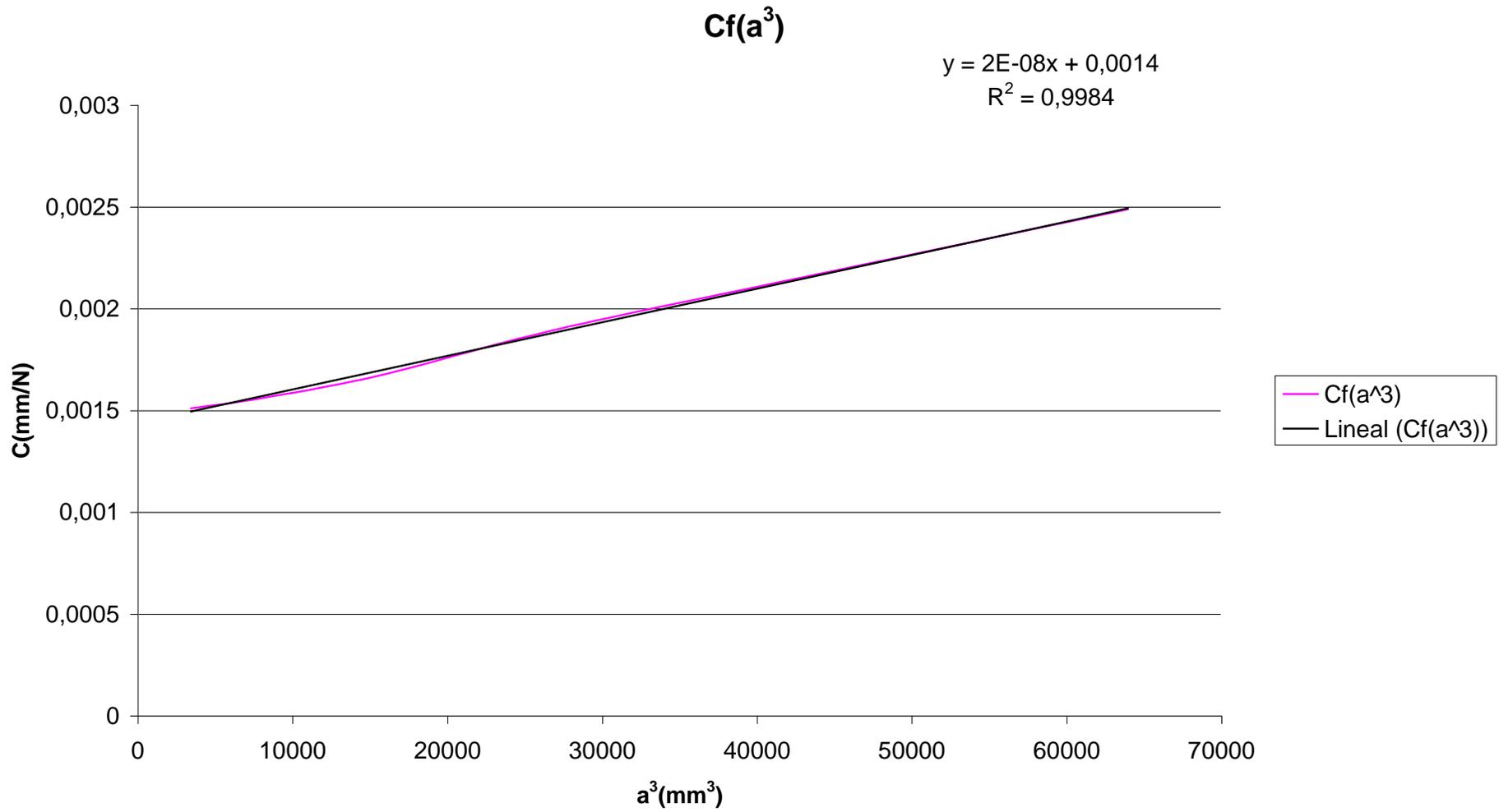


C (35 mm)

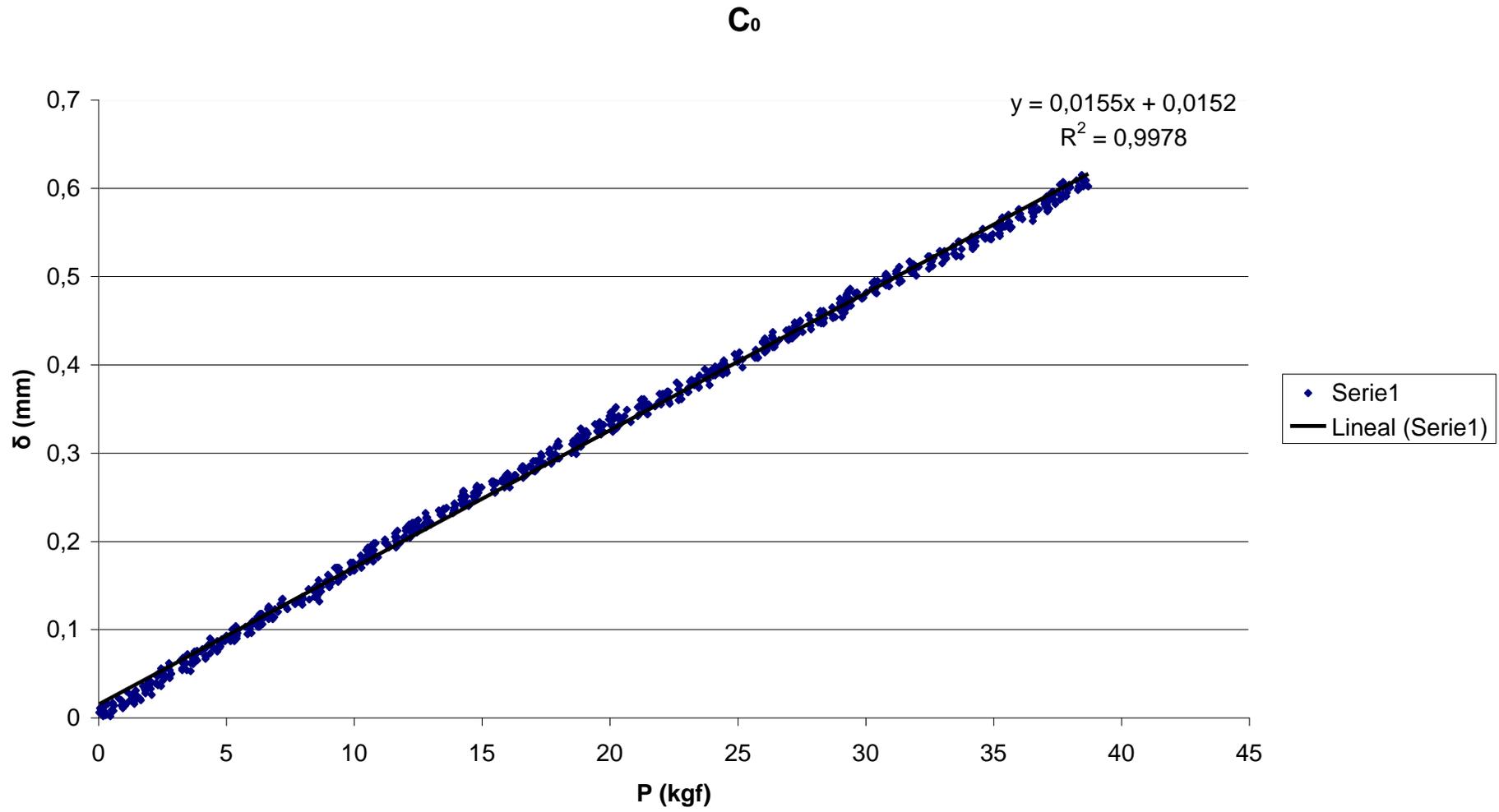


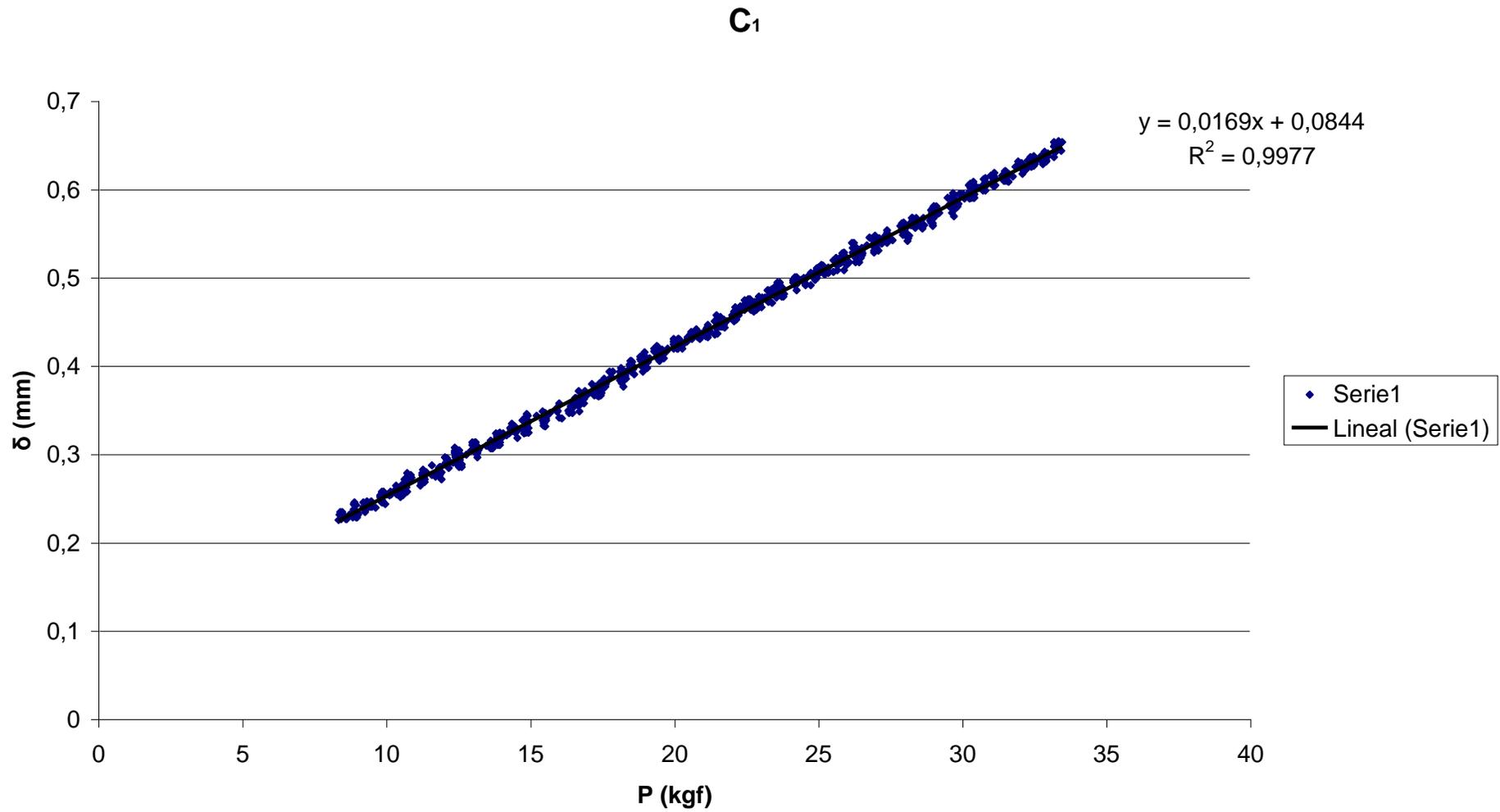
C (40 mm)

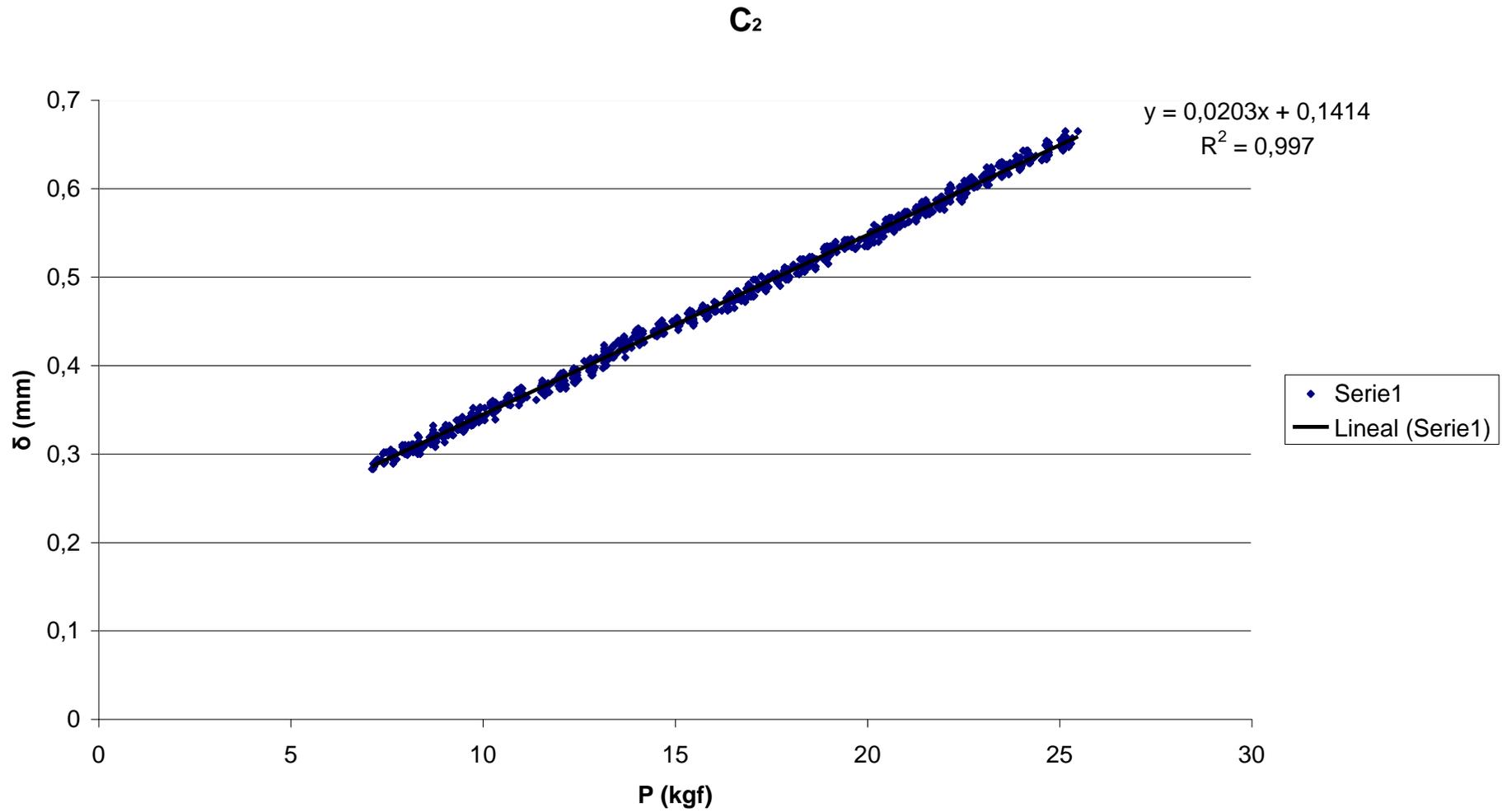




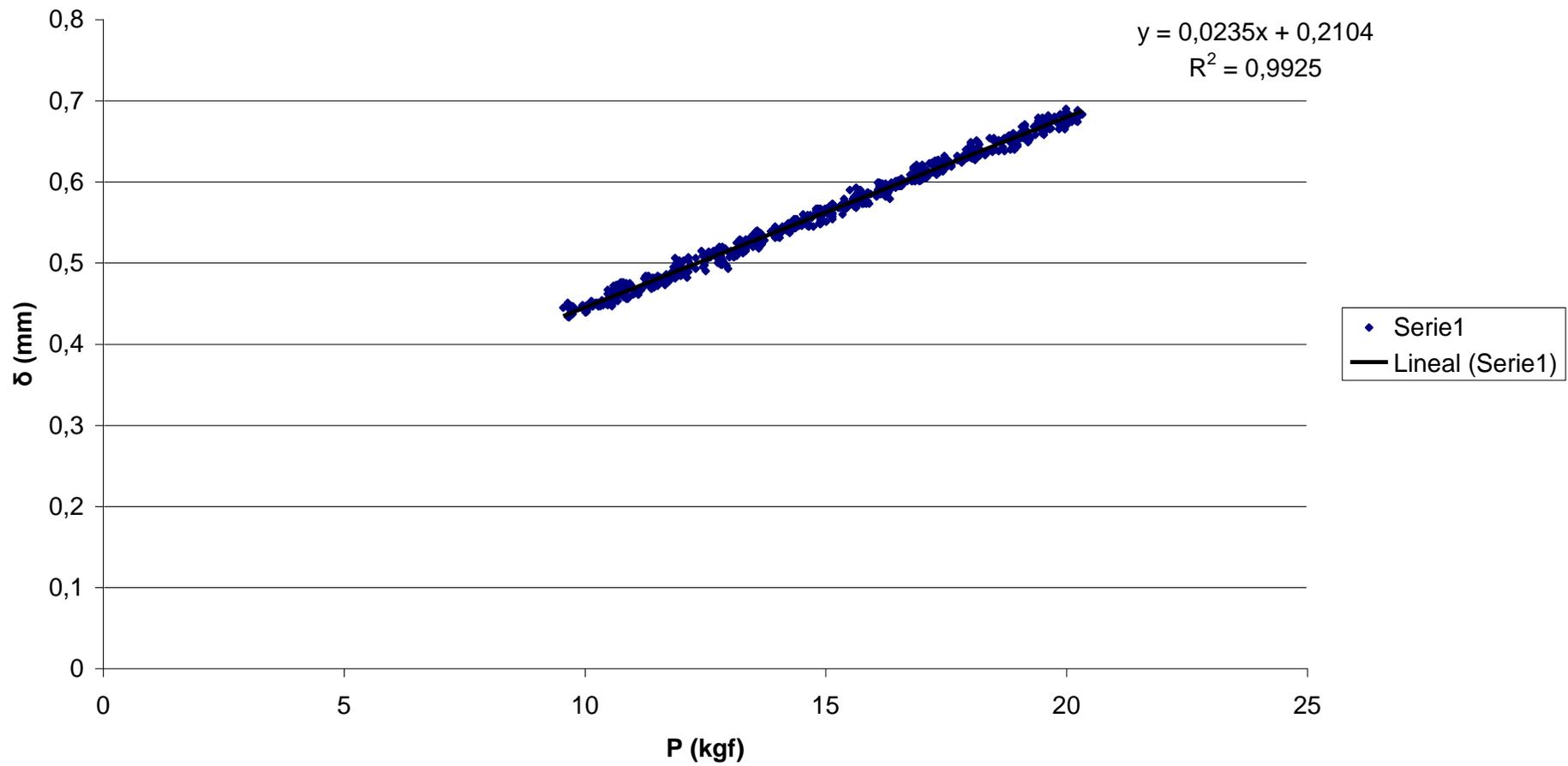
AIII.7.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica

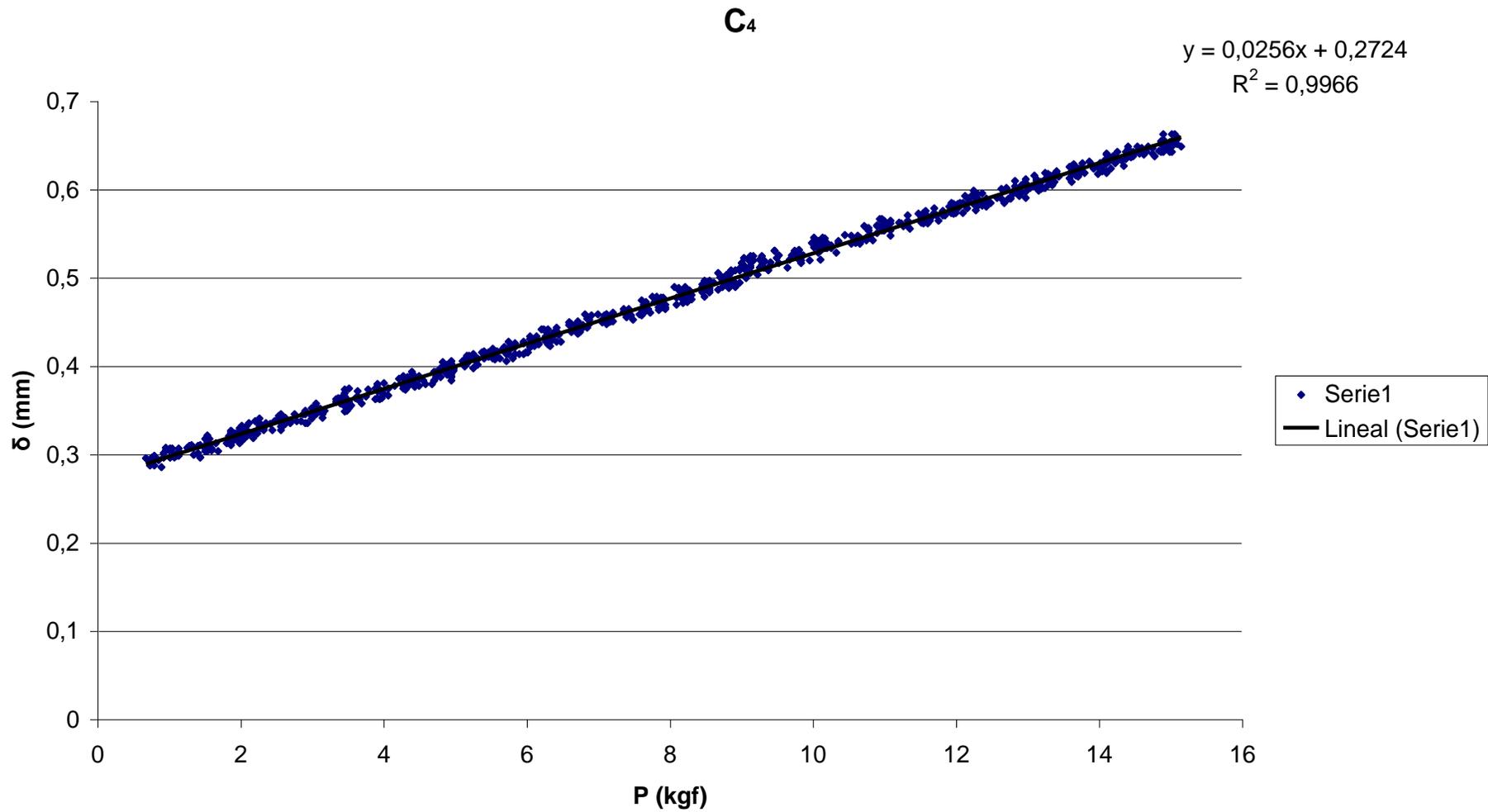


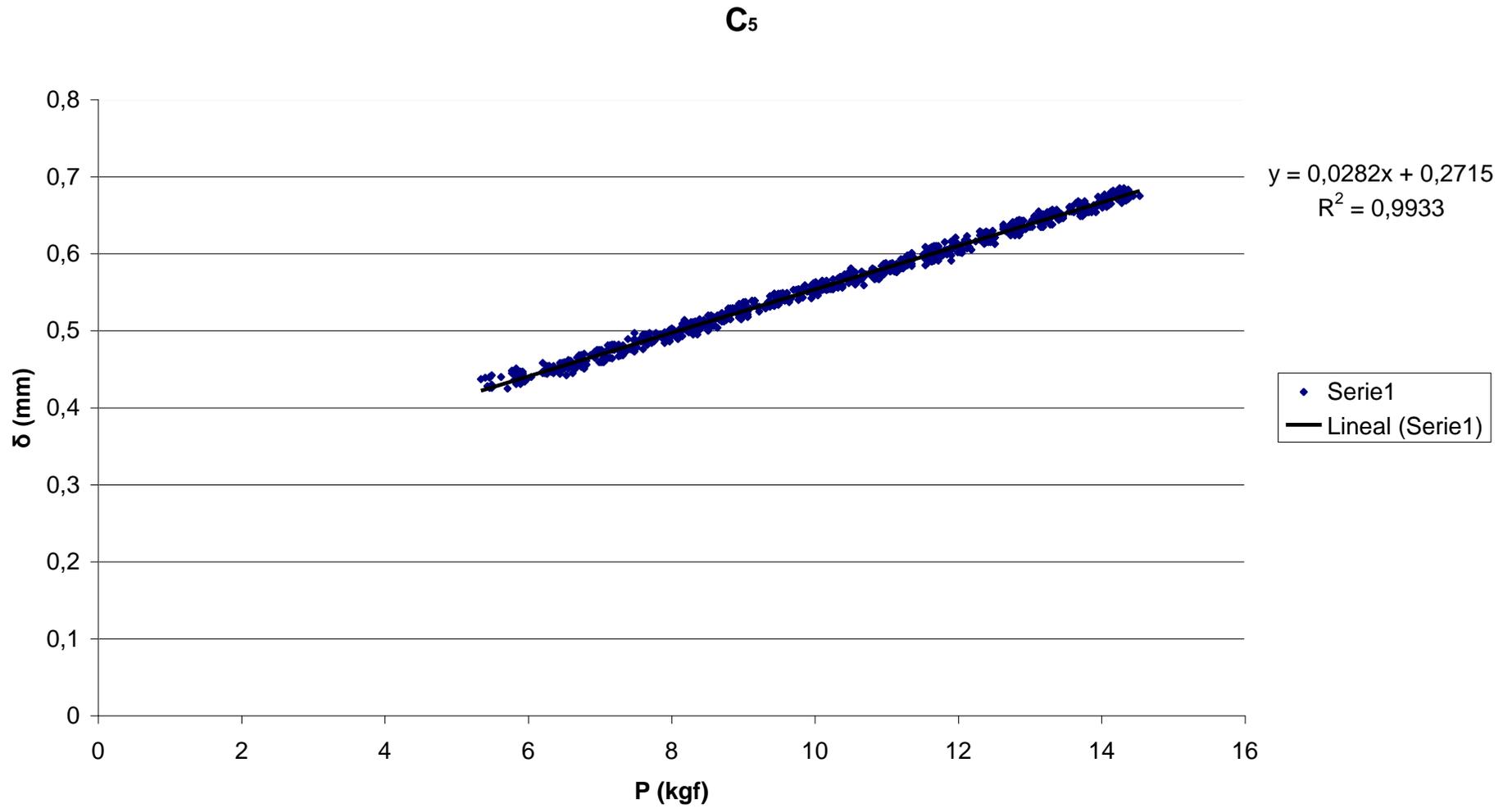


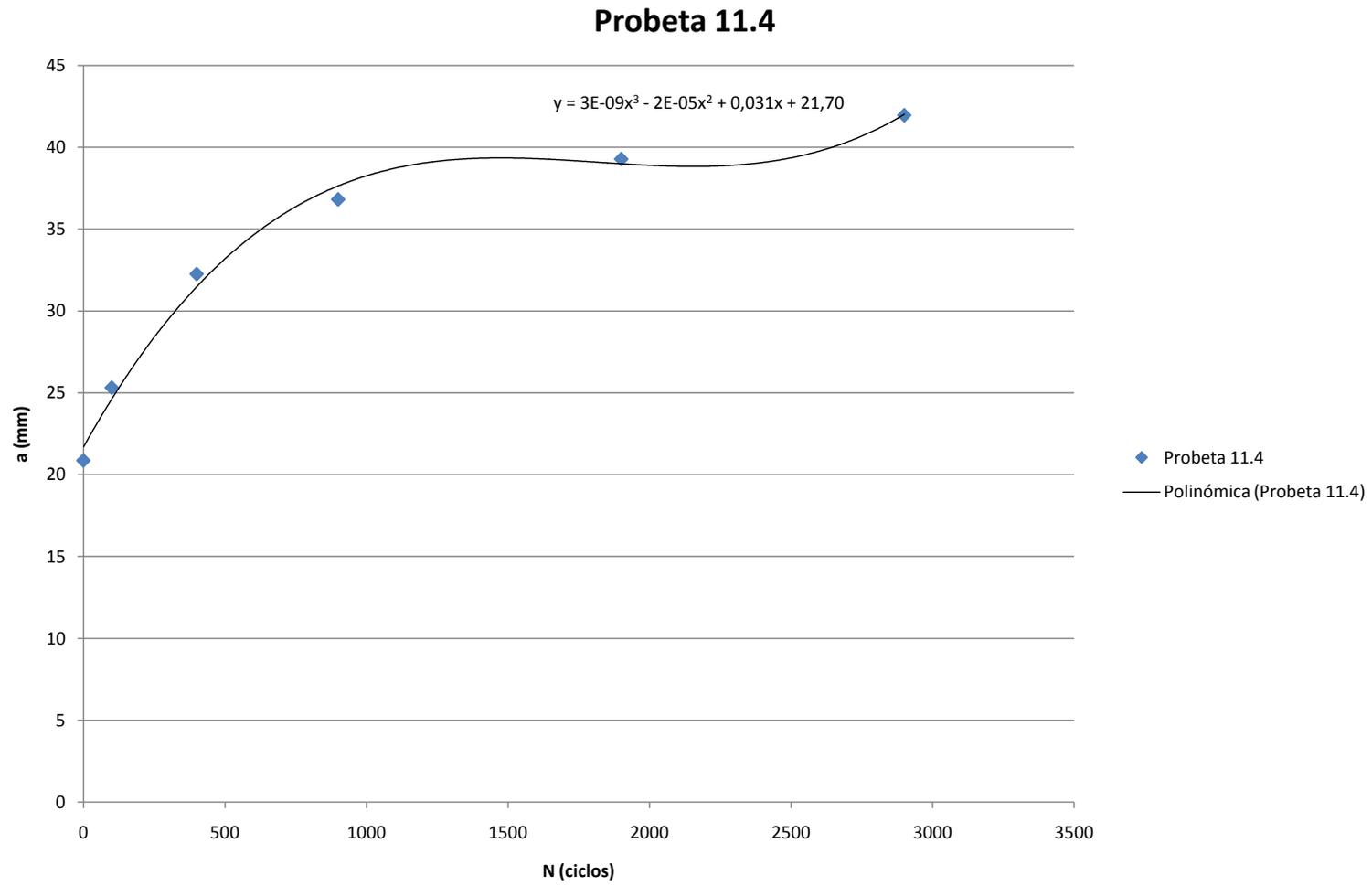


C₃



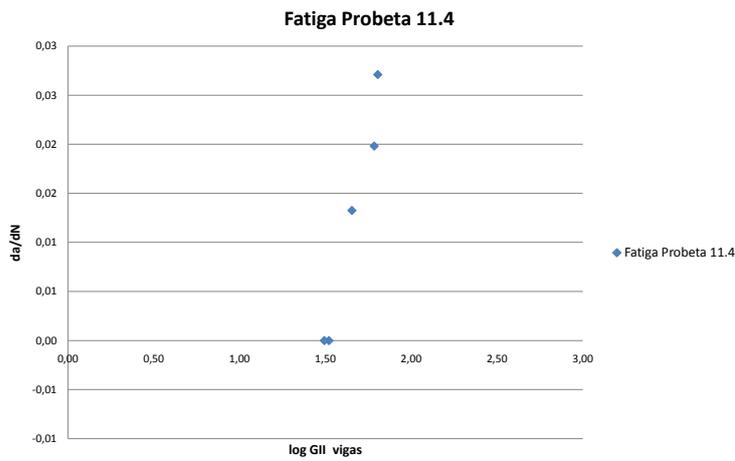






AIII.7.3.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
11.4	100	0,02483	0,0043	375,723	1,3E+11	0,025316	63,8905	0,0271	1,8054
	300	0,02483	0,0043	287,7273	1,3E+11	0,032259	60,8379	0,0198	1,7842
	500	0,02483	0,0043	217,0953	1,3E+11	0,036815	45,1088	0,0133	1,6543
	1000	0,02483	0,0043	174,5199	1,3E+11	0,039281	33,1868	0,0000	1,5210
	1000	0,02483	0,0043	158,3334	1,3E+11	0,04196	31,1693	0,0000	1,4937



AIII.8.- Probeta 11.5

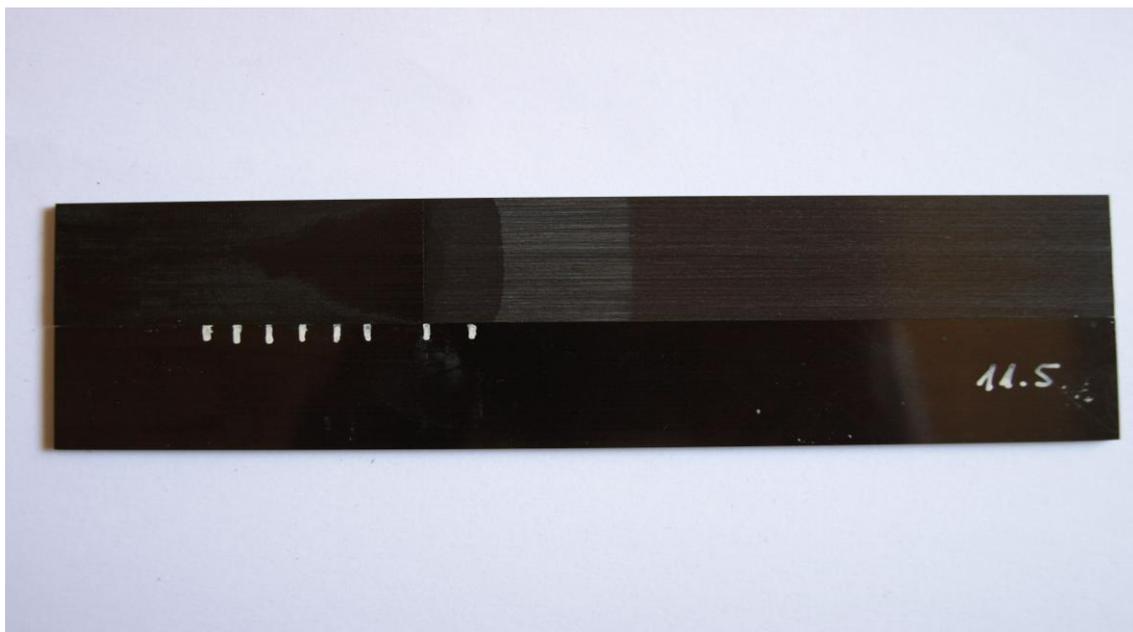
Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

Material		
AS4/8552	Procedencia: I.N.T.A	
<i>Nº láminas: 24</i>	<i>Vf: 60%</i>	<i>Máx. Tª curado: 180 °C</i>
<i>Inserto: Teflón</i>	<i>Espesor inserto: 60 mm</i>	<i>Máx. Presión curado: 6 bares</i>

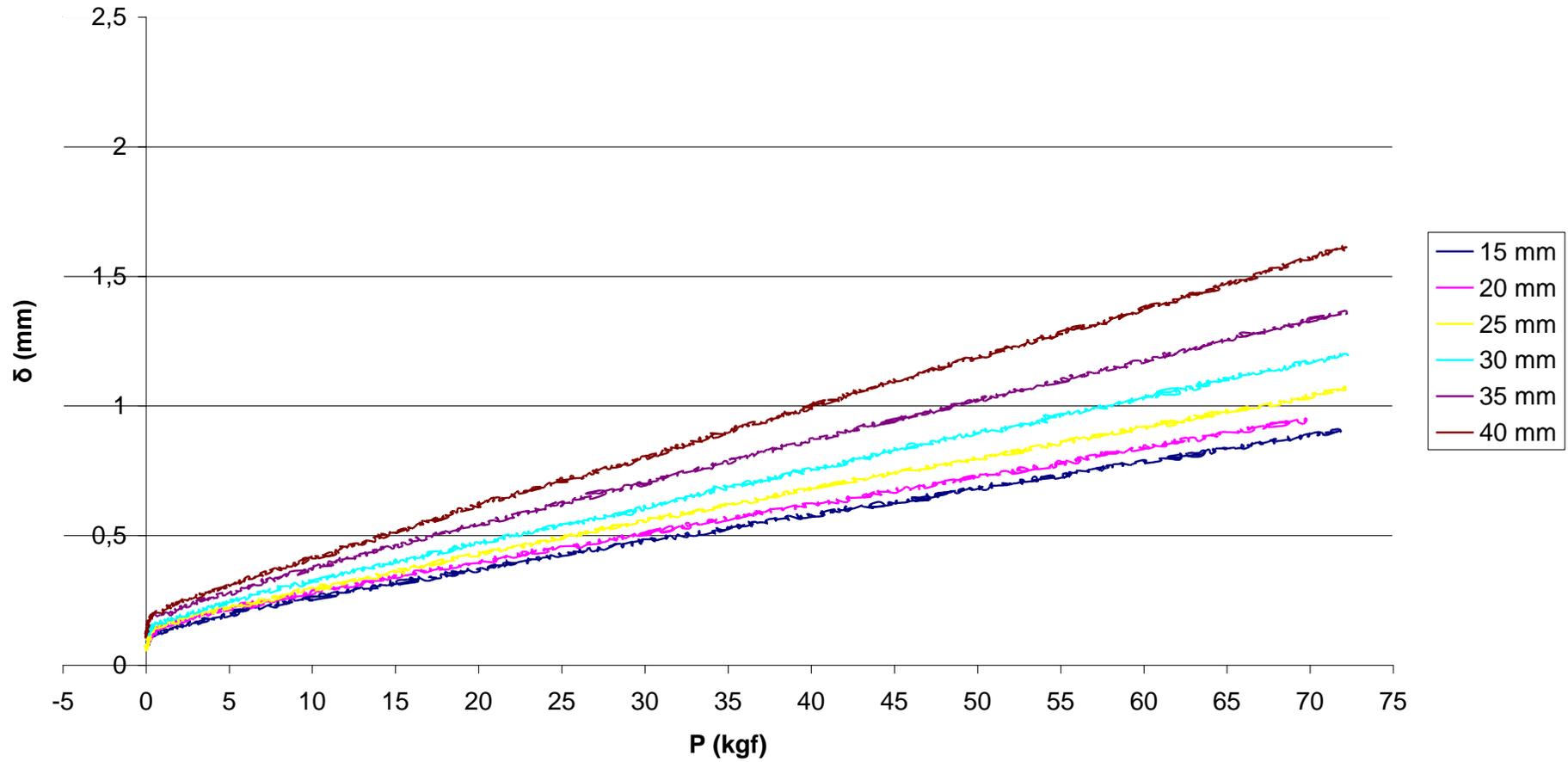
Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
11.5	160,50	25,18	4,50

Resultados a fatiga			
<i>Ciclos</i>	<i>C (kgf)</i>	<i>a (mm)</i>	<i>Precarga (kgf)</i>
0	0,0126	26,48	18,80
65	0,0158	37,14	53,00
35	0,0164	38,56	53,00
300	0,0193	44,30	27,00
500	0,0224	49,13	25,00
500	0,0222	48,84	26,00

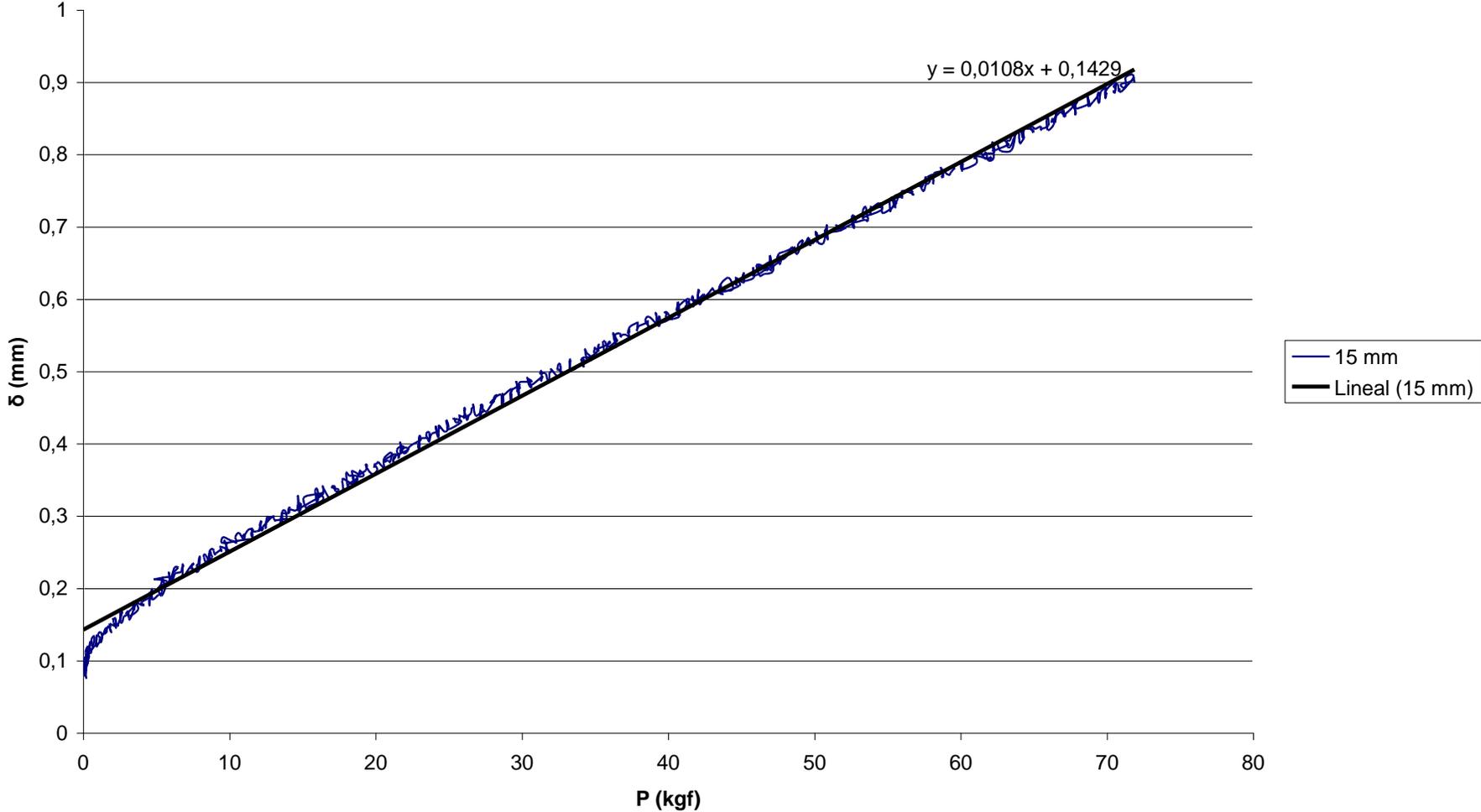


AIII.8.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

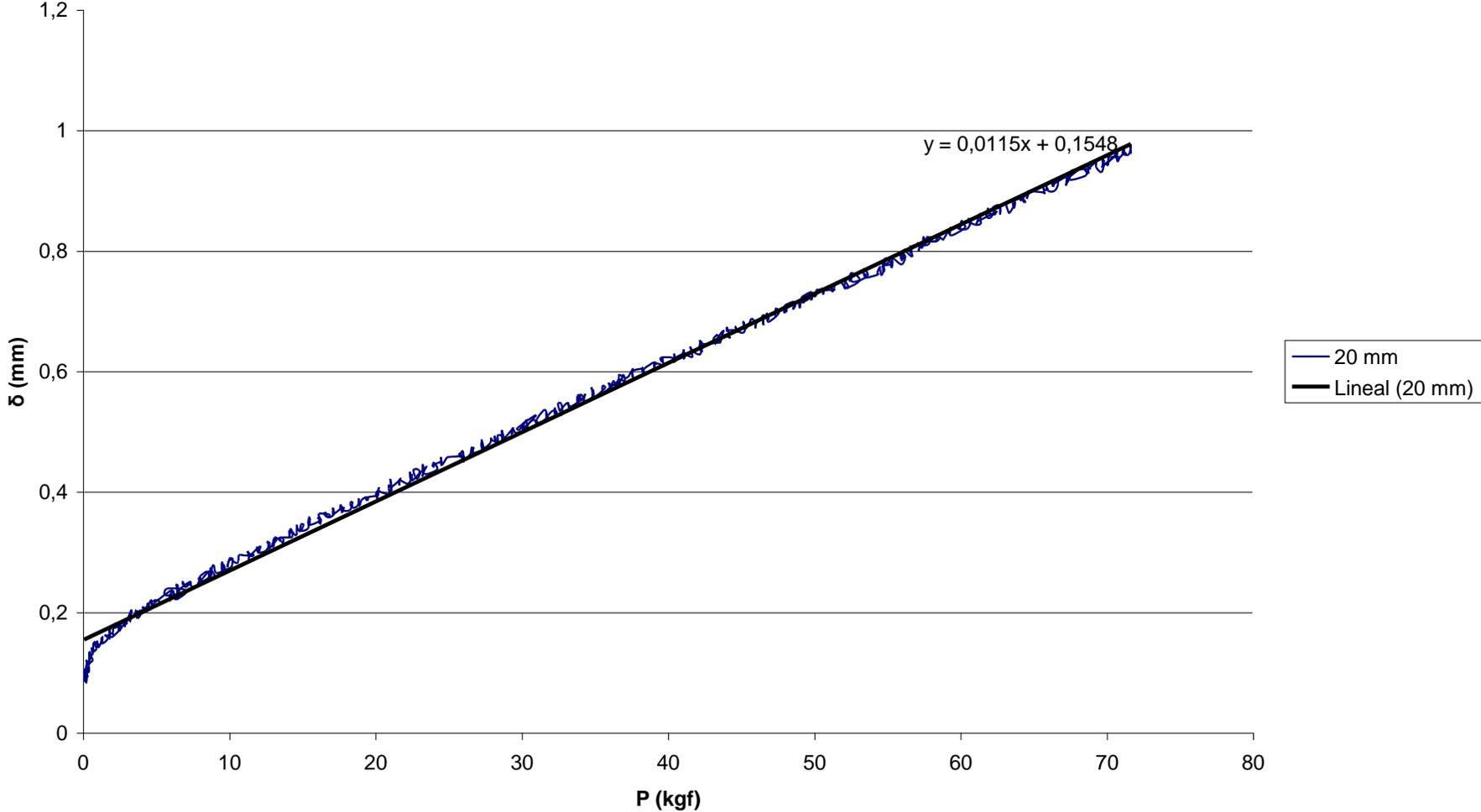
Probeta 11.5



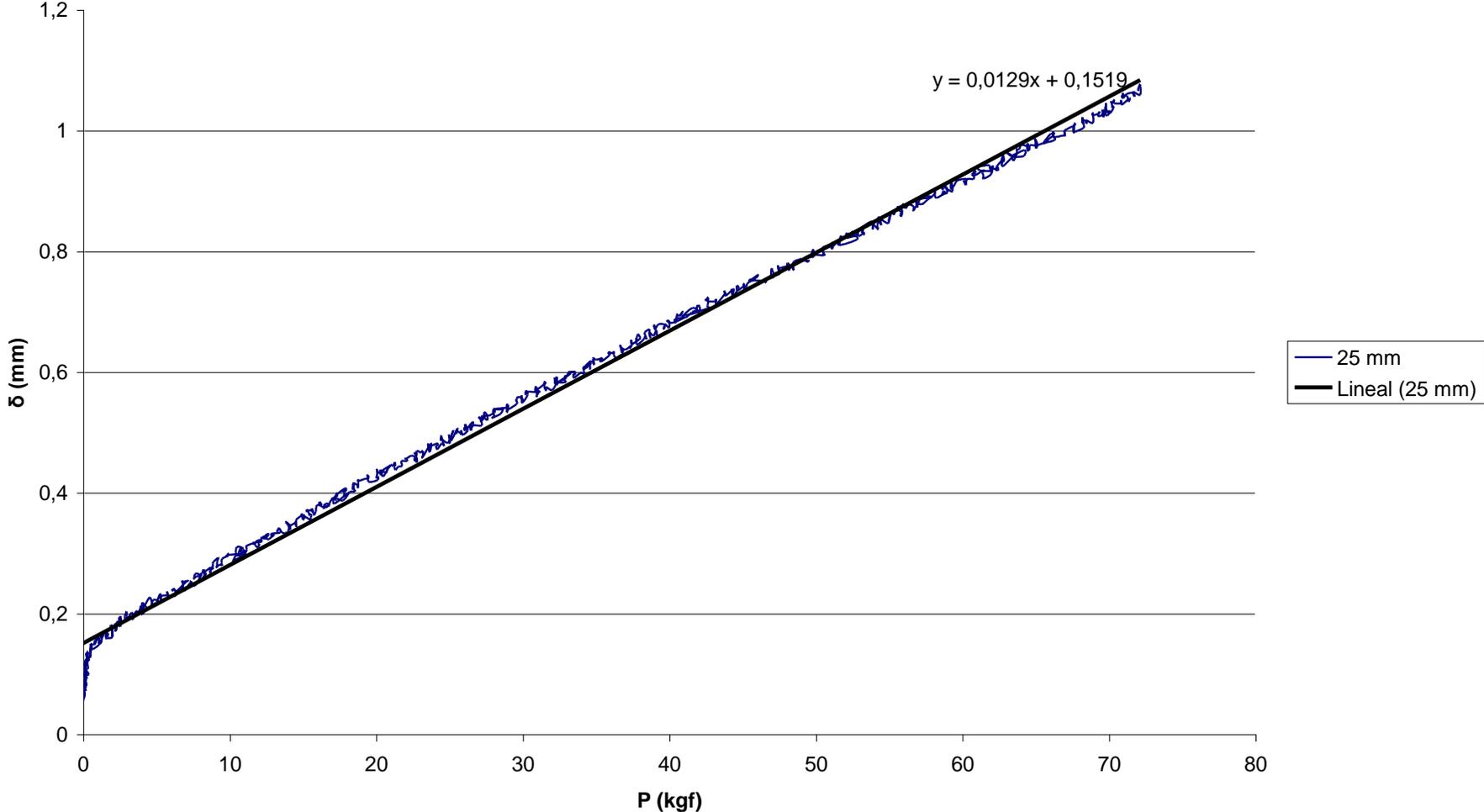
C (15 mm)



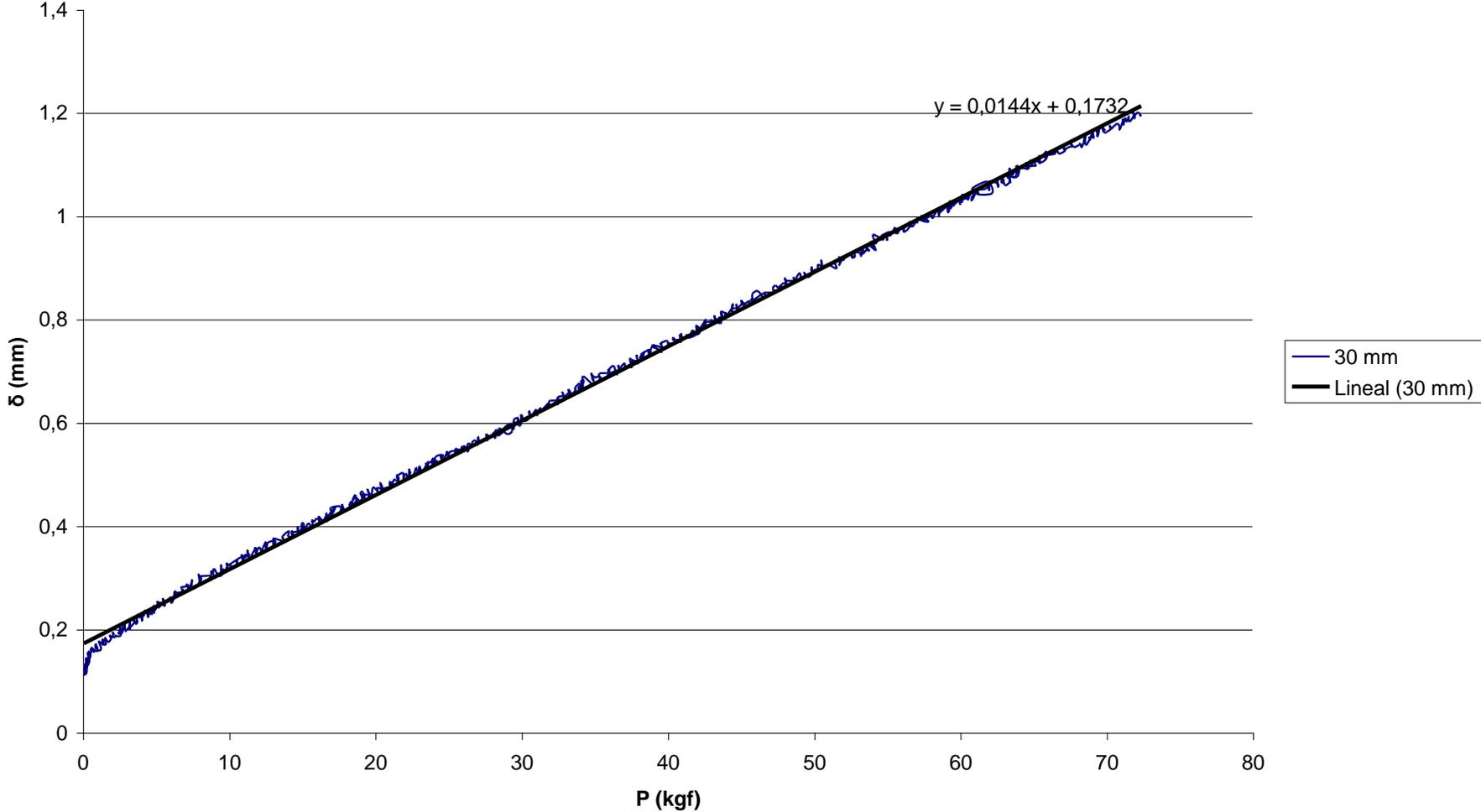
C (20 mm)



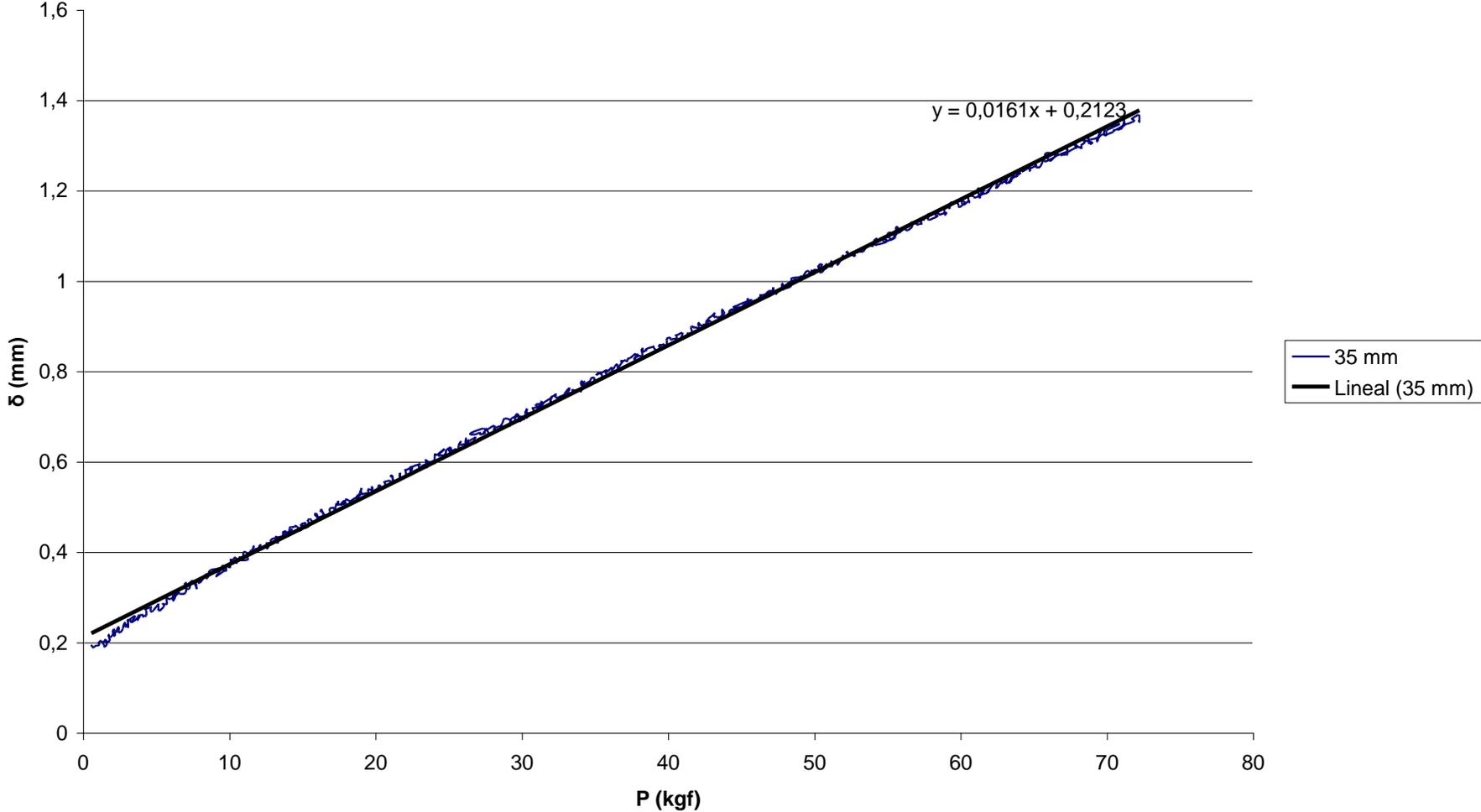
C (25 mm)



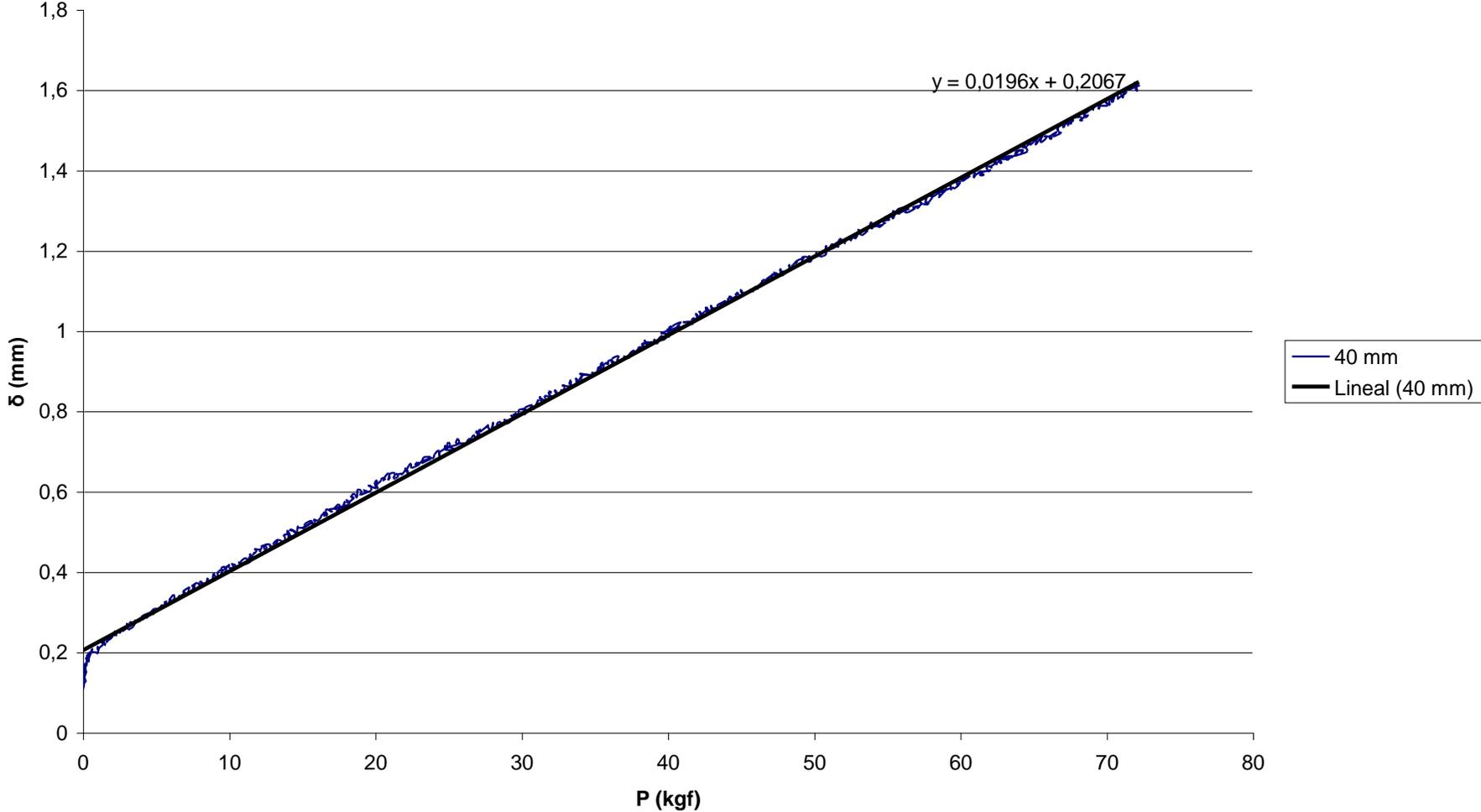
C (30 mm)

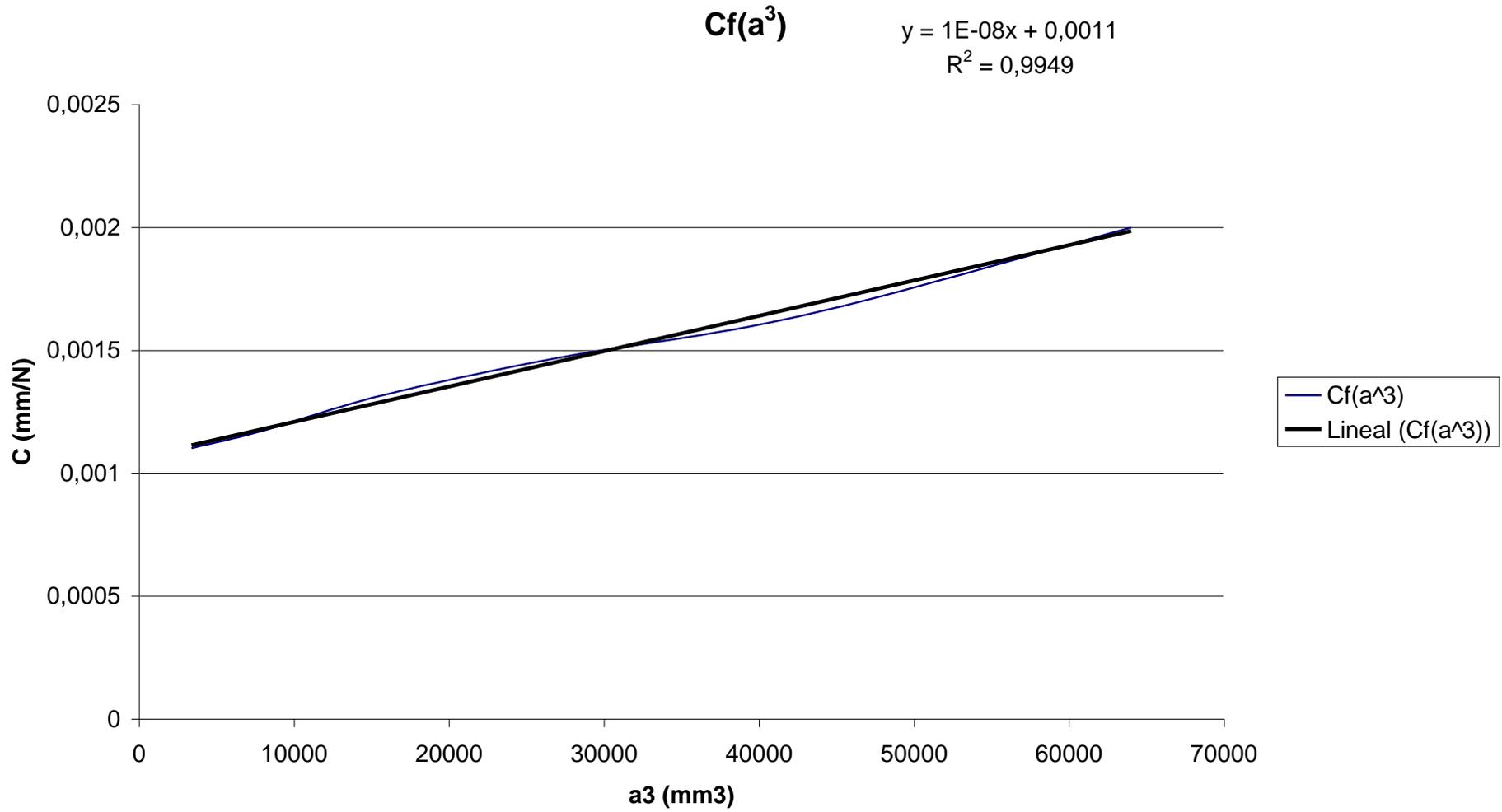


C (35 mm)



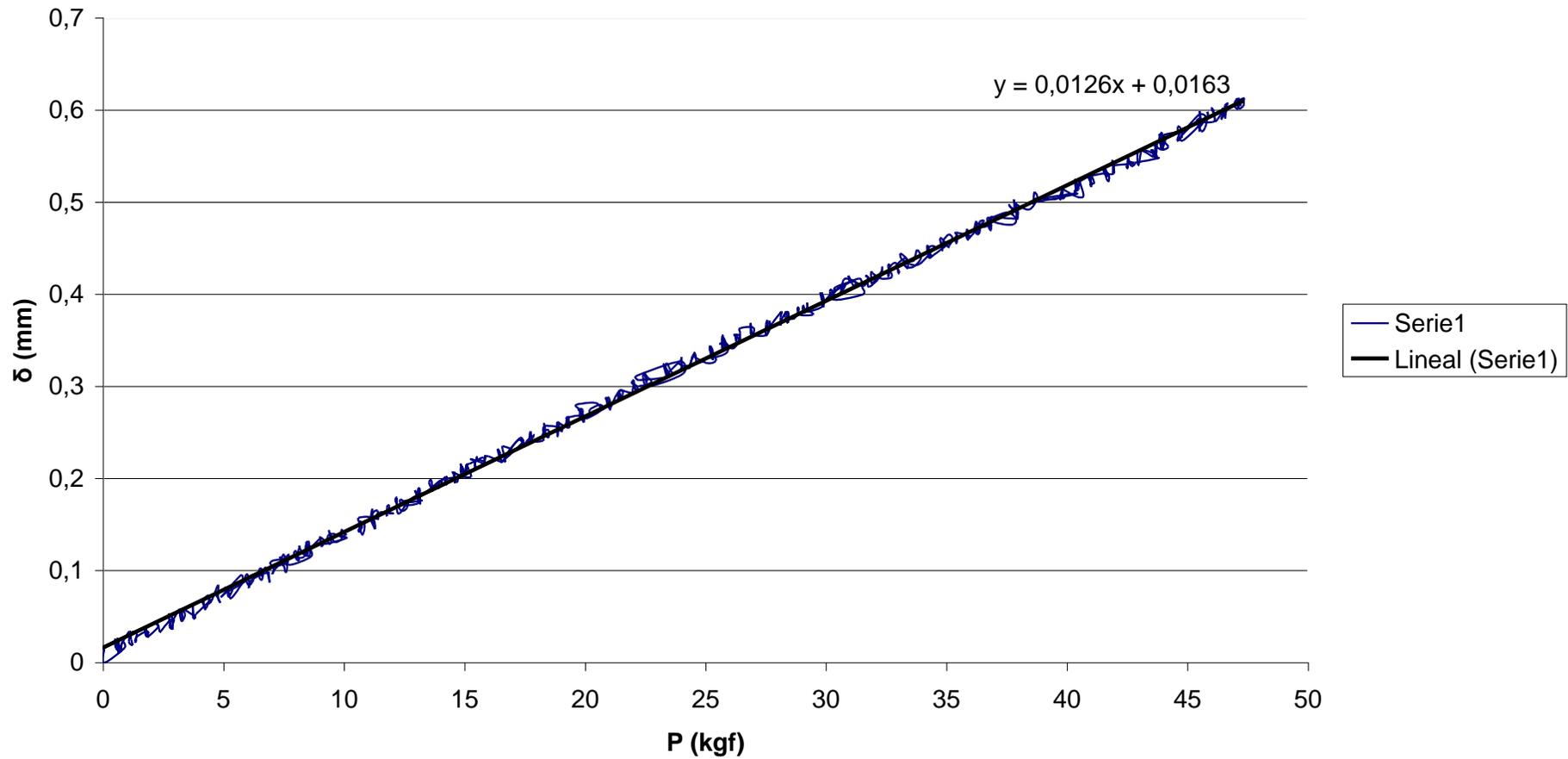
C (40 mm)



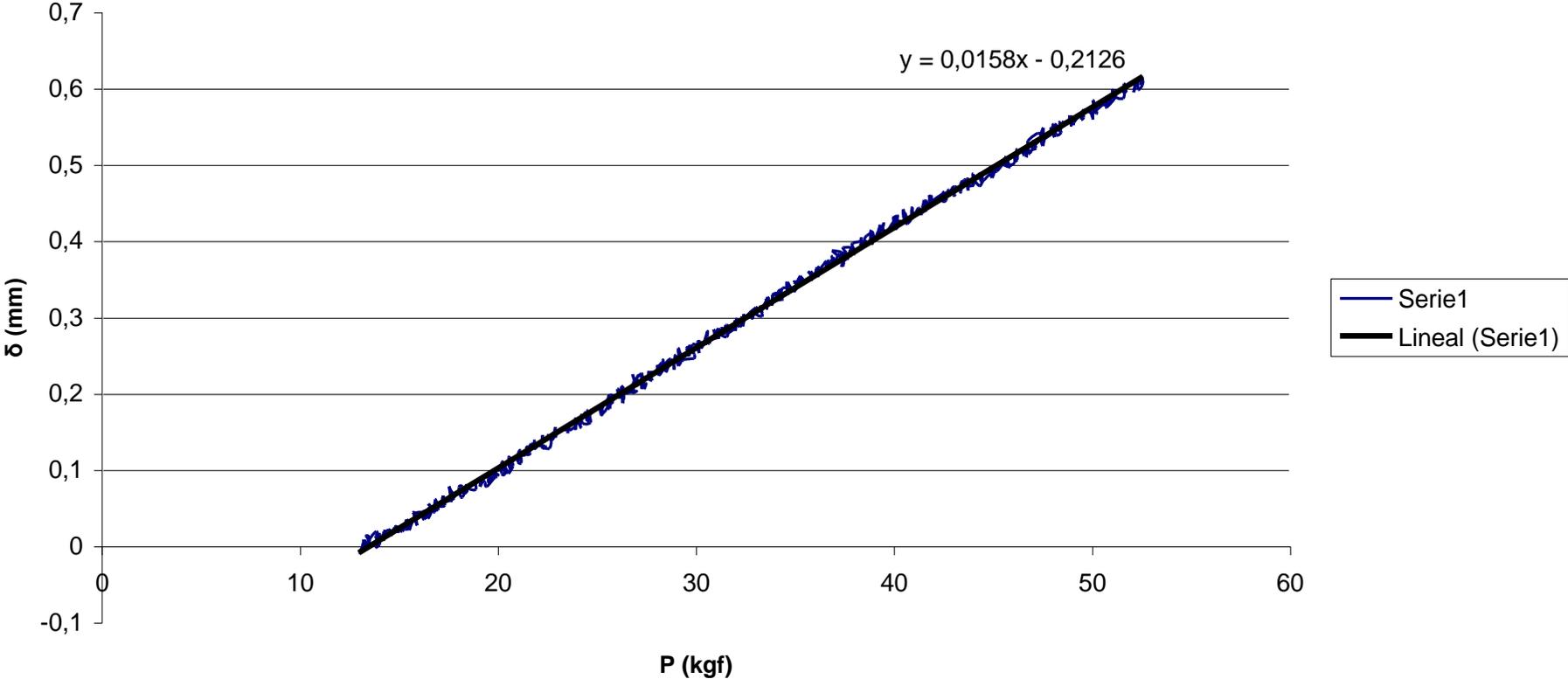


AIII.8.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica

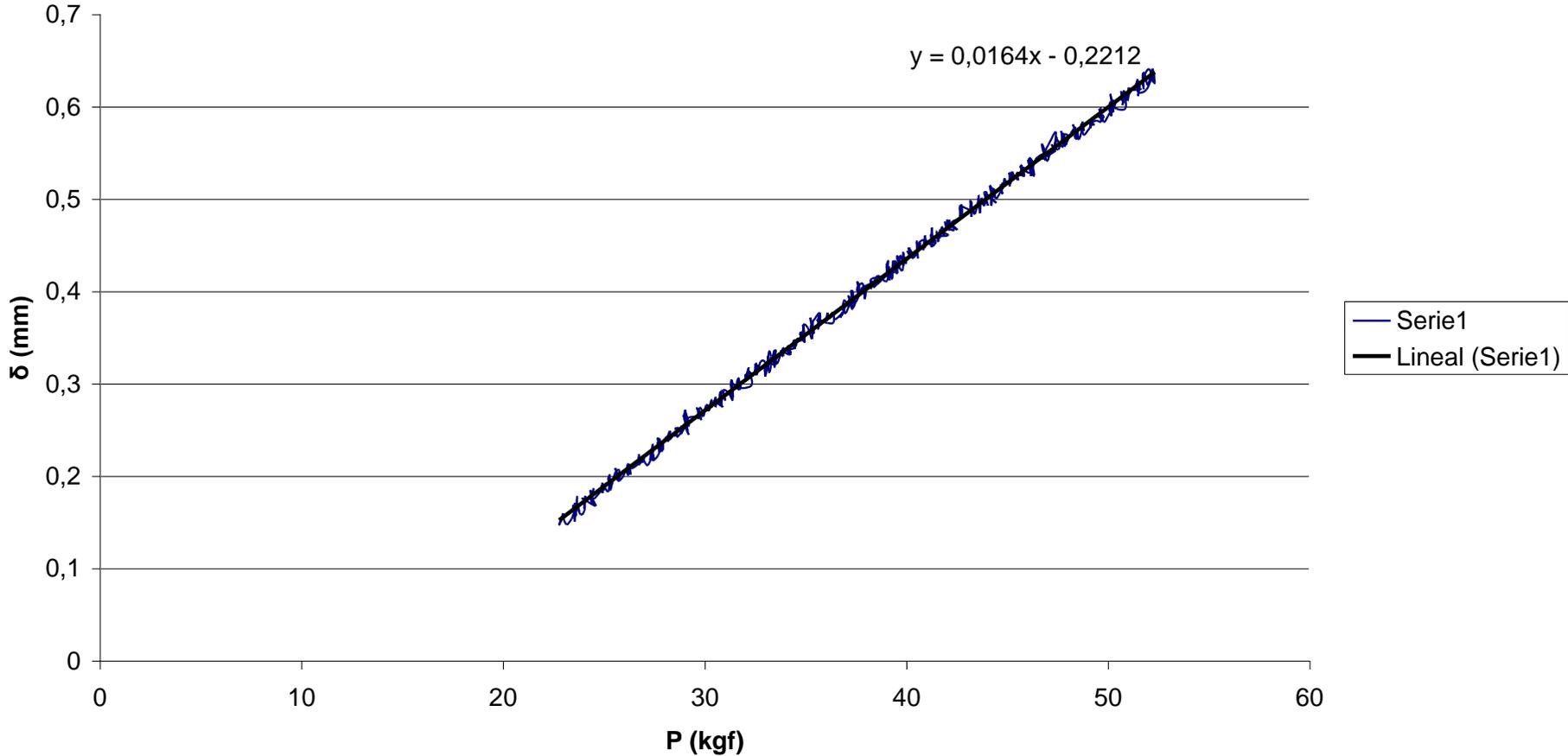
C_0



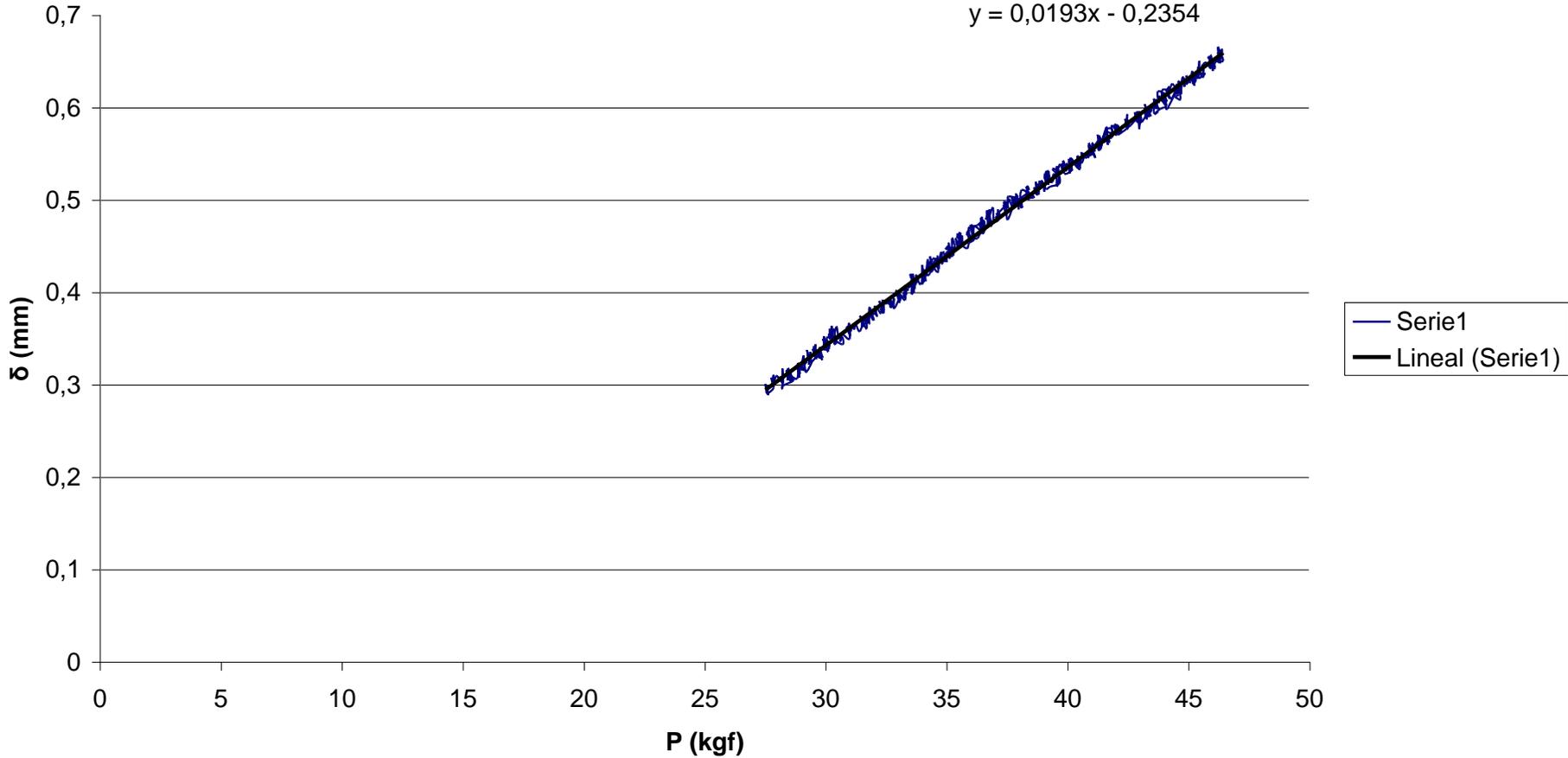
C₁

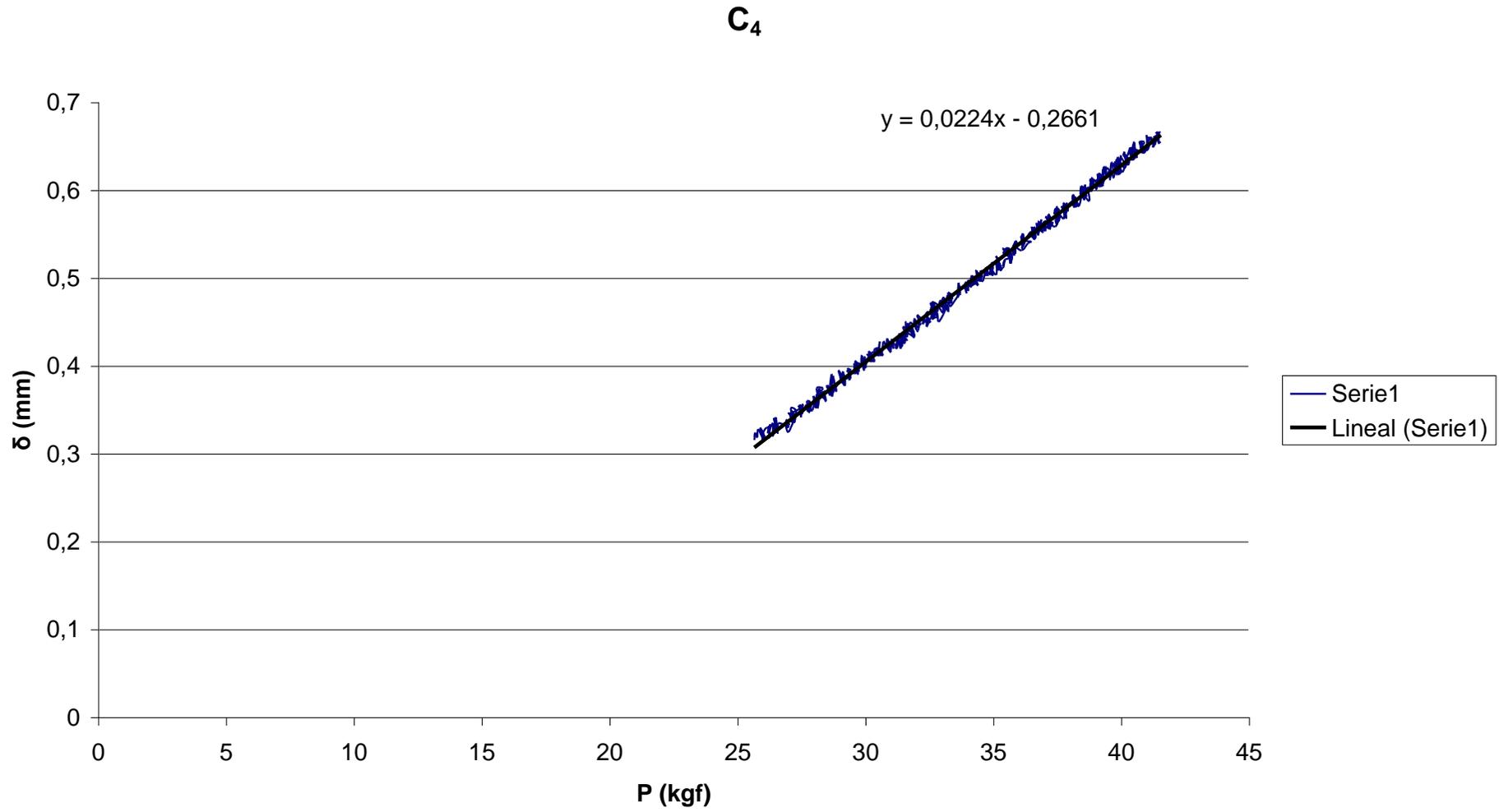


C₂

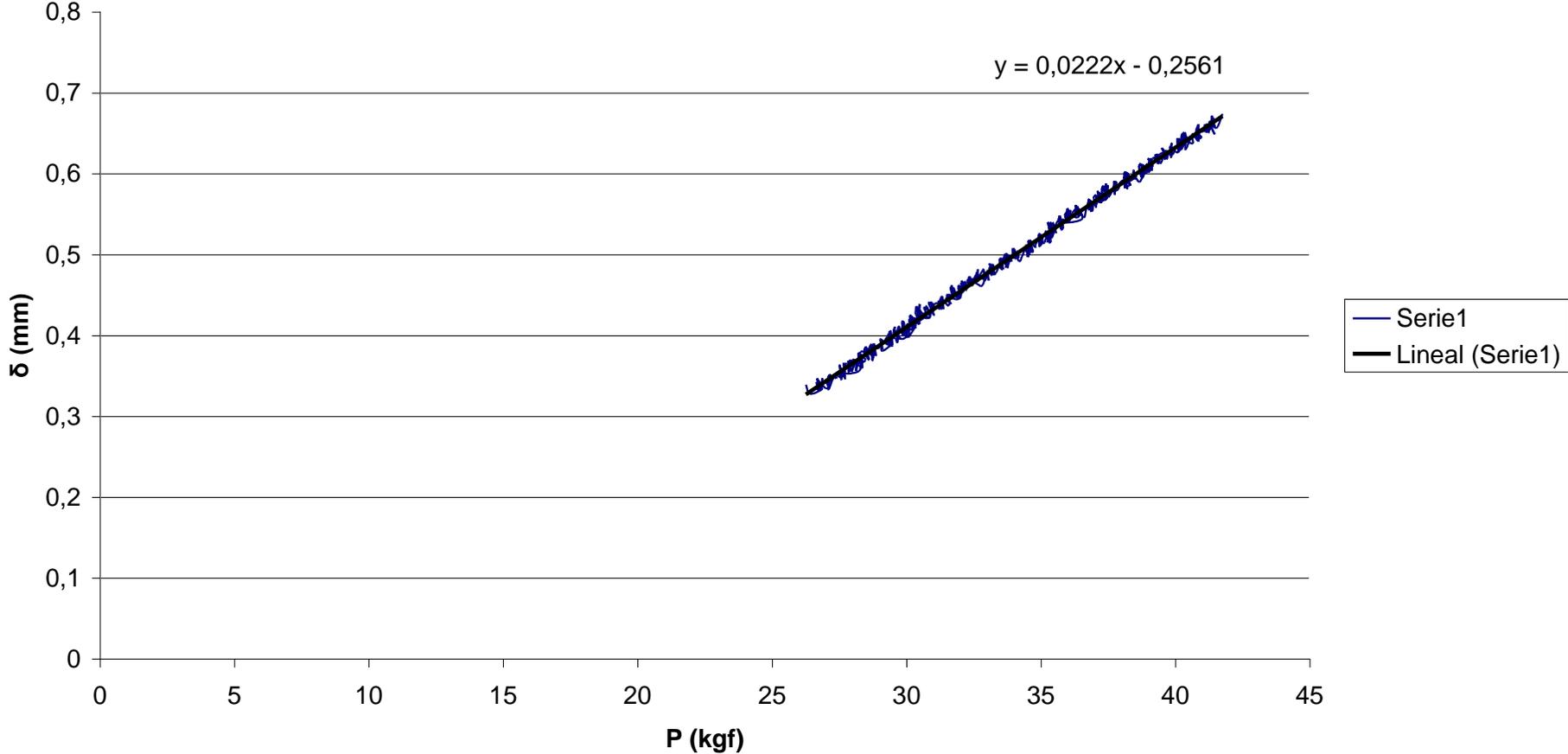


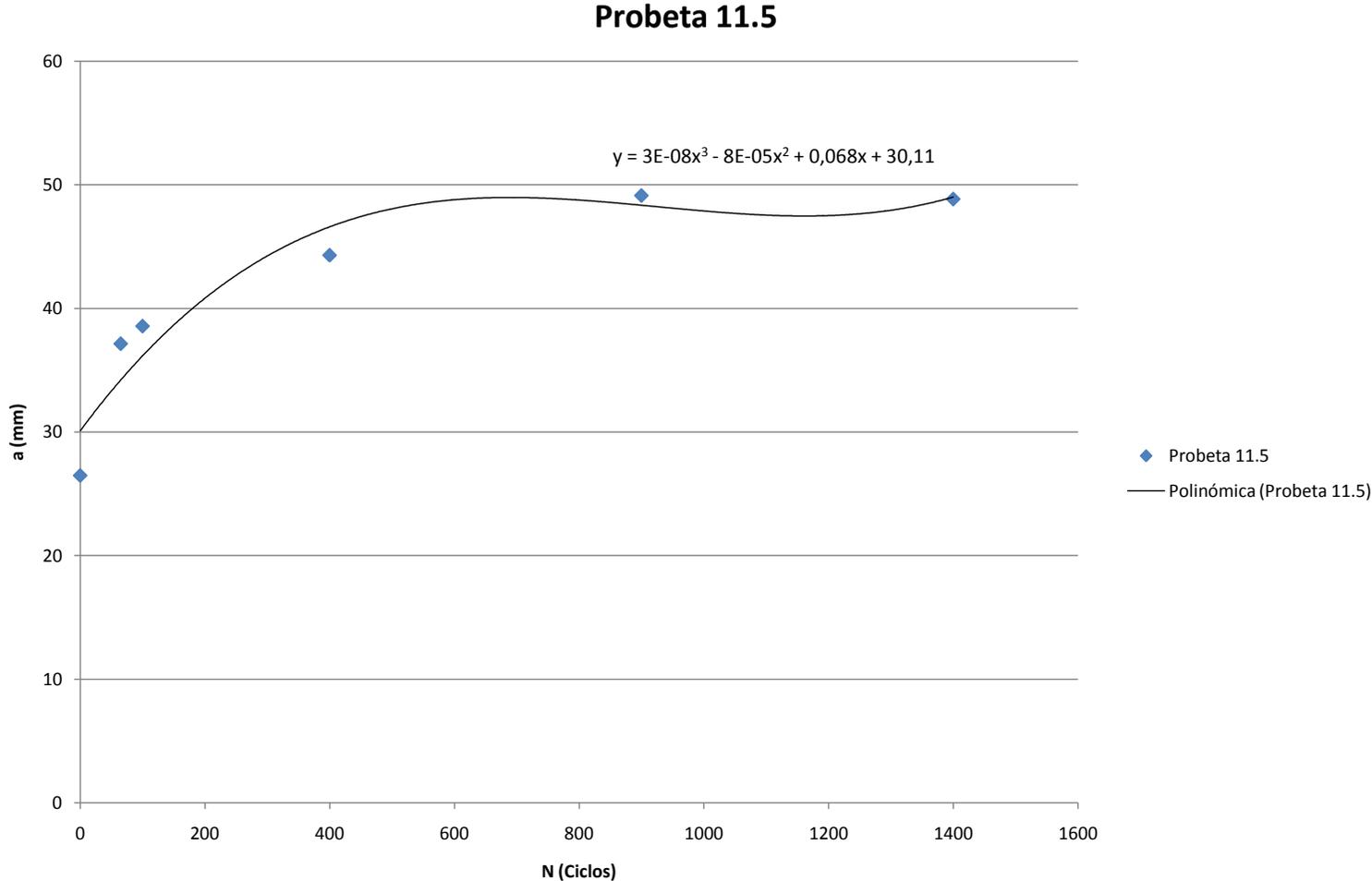
C₃





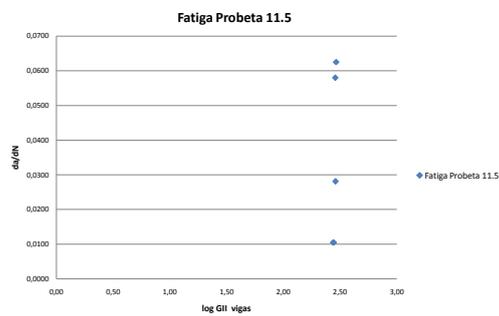
C₅





AIII.8.3.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
11.5	65	0,02518	0,0045	588,8943	1,3E+11	0,037139	286,5862	0,0580	2,4573
	35	0,02518	0,0045	572,7078	1,3E+11	0,038563	292,2321	0,0625	2,4657
	300	0,02518	0,0045	494,6202	1,3E+11	0,0443	287,6546	0,0281	2,4589
	500	0,02518	0,0045	438,0165	1,3E+11	0,049128	277,4337	0,0105	2,4432
	500	0,02518	0,0045	438,0165	1,3E+11	0,048844	274,2354	0,0105	2,4381



AIII.9.- Probeta 11.6

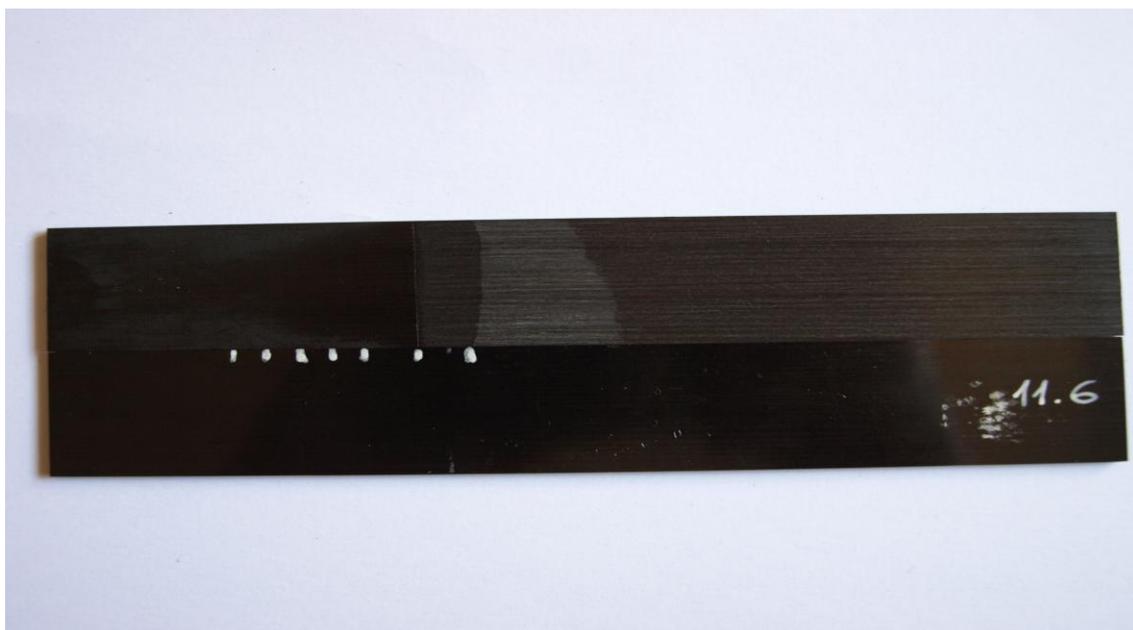
Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

Material		
AS4/8552	<i>Procedencia: I.N.T.A</i>	
<i>Nº láminas: 24</i>	<i>Vf: 60%</i>	<i>Máx. Tª curado: 180 °C</i>
<i>Inserto: Teflón</i>	<i>Espesor inserto: 60 mm</i>	<i>Máx. Presión curado: 6 bares</i>

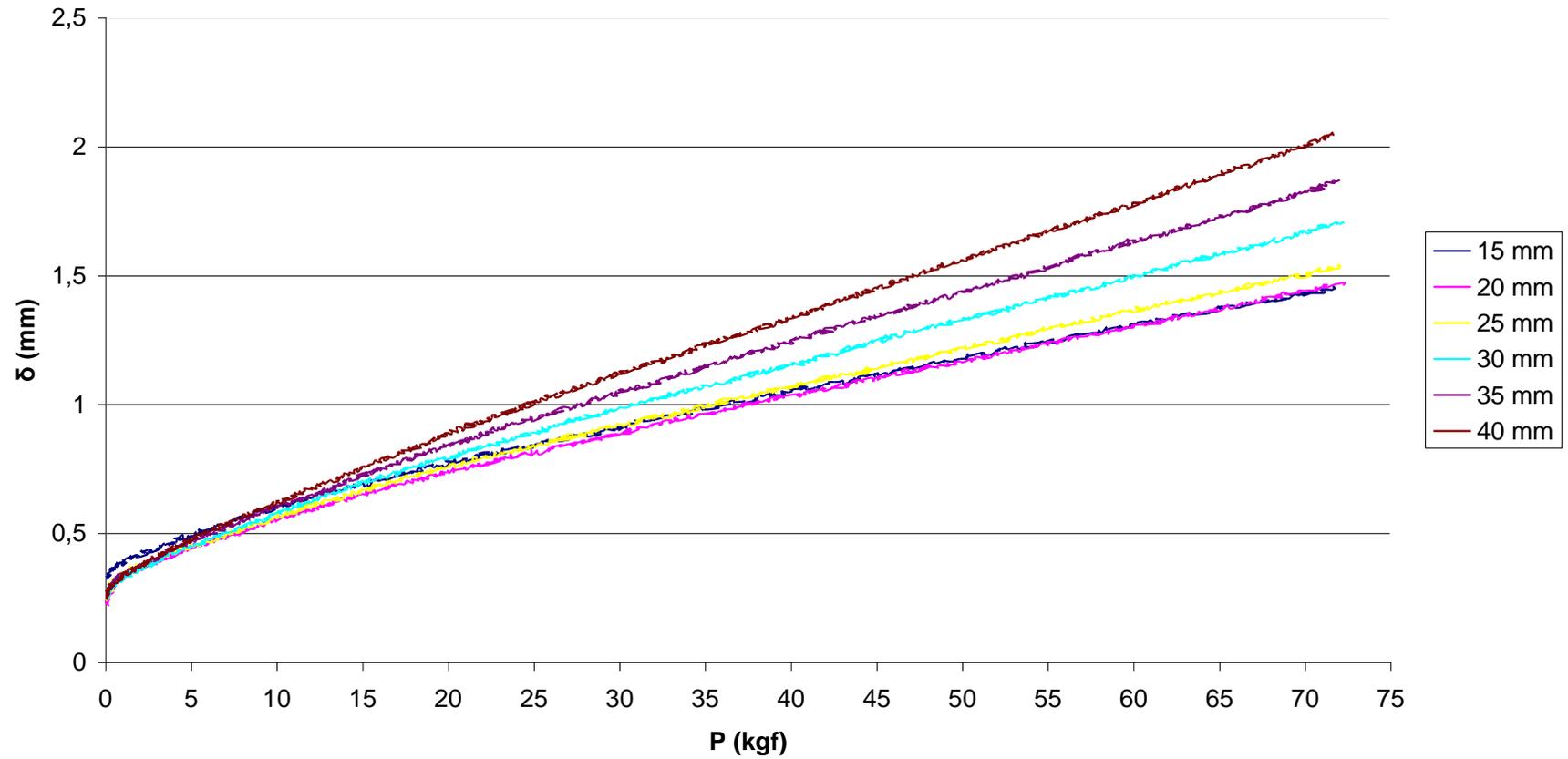
Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
11.6	160,50	25,13	4,24

Resultados a fatiga			
<i>Ciclos</i>	<i>C (kgf)</i>	<i>a (mm)</i>	<i>Precarga (kgf)</i>
0	0,0158	22,39	16,00
100	0,0158	22,39	22,00
300	0,0184	33,55	13,00
500	0,0214	40,89	15,00
1000	0,0241	45,78	12,00

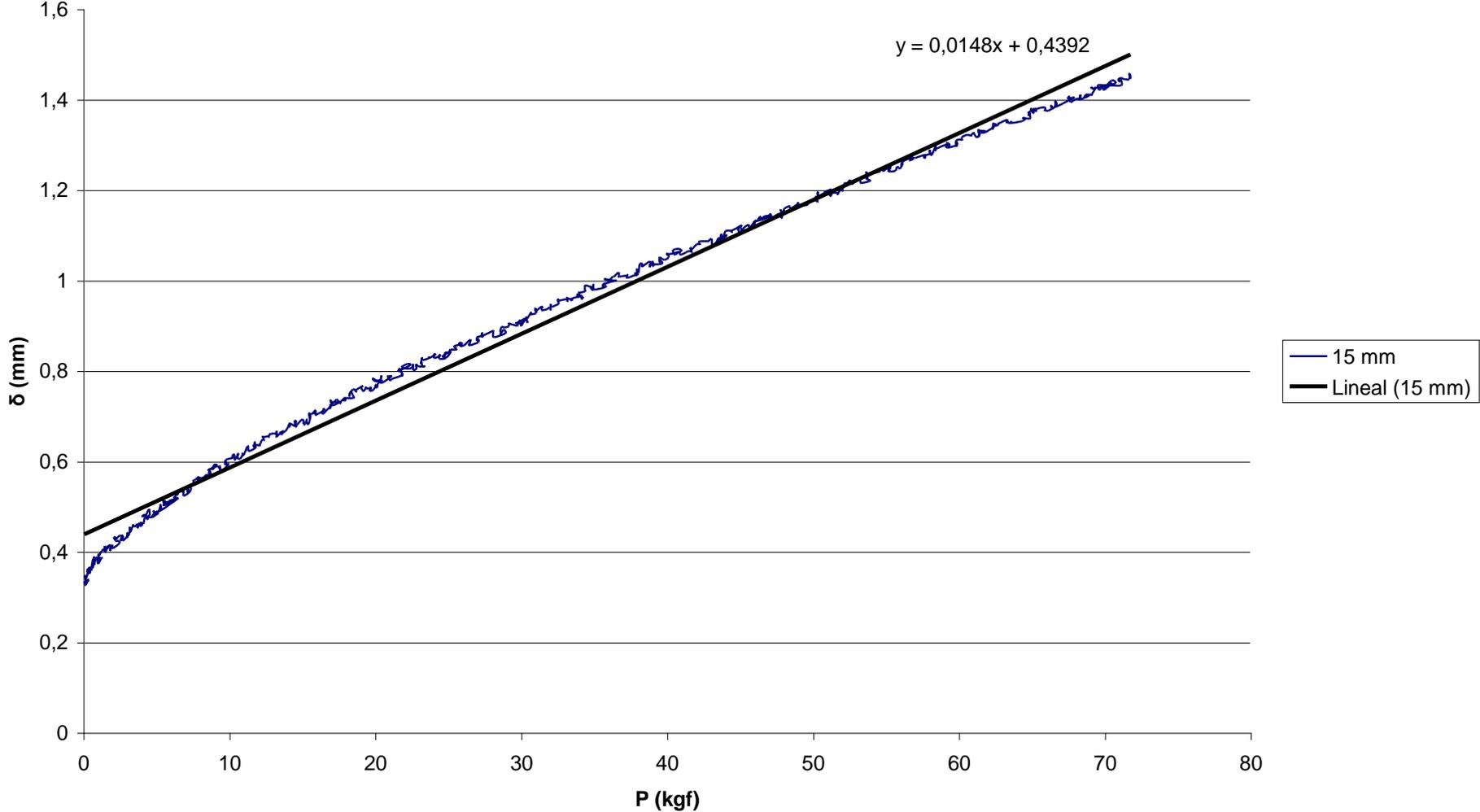


AIII.9.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

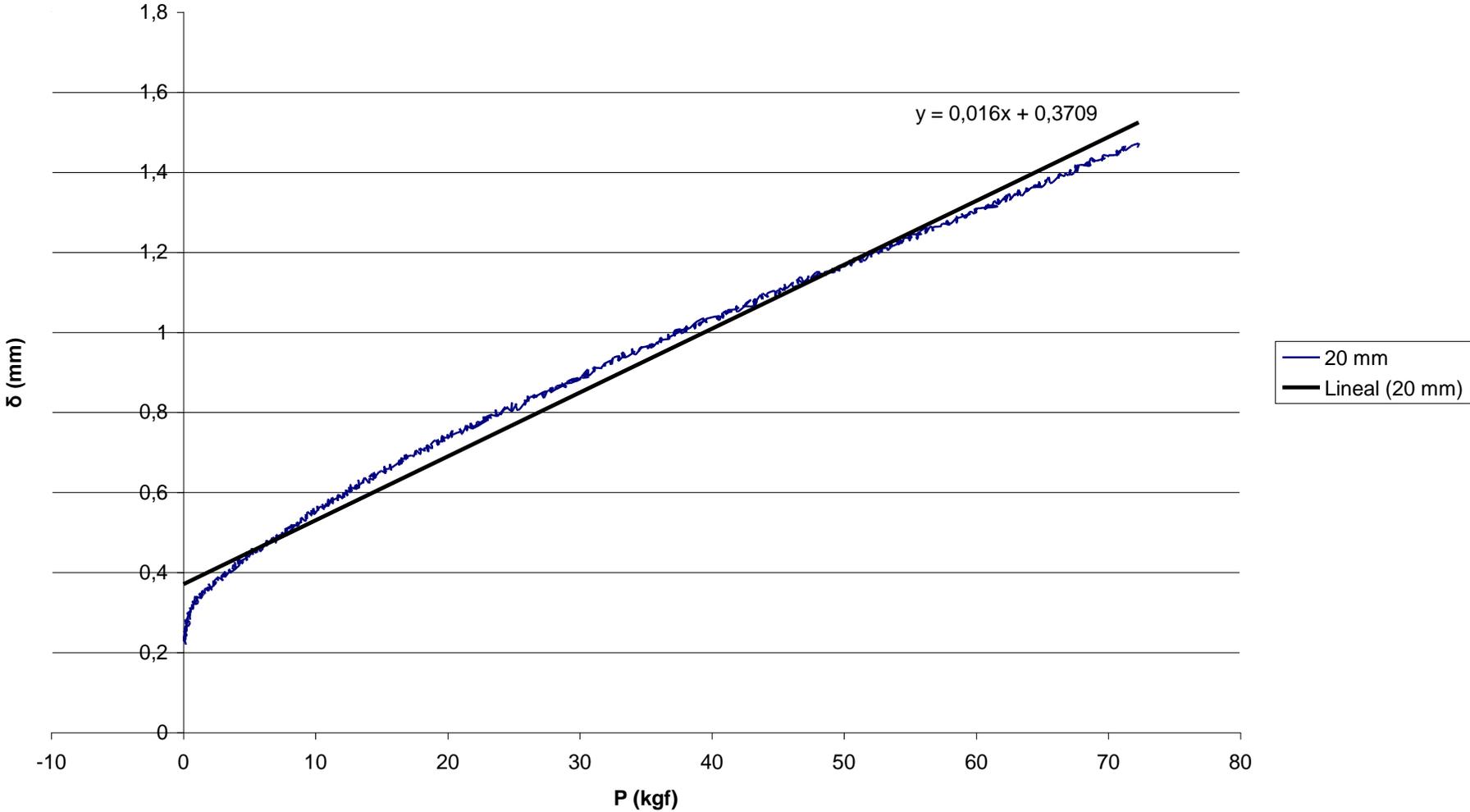
Probeta 11.6



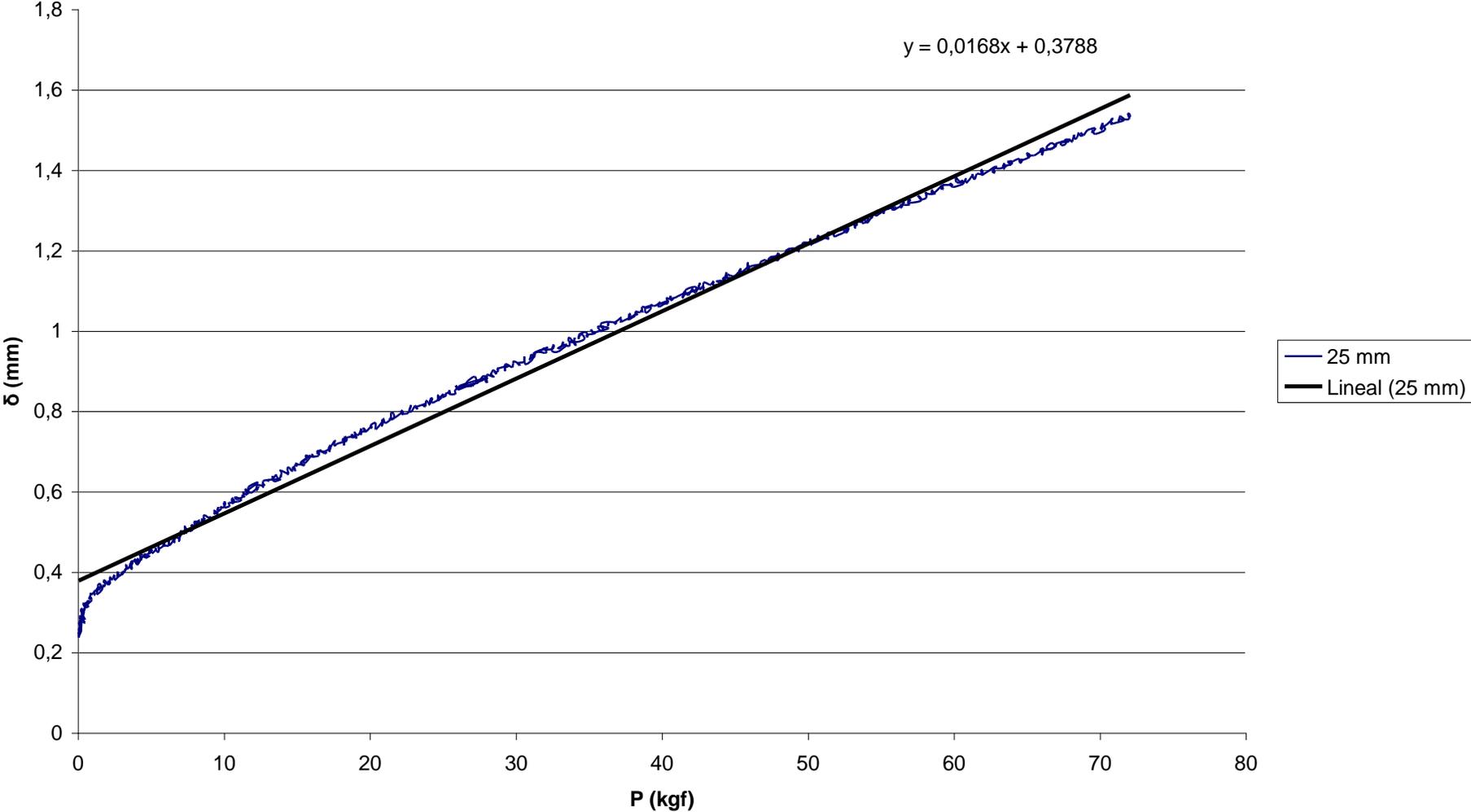
C (15 mm)



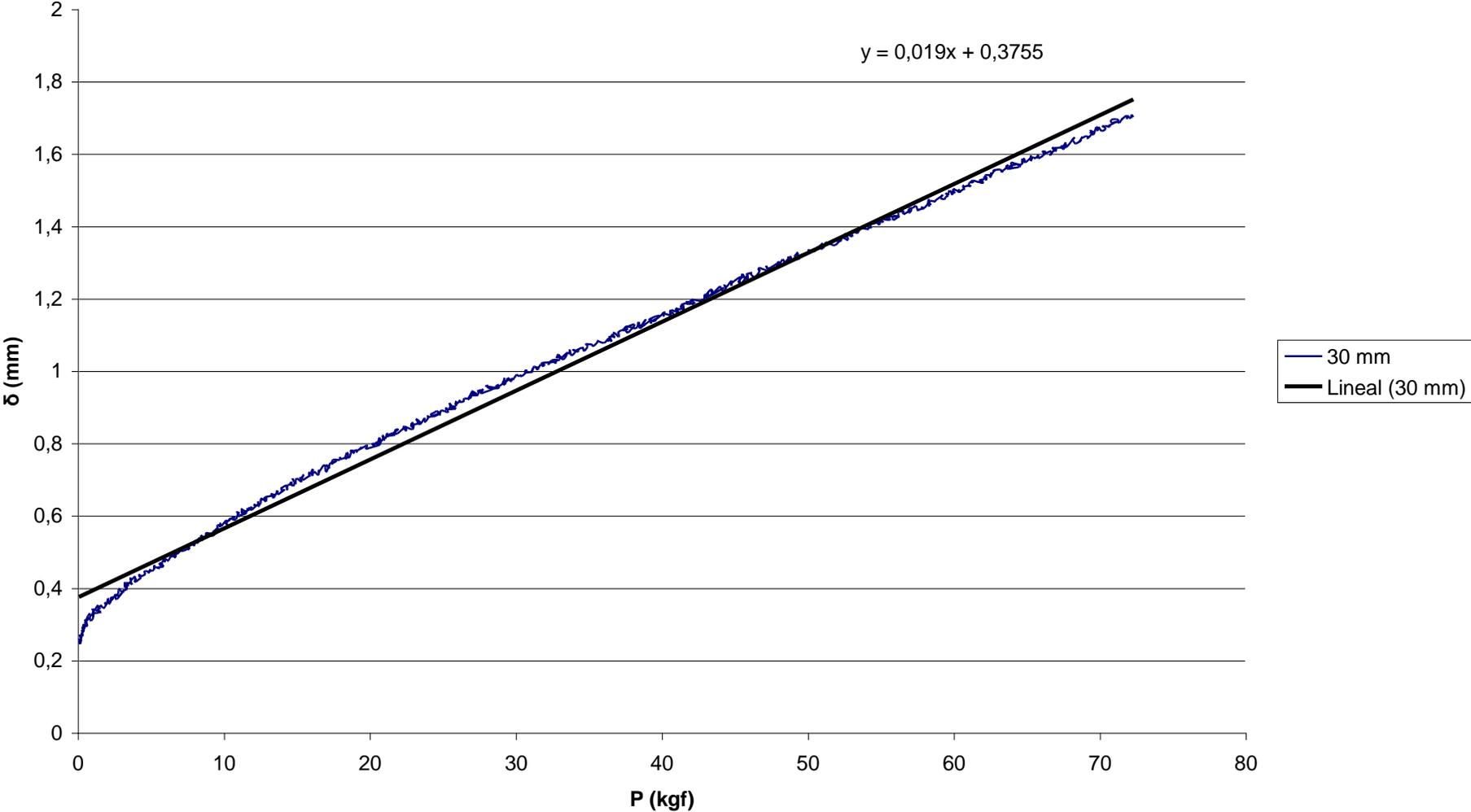
C (20 mm)



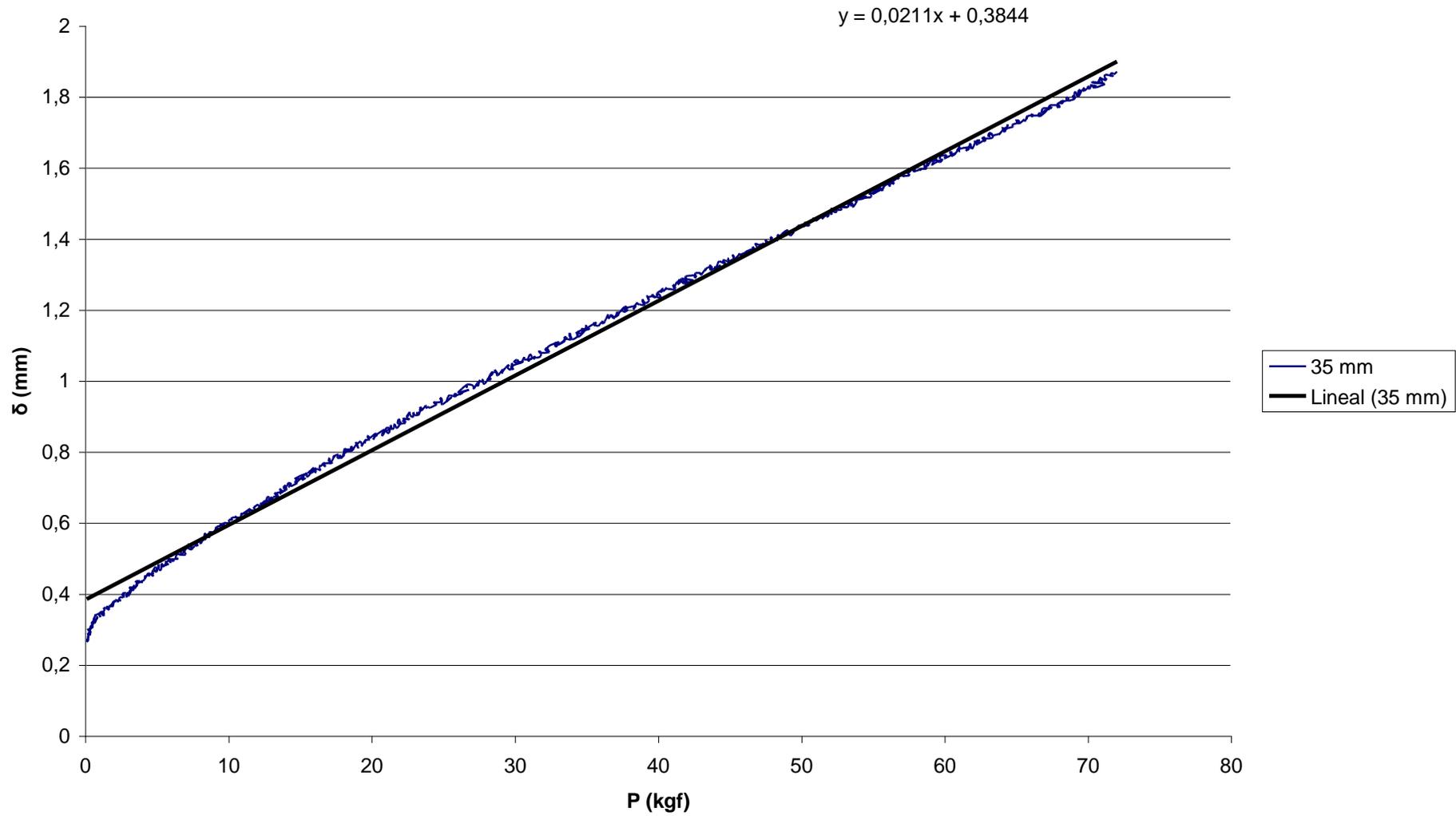
C (25 mm)



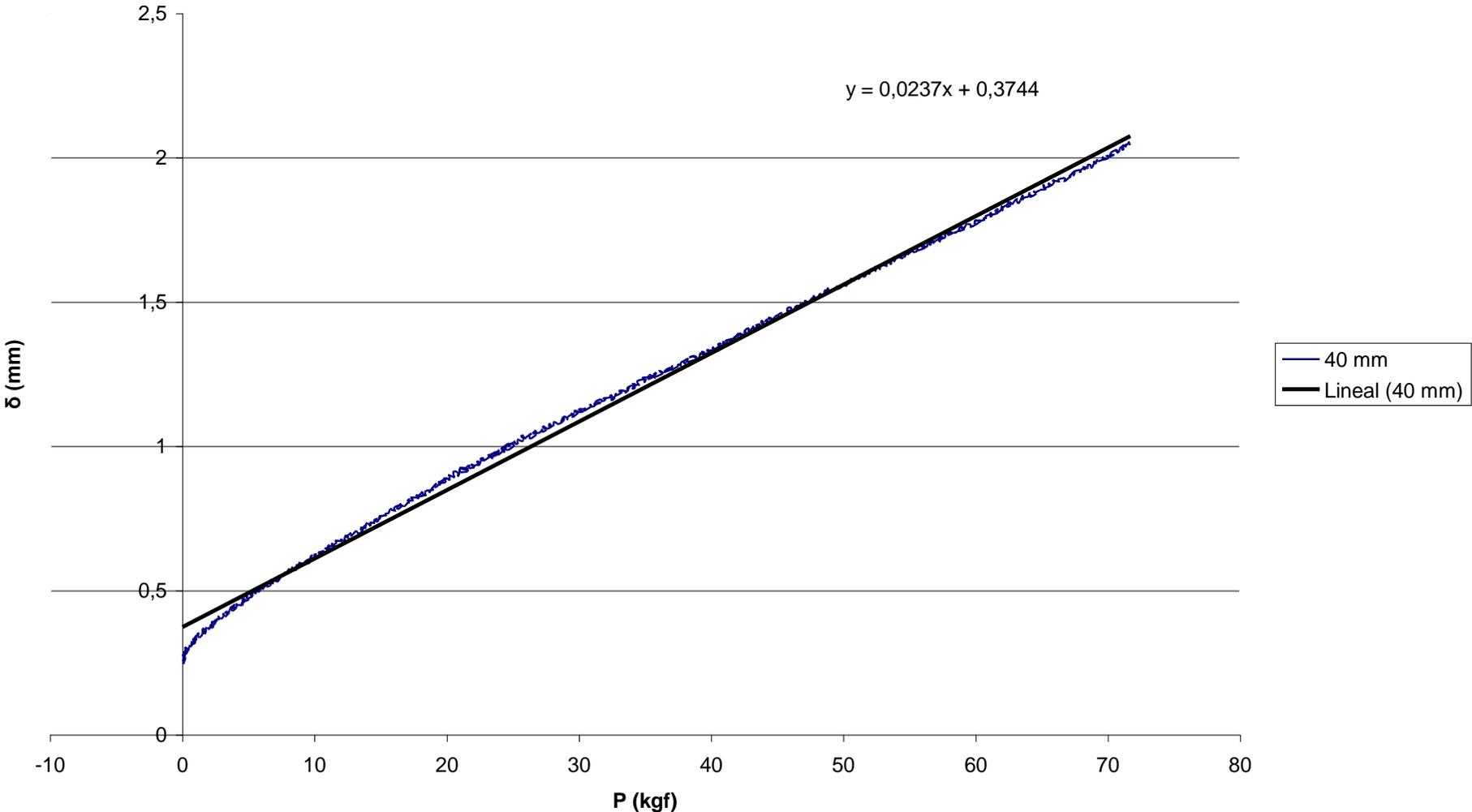
C (30 mm)

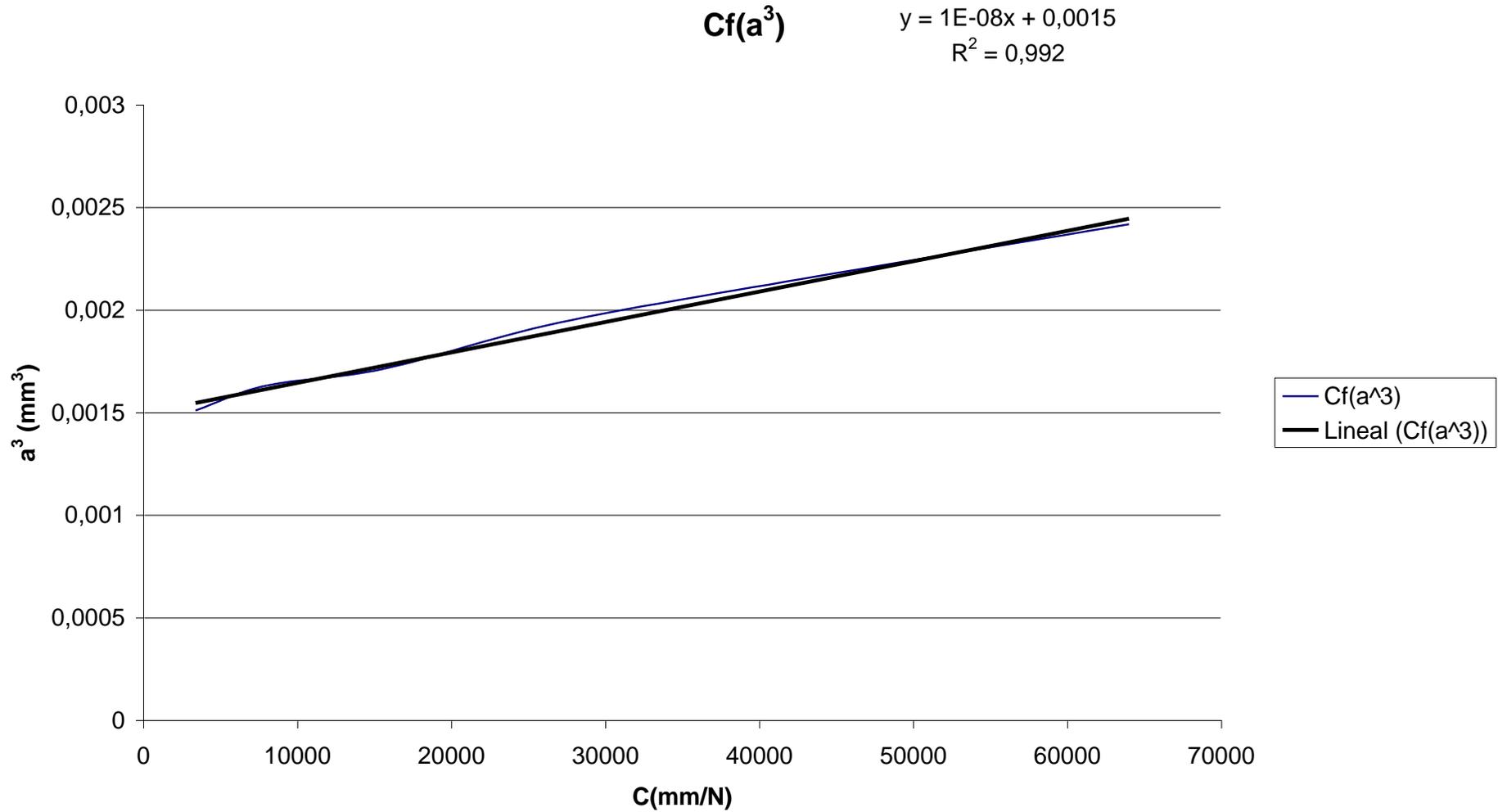


C (35 mm)



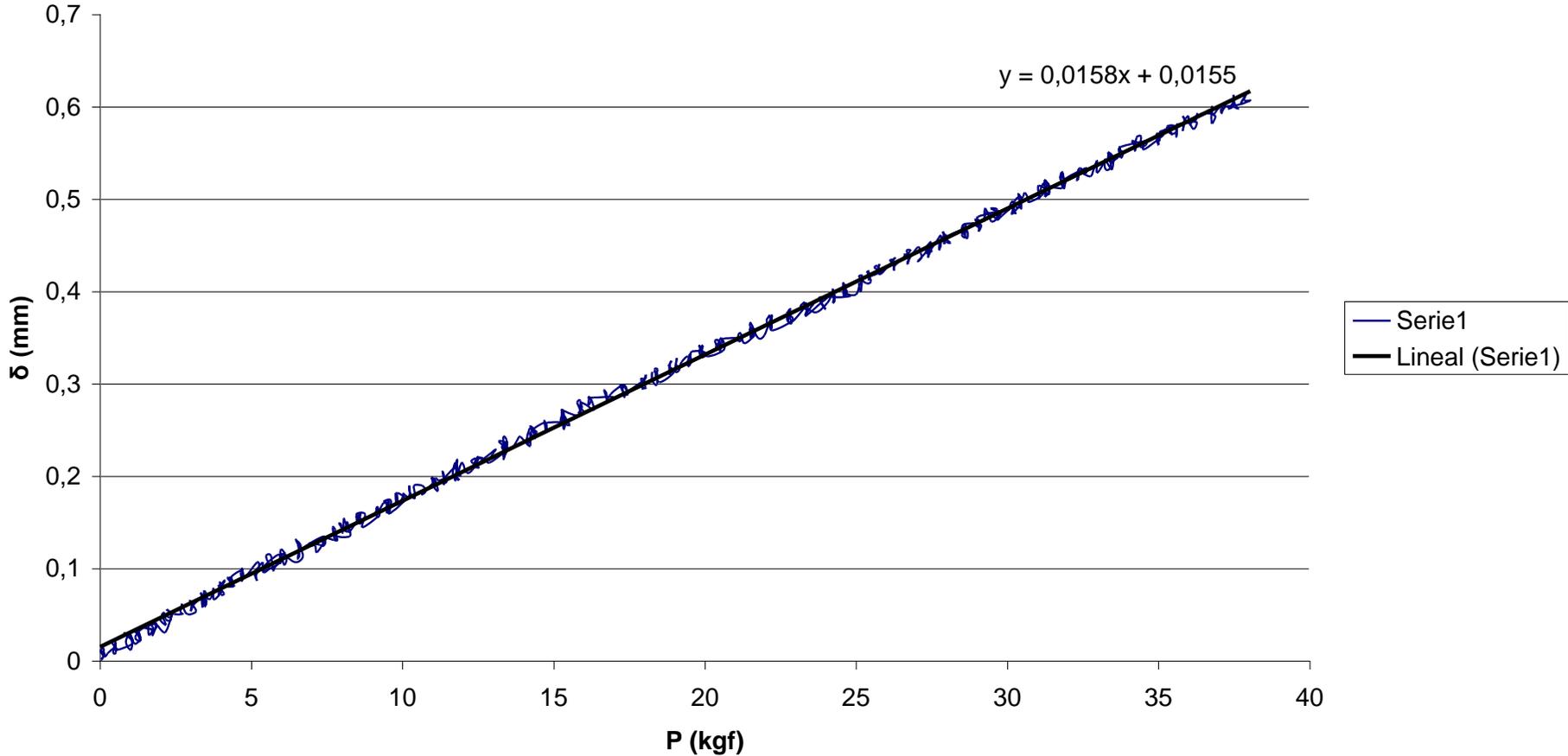
C (40 mm)



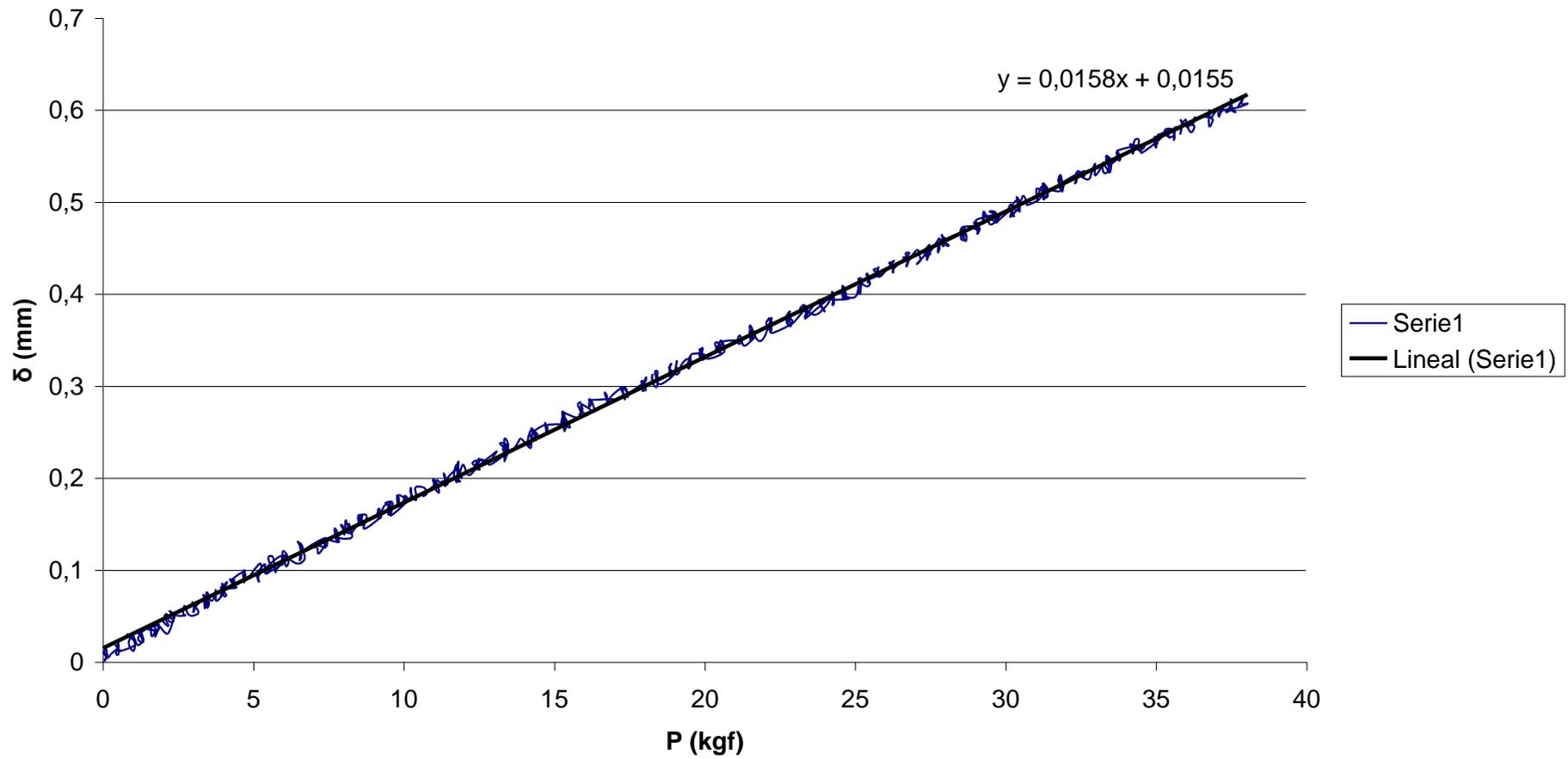


AIII.9.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica

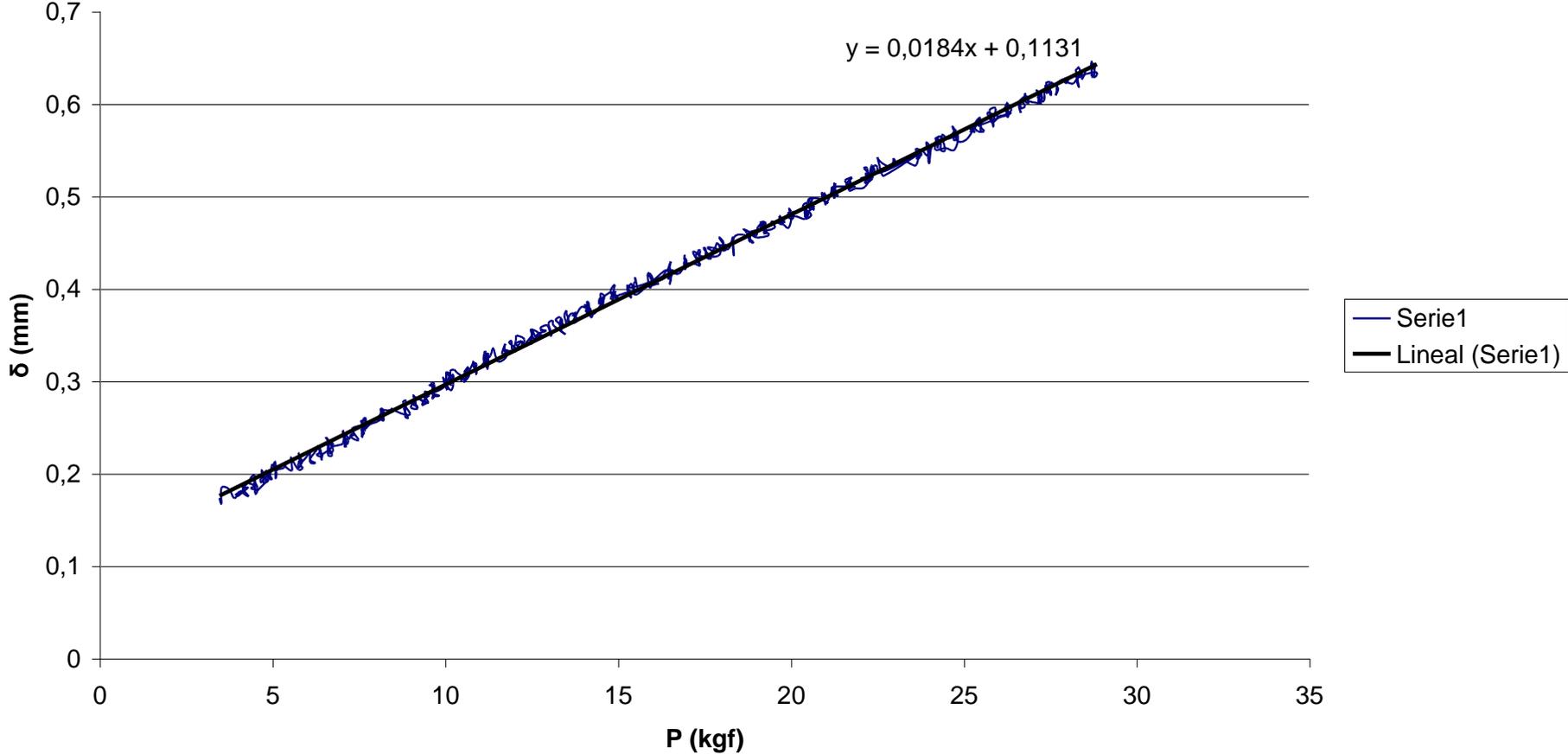
C_0

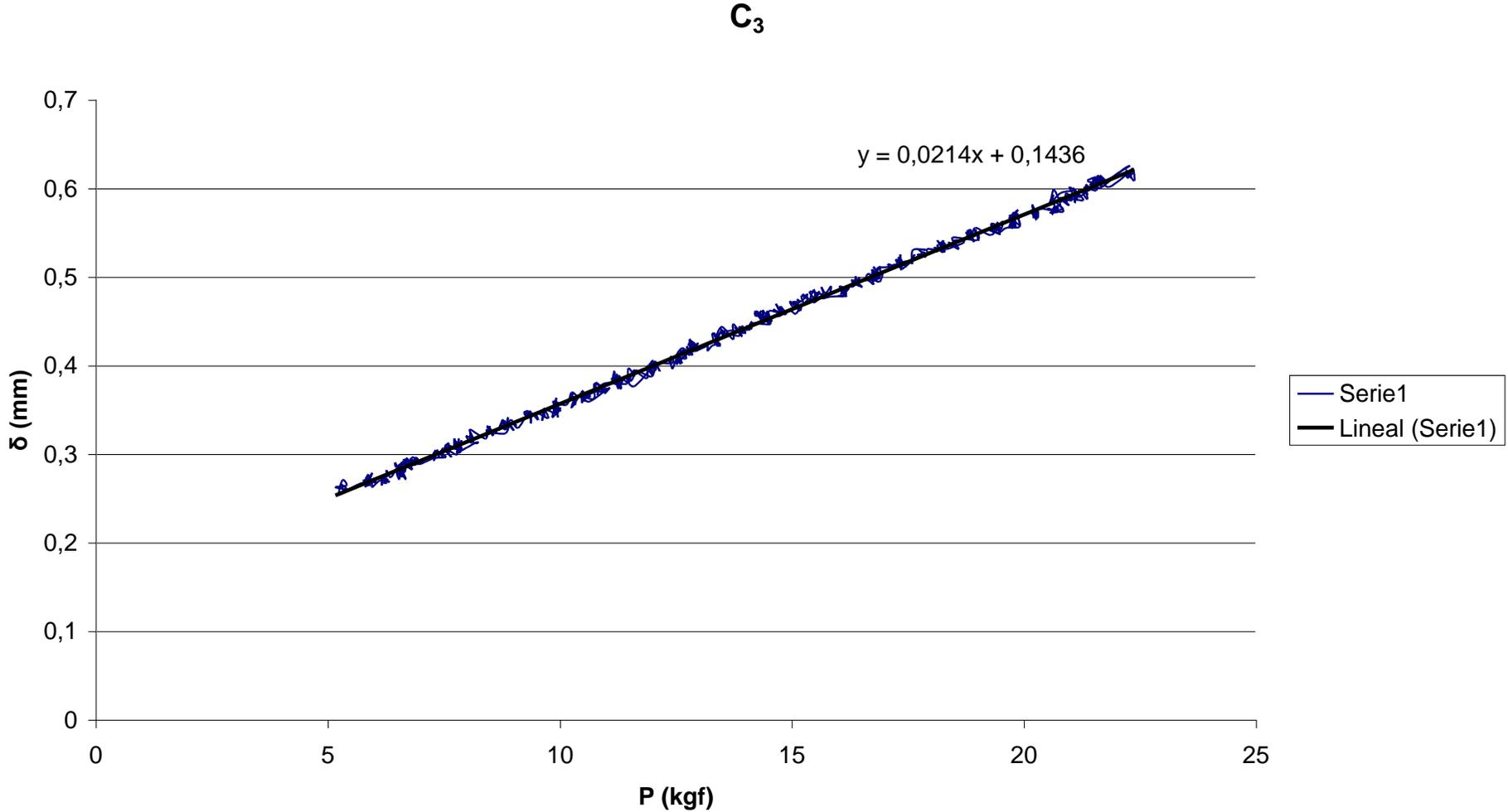


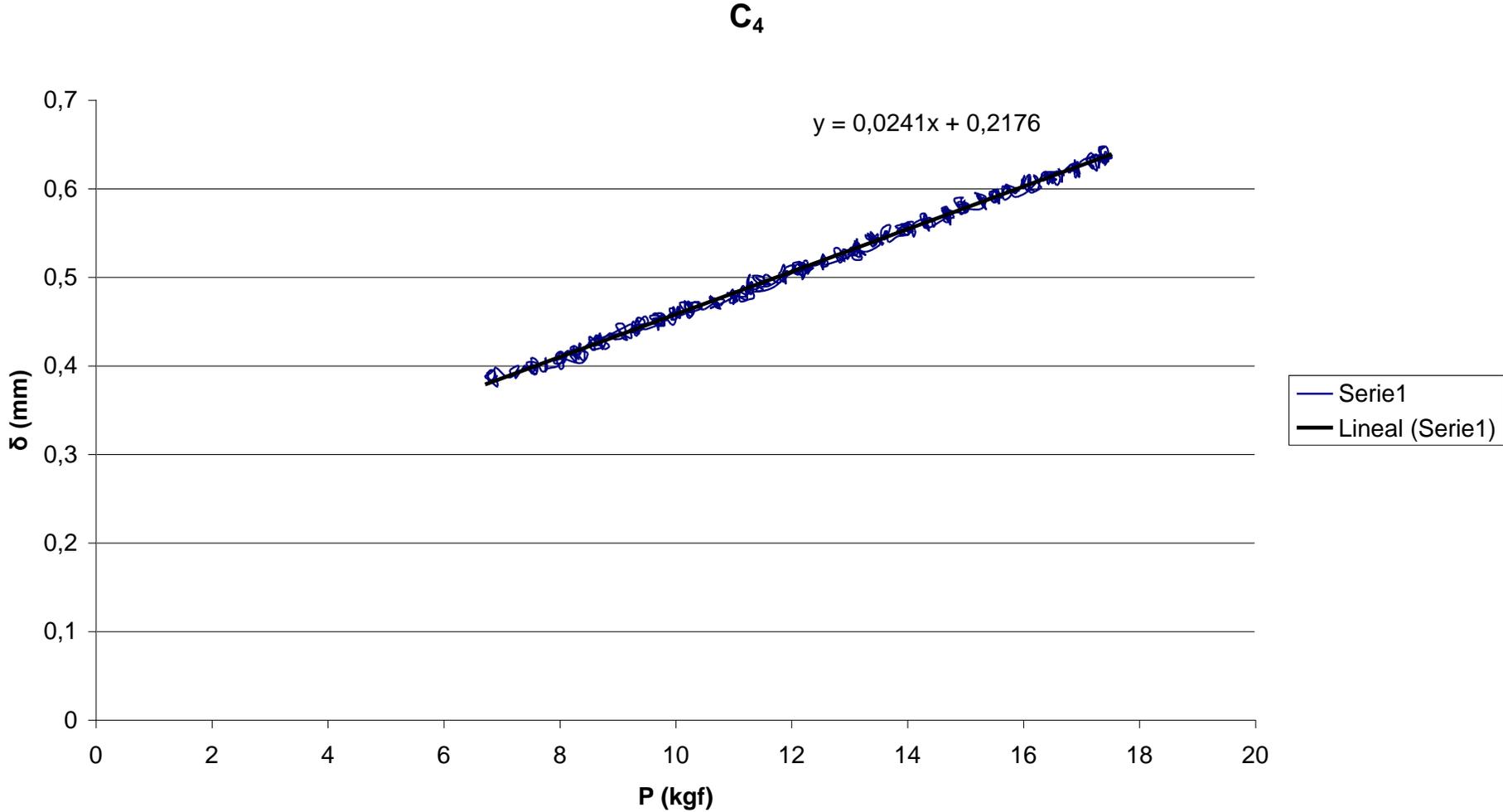
C₁

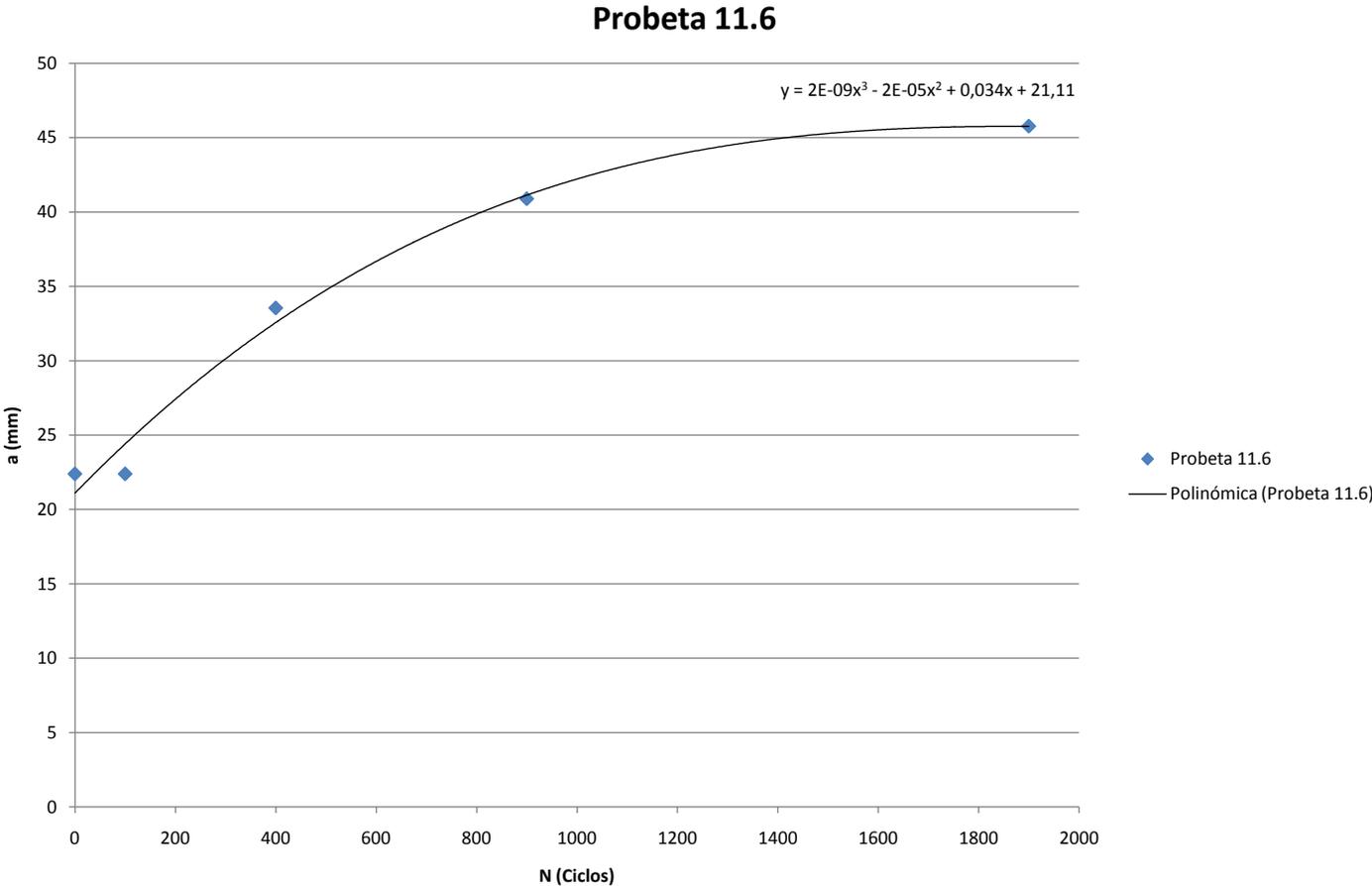


C₂



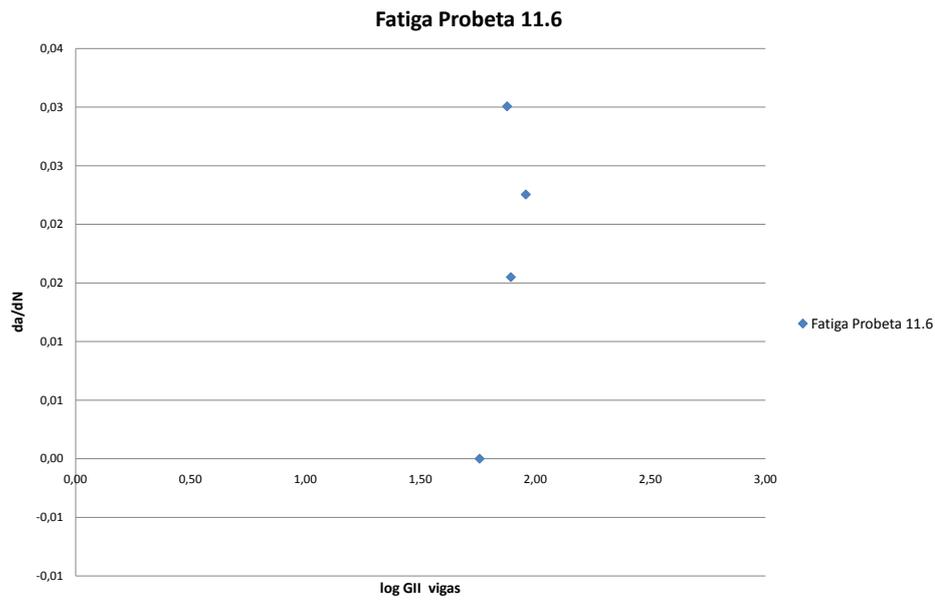






AIII.9.3.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
11.6	100	0,02513	0,00424	456,8517	1,3E+11	0,02239	75,2394	0,0301	1,8764
	300	0,02513	0,00424	334,7172	1,3E+11	0,033547	90,6672	0,0225	1,9575
	500	0,02513	0,00424	254,7657	1,3E+11	0,04089	78,0374	0,0155	1,8923
	1000	0,02513	0,00424	194,6304	1,3E+11	0,045776	57,0800	0,0000	1,7565



AIII.10.- Probeta 8.3

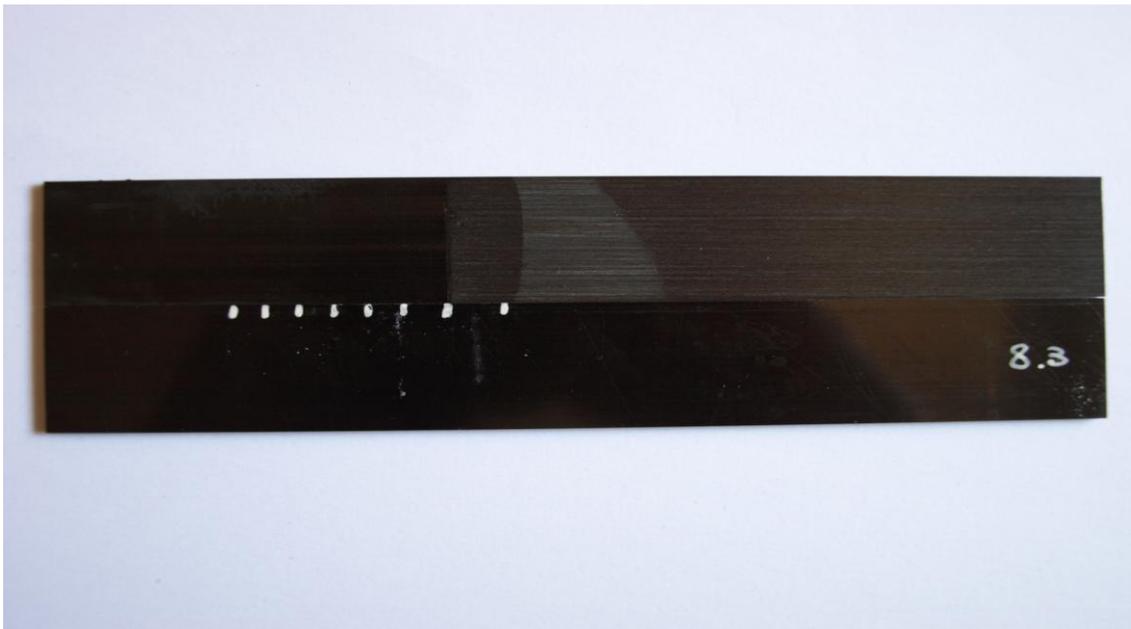
Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

Material		
AS4/8552	<i>Procedencia: I.N.T.A</i>	
<i>Nº láminas: 24</i>	<i>Vf: 60%</i>	<i>Máx. Tª curado: 180 °C</i>
<i>Inserto: Teflón</i>	<i>Espesor inserto: 60 mm</i>	<i>Máx. Presión curado: 6 bares</i>

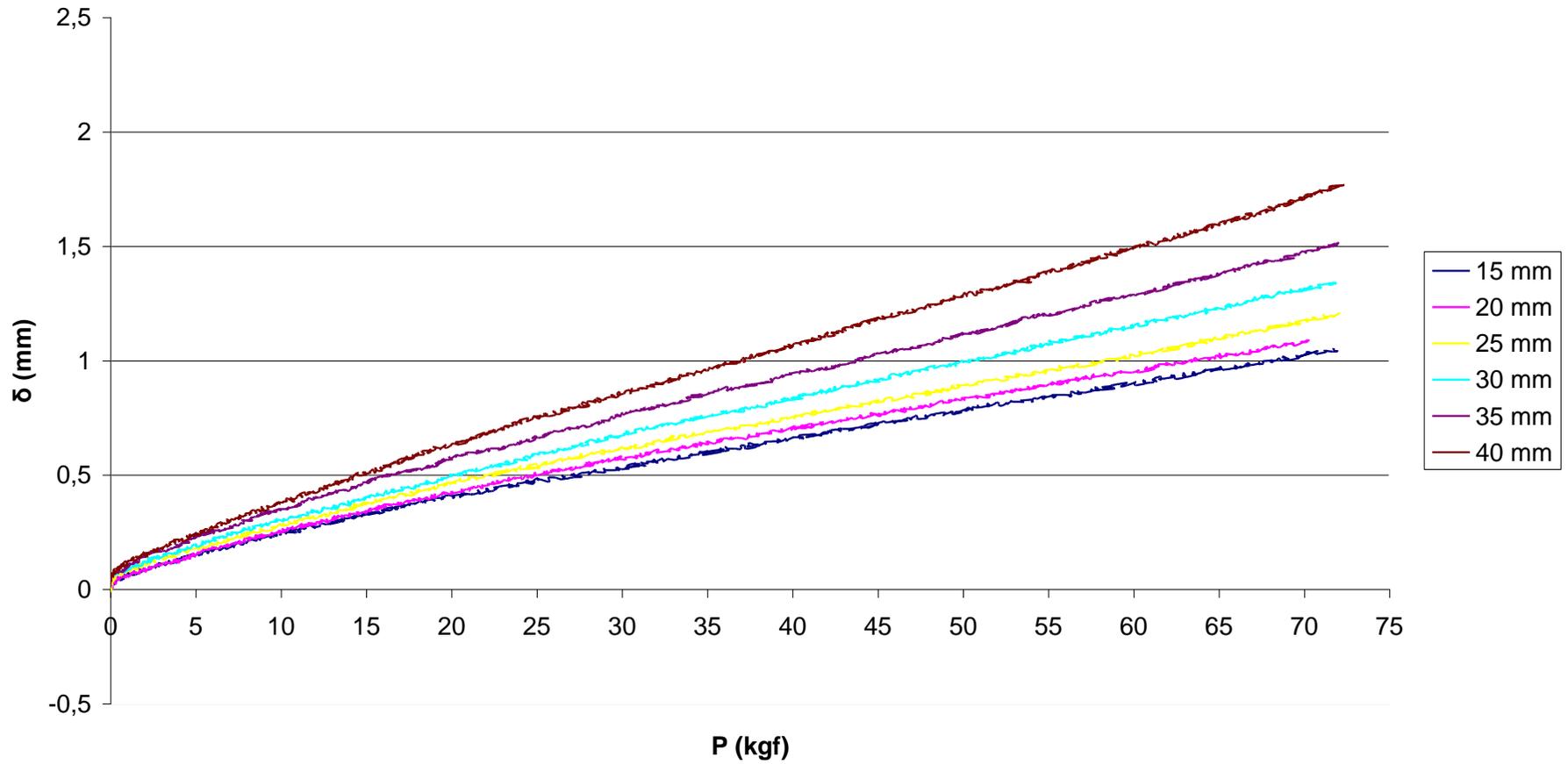
Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
8.3	160,55	25,16	4,32

Resultados a fatiga			
<i>Ciclos</i>	<i>C (kgf)</i>	<i>a (mm)</i>	<i>Precarga (kgf)</i>
0	0,0148	22,25	0,00
100	0,0160	28,55	11,00
300	0,0170	32,22	28,00
500	0,0180	35,22	3,00
1000	0,0195	38,93	0,00
500	0,0227	44,62	

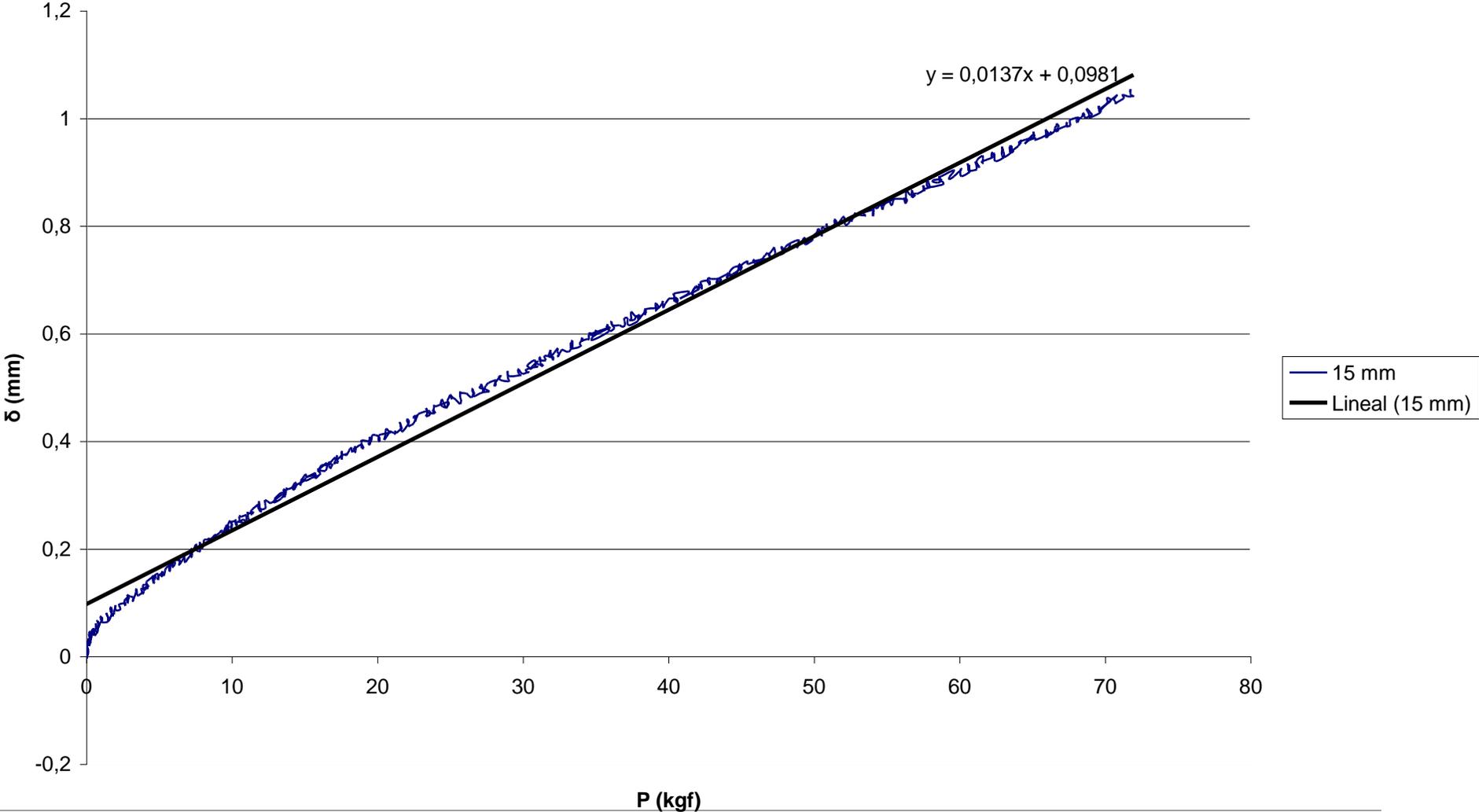


AIII.10.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

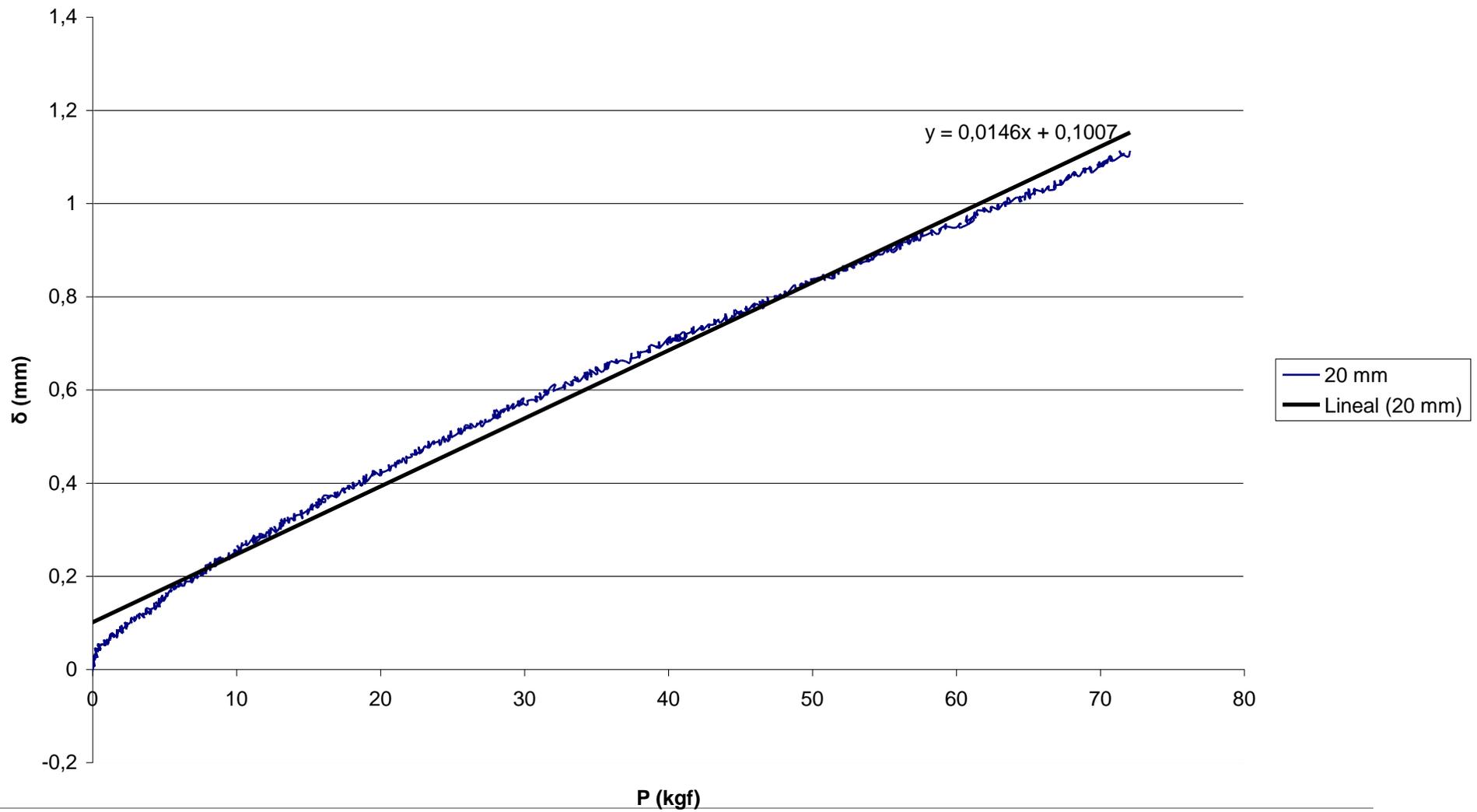
Probeta 8.3



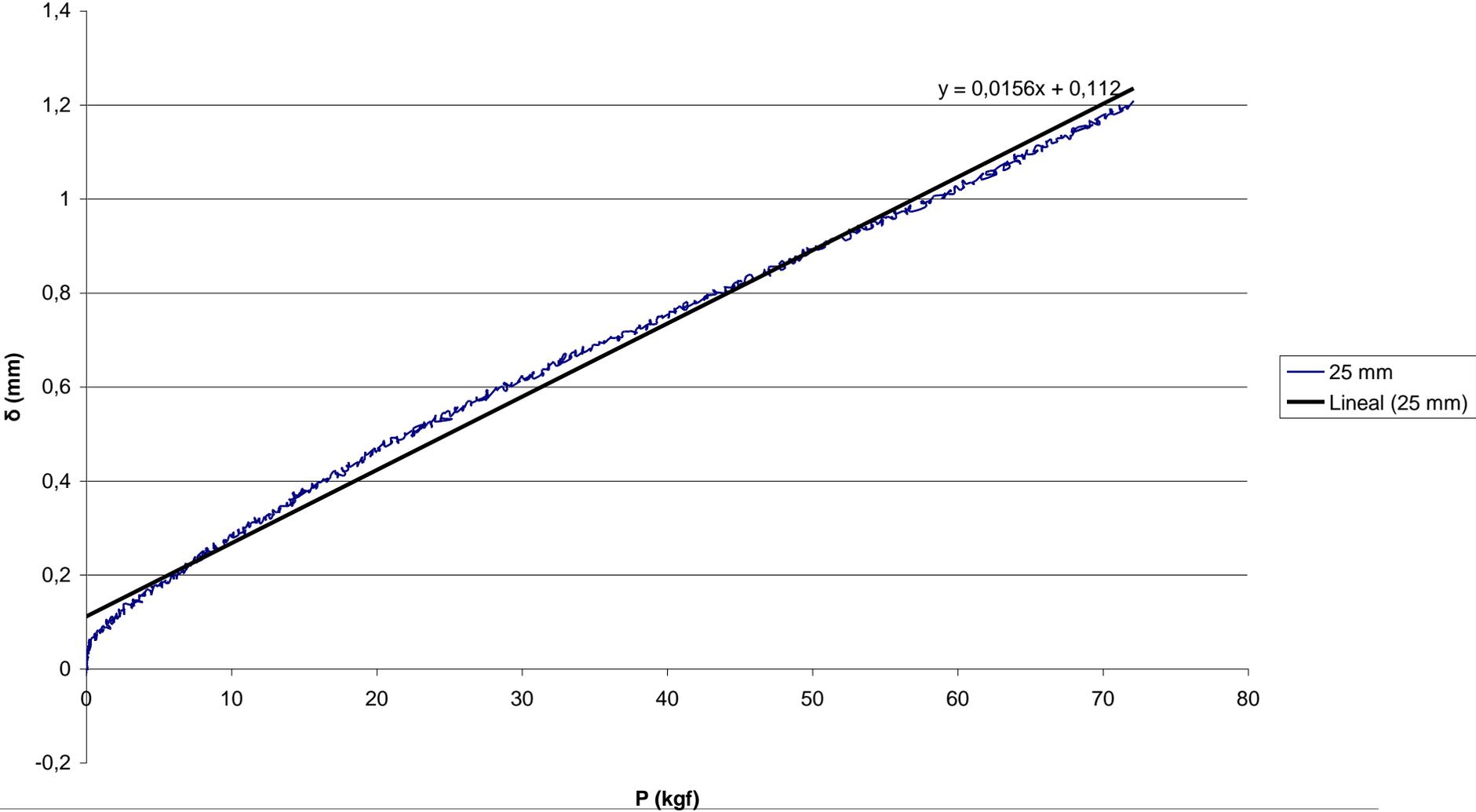
C (15 mm)



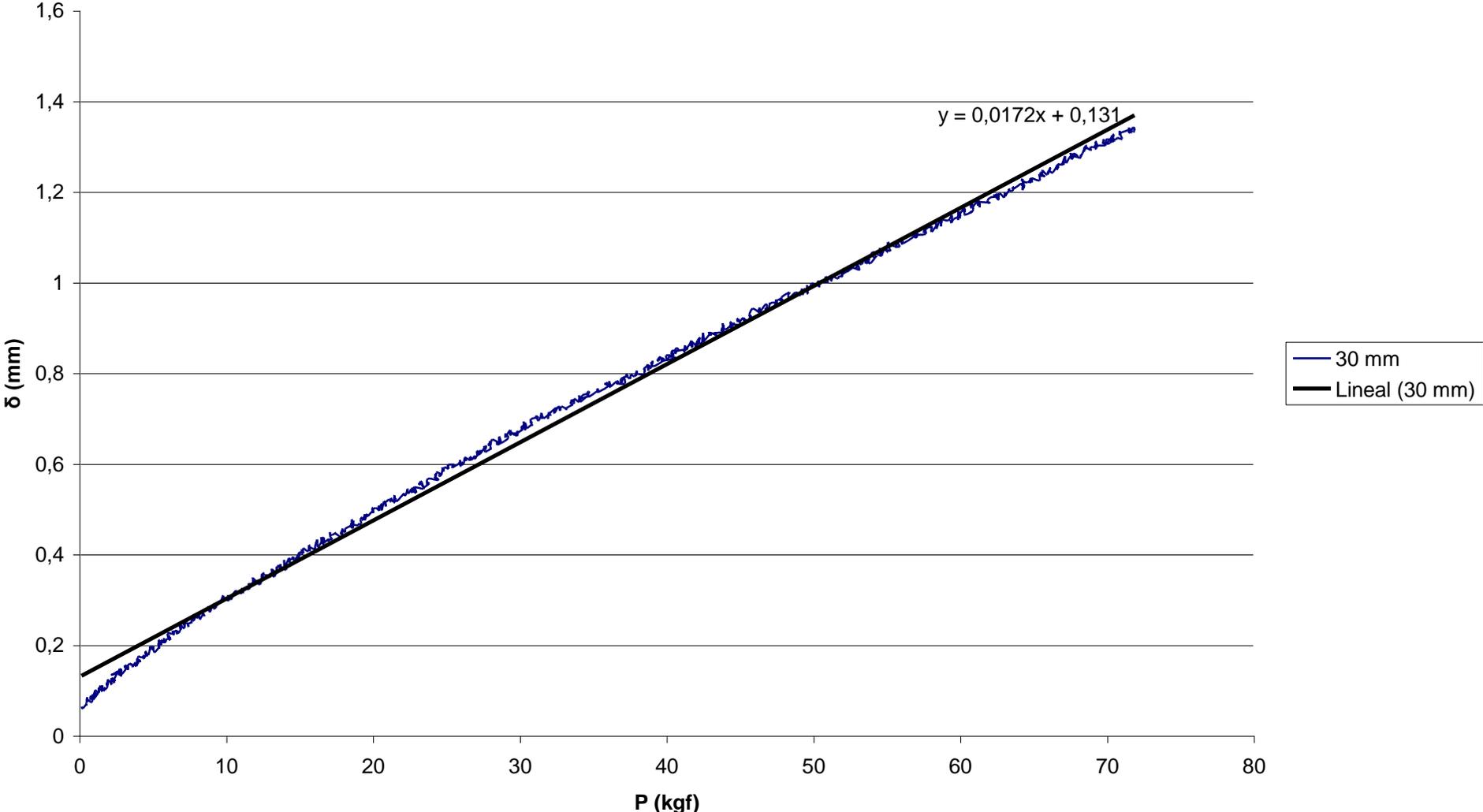
C (20 mm)



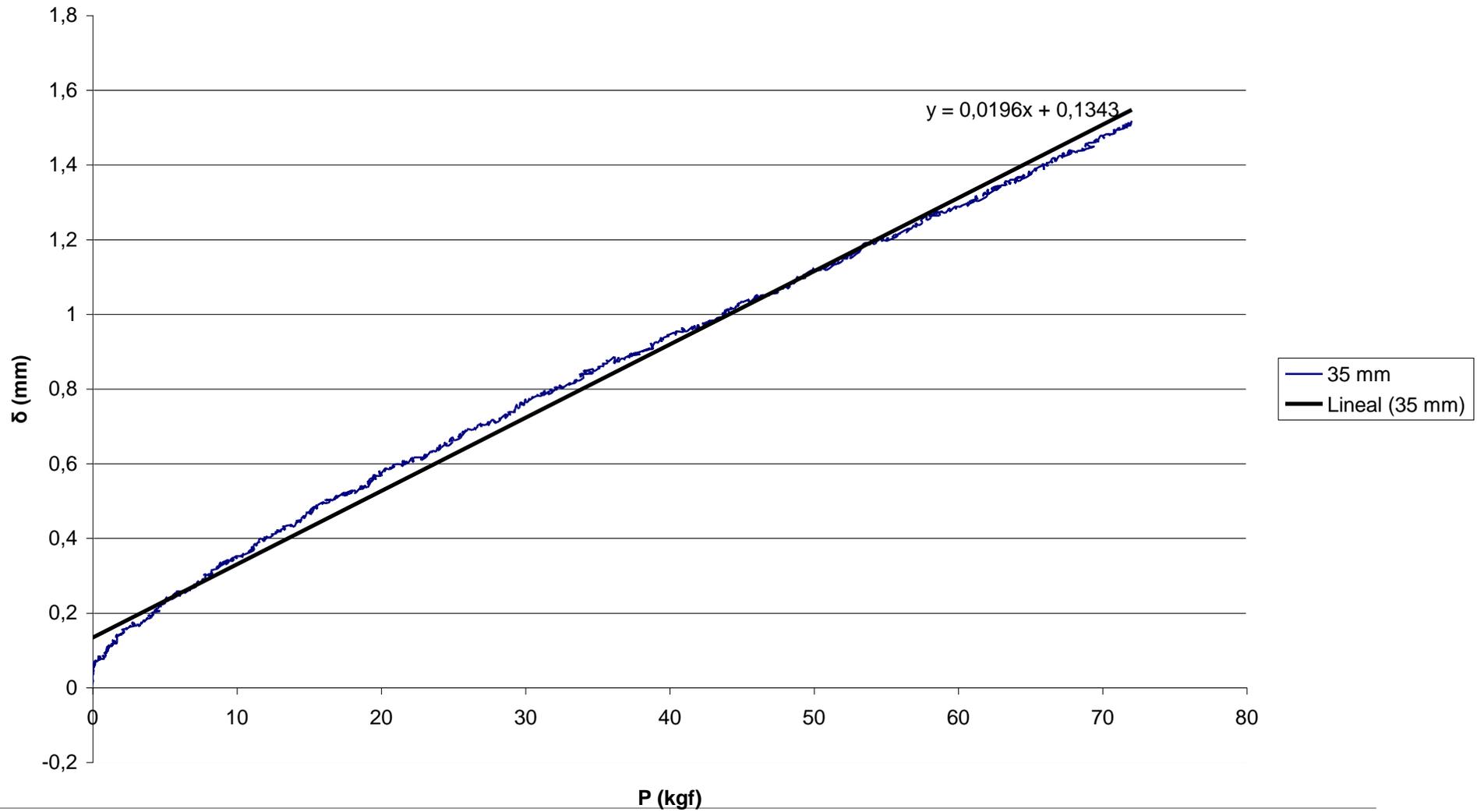
C (25 mm)



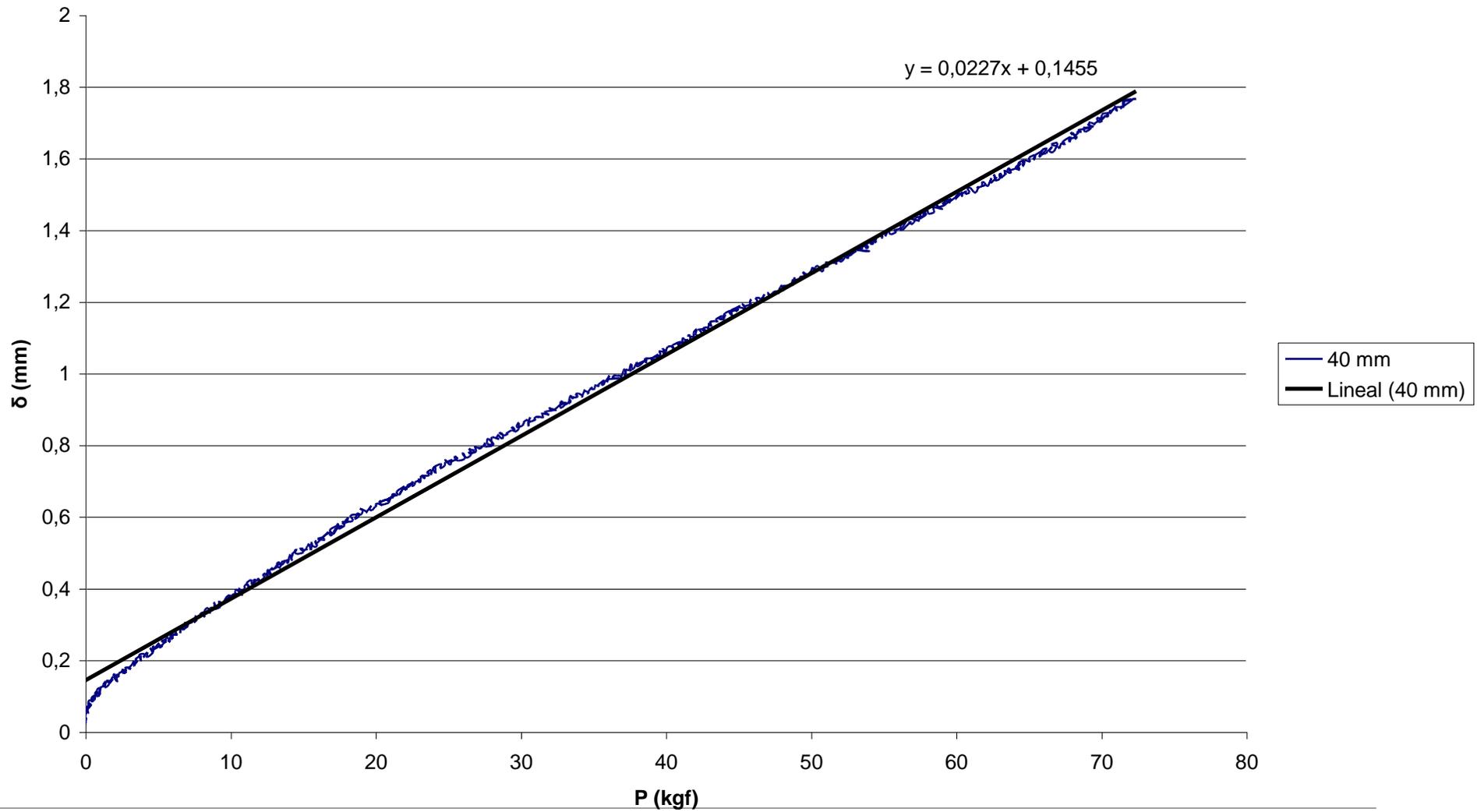
C (30 mm)

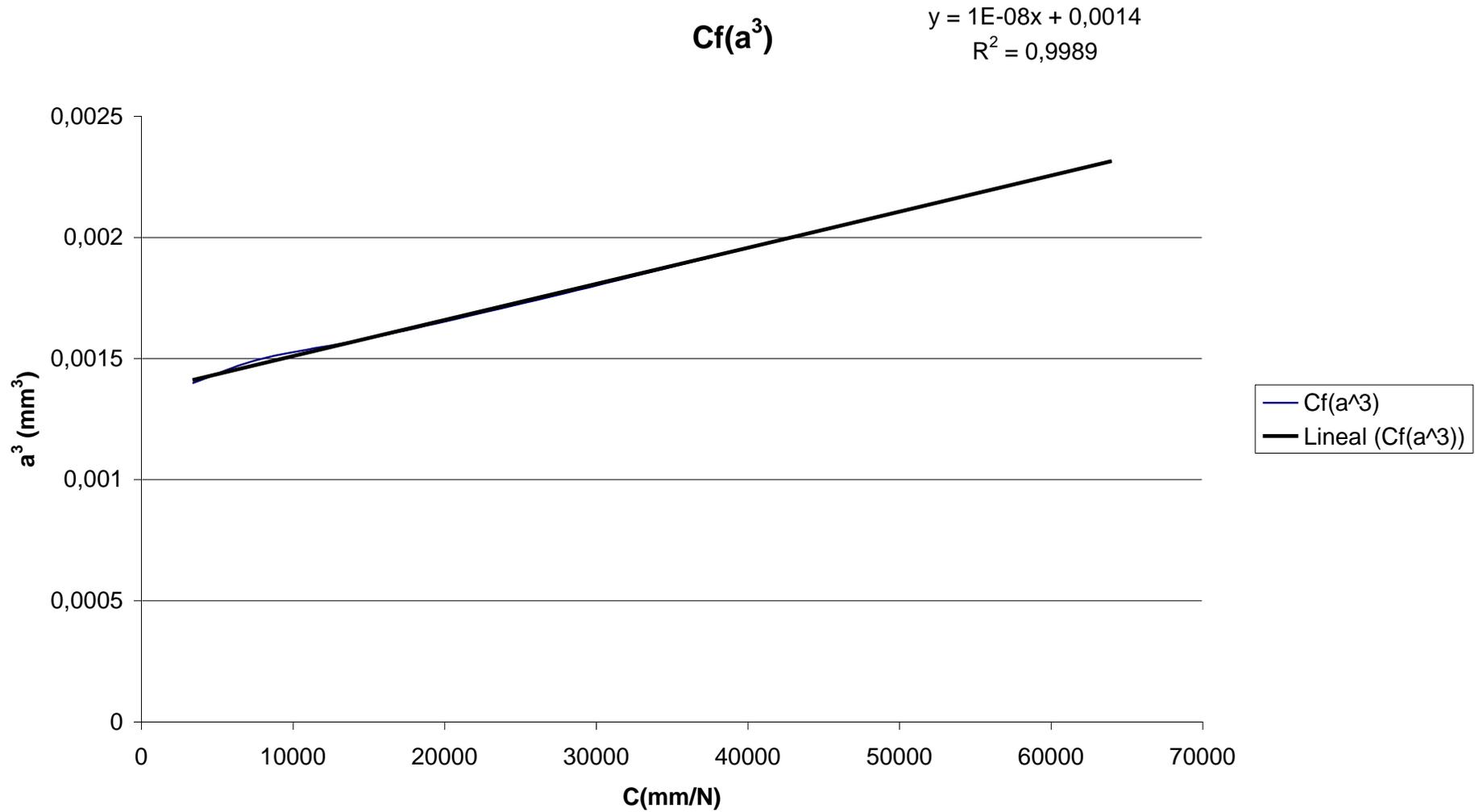


C (35 mm)



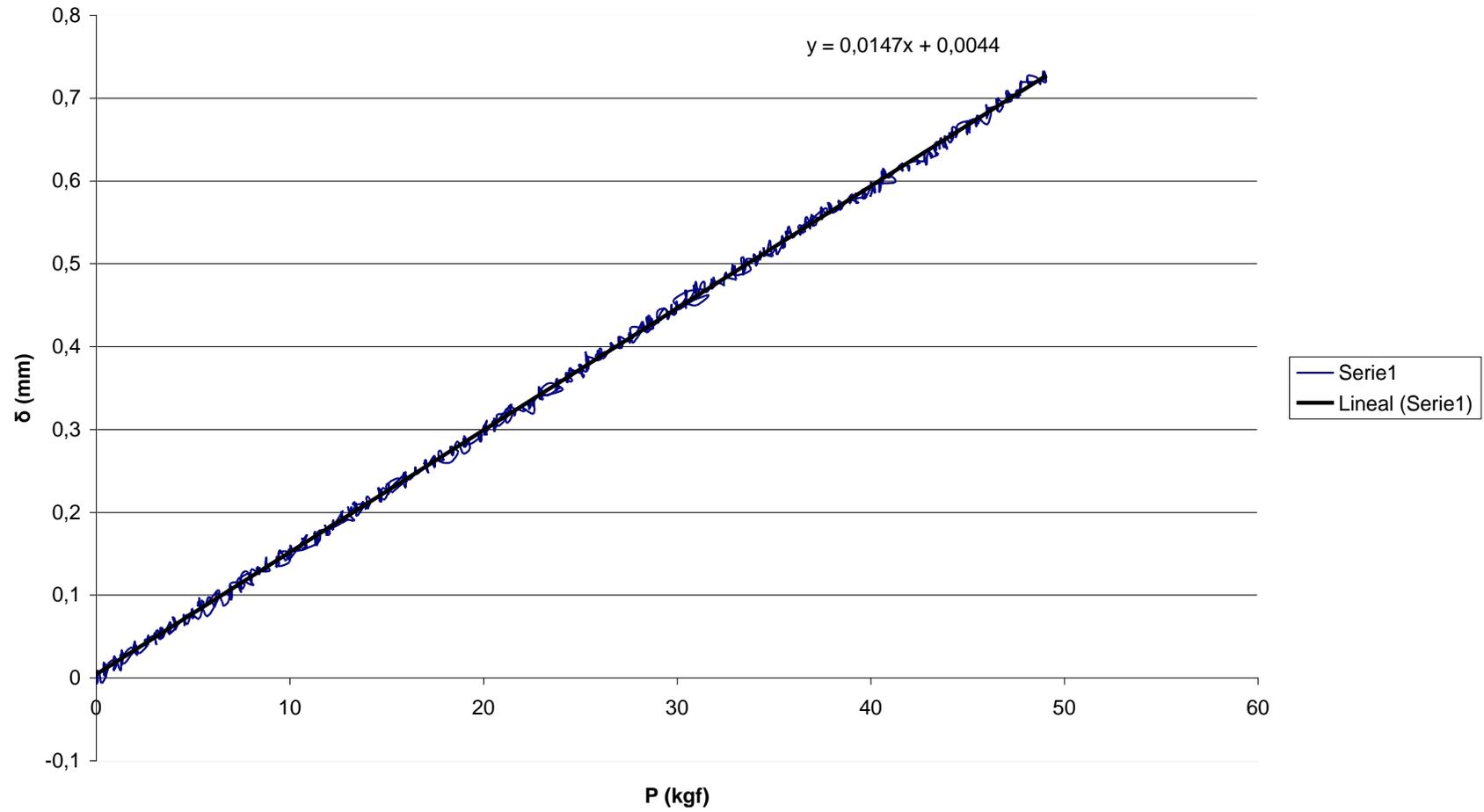
C (40 mm)

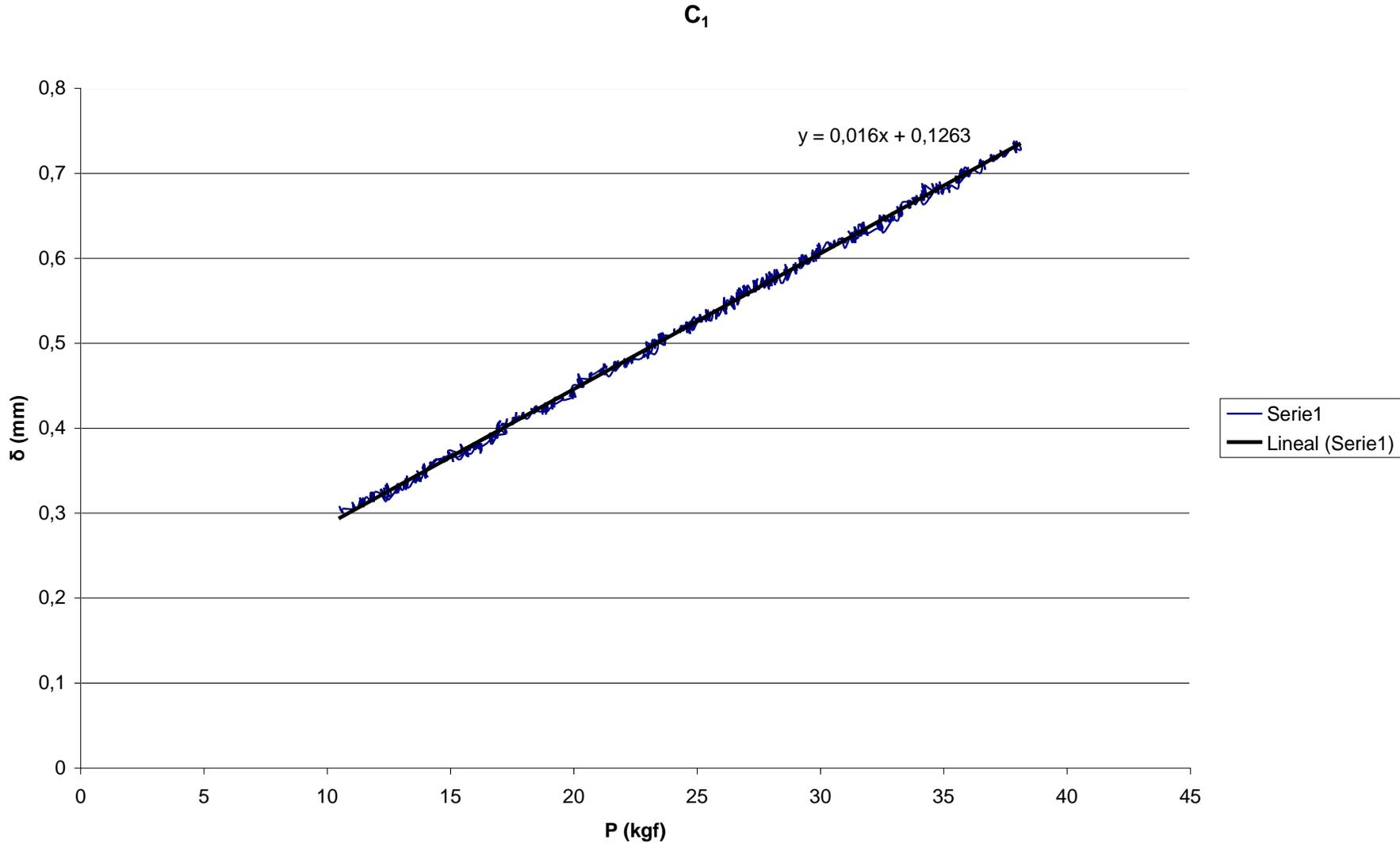


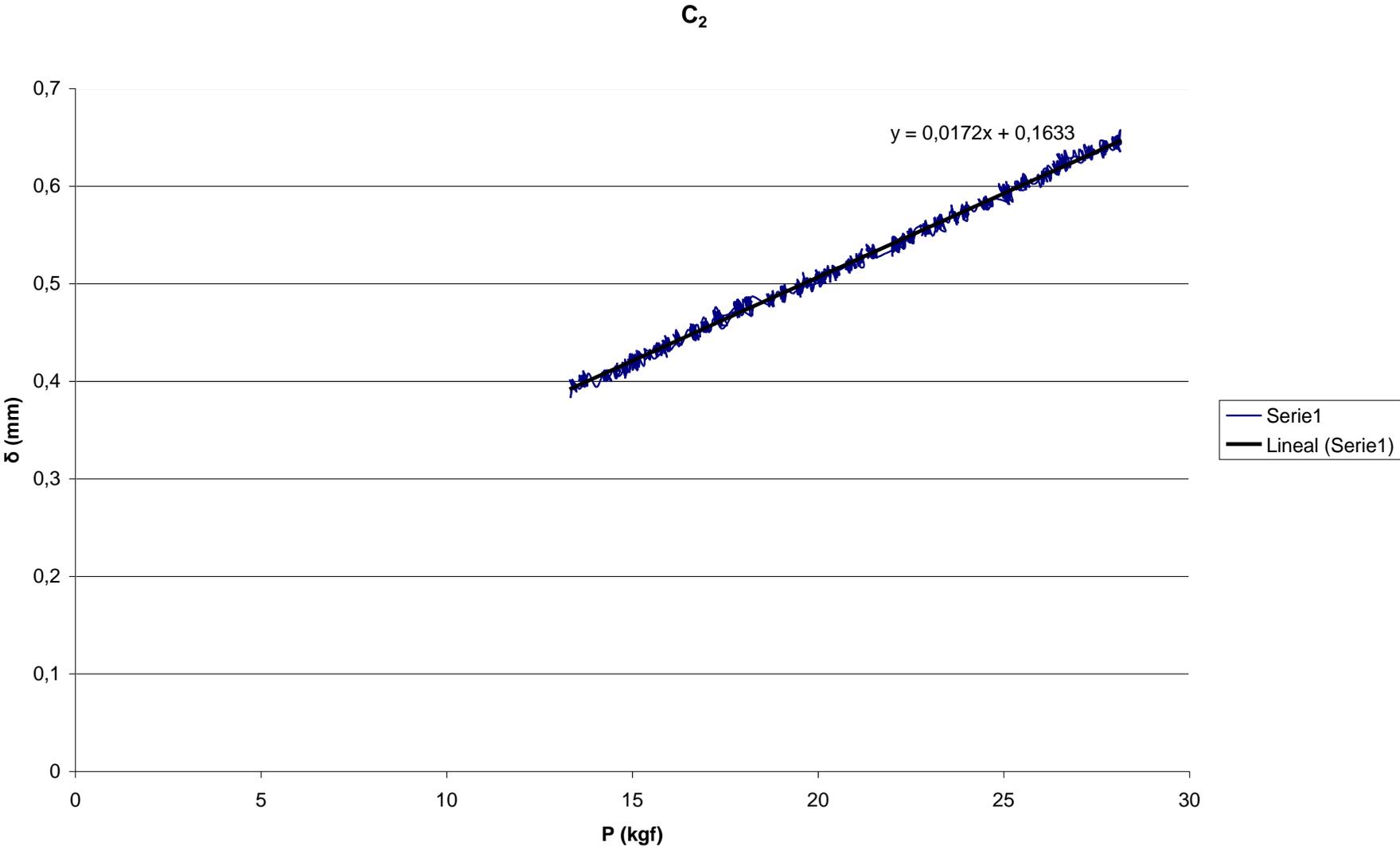


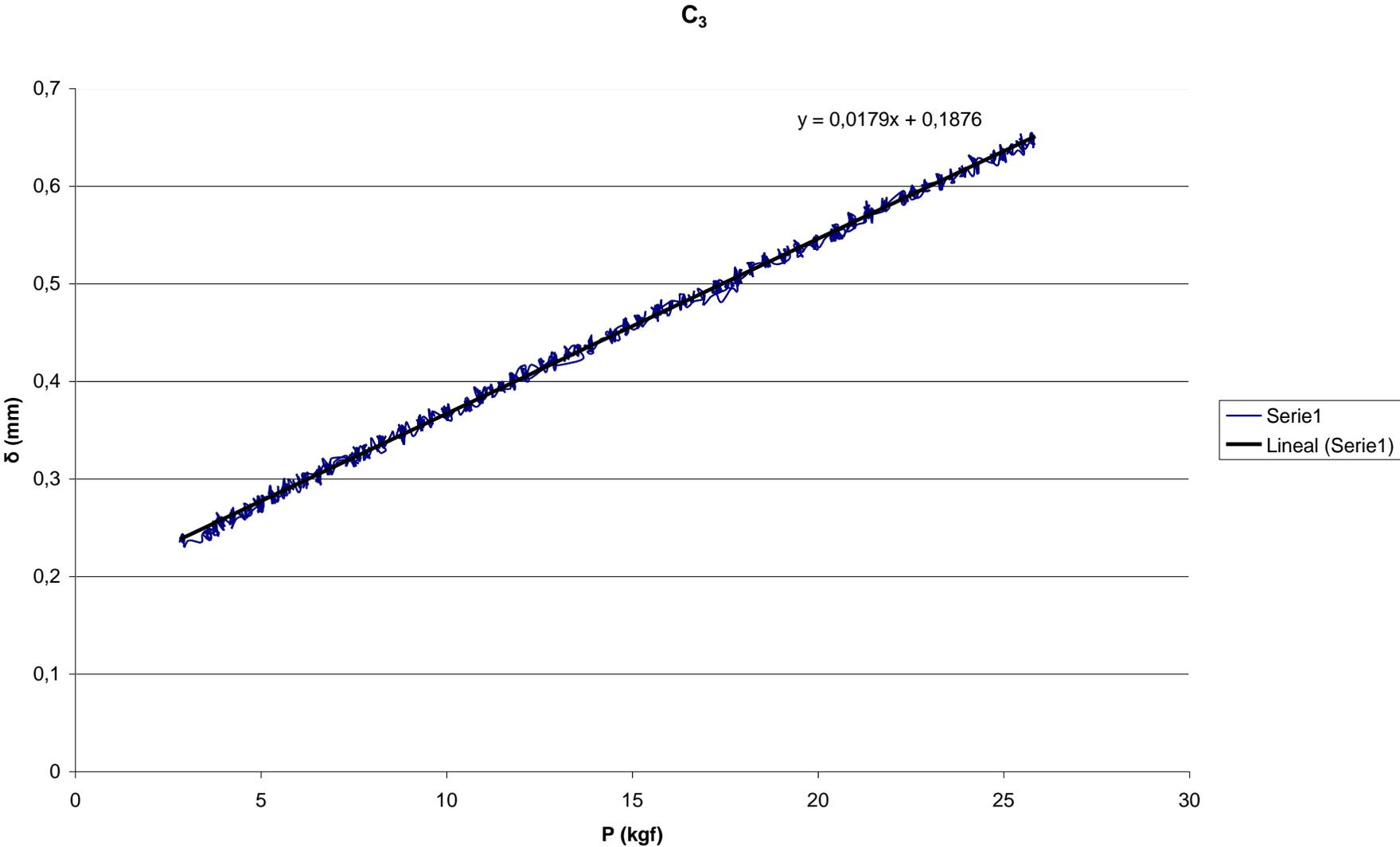
AIII.10.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica

C_0

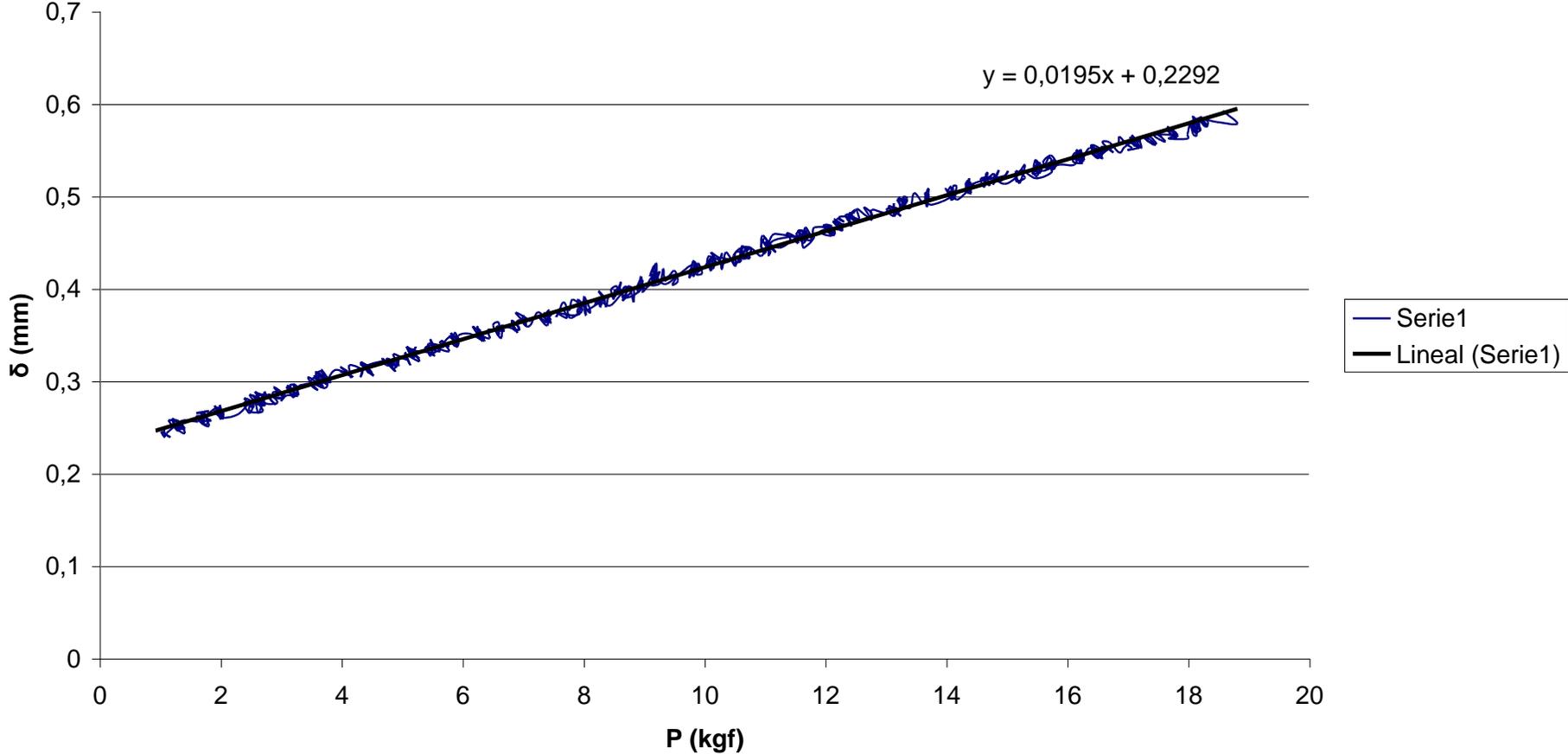


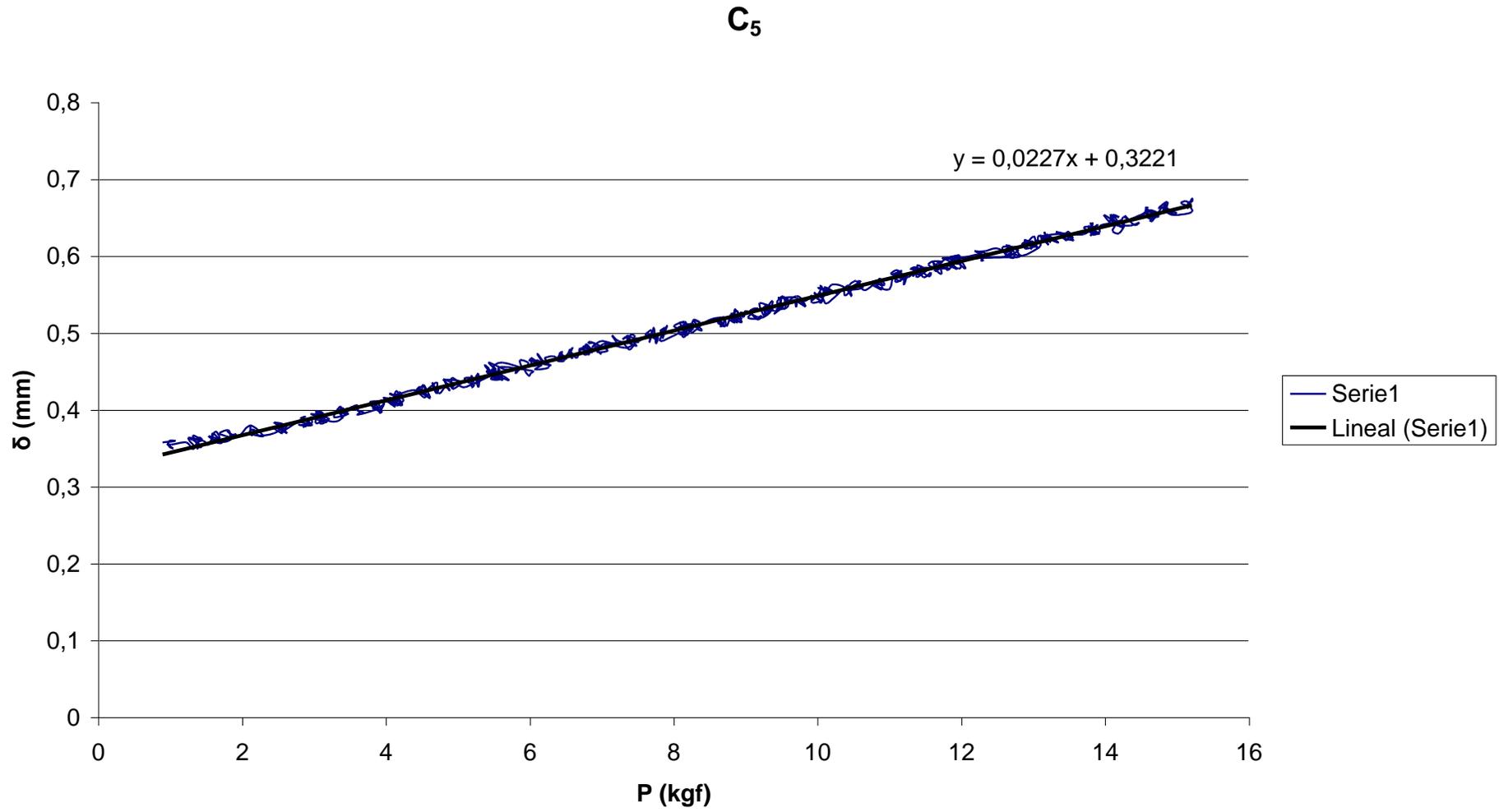


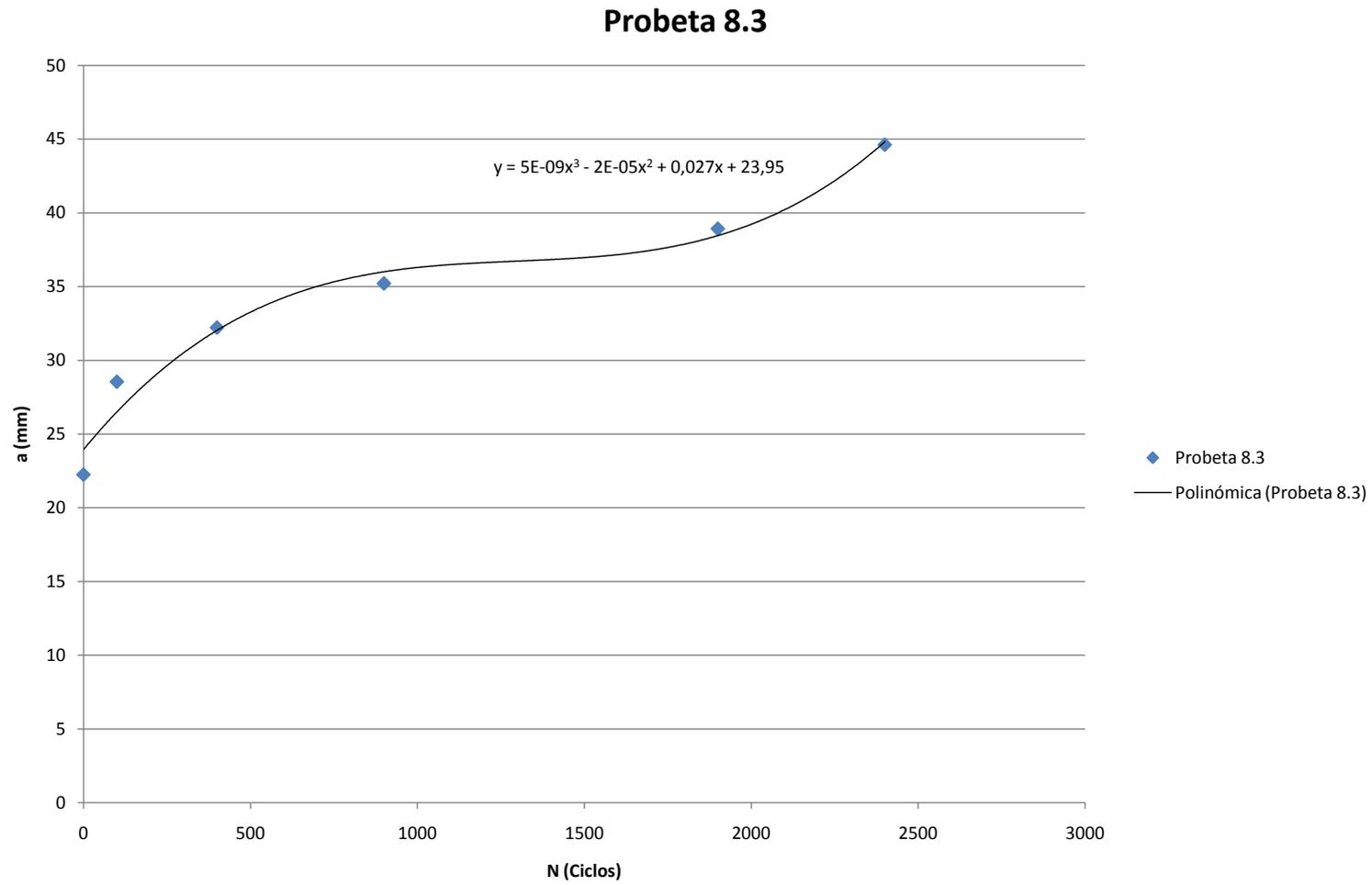




C₄

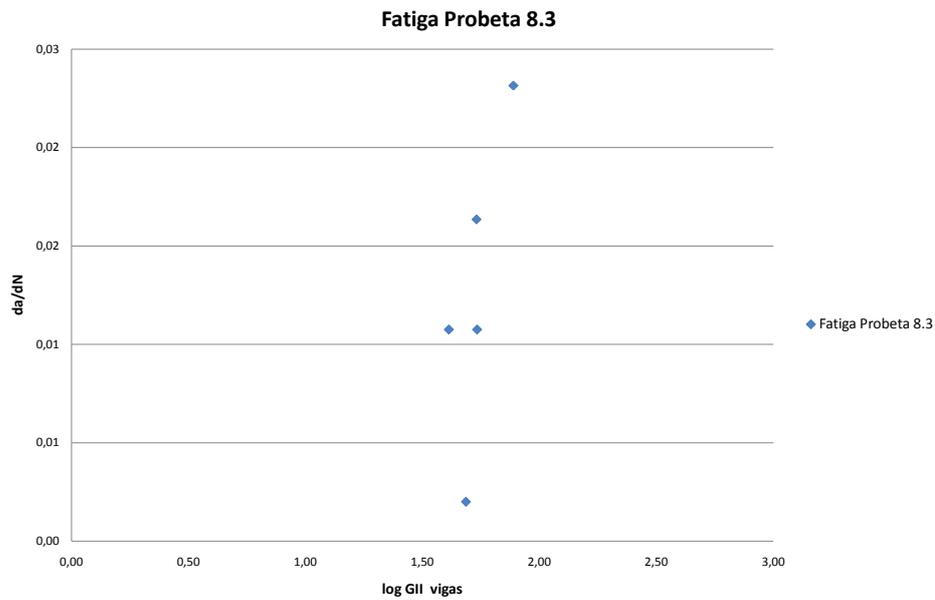






AIII.10.3.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
8.3	100	0,02516	0,00432	373,9572	1,3E+11	0,028548	77,3022	0,0232	1,8882
	300	0,02516	0,00432	276,3477	1,3E+11	0,03222	53,7724	0,0164	1,7306
	500	0,02516	0,00432	253,5885	1,3E+11	0,035216	54,0923	0,0108	1,7331
	1000	0,02516	0,00432	217,0953	1,3E+11	0,038925	48,4345	0,0020	1,6852
	500	0,02516	0,00432	174,2256	1,3E+11	0,04462	40,9902	0,0108	1,6127



AIII.11.- Probeta 8.5

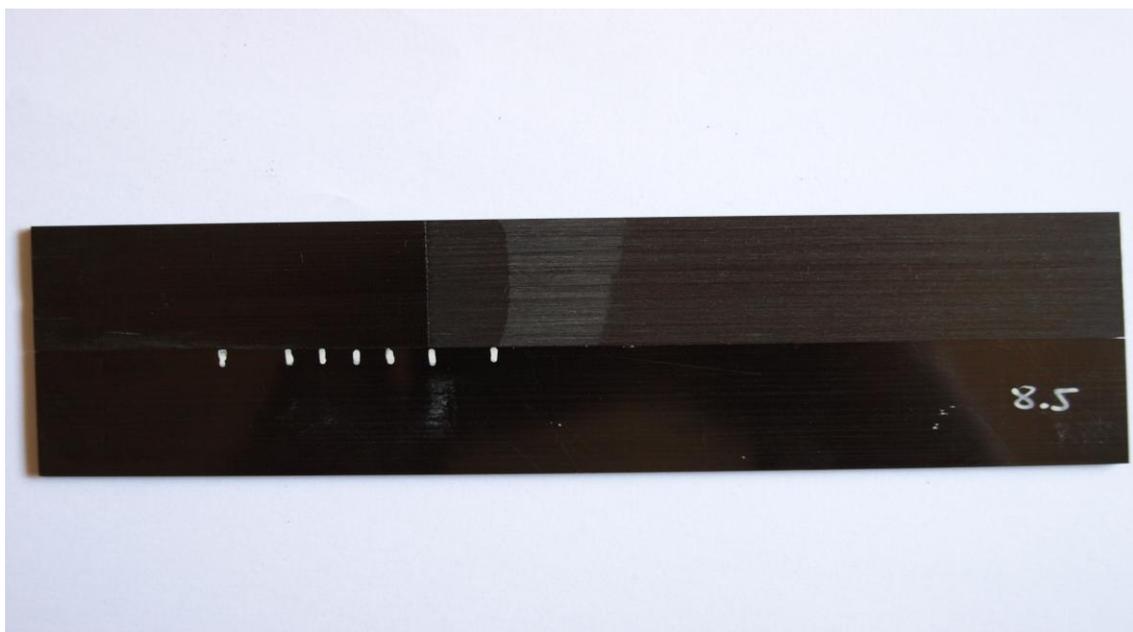
Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

Material		
AS4/8552	<i>Procedencia:</i> I.N.T.A	
<i>Nº láminas:</i> 24	<i>Vf:</i> 60%	<i>Máx. Tª curado:</i> 180 °C
<i>Inserto:</i> Teflón	<i>Espesor inserto:</i> 60 mm	<i>Máx. Presión curado:</i> 6 bares

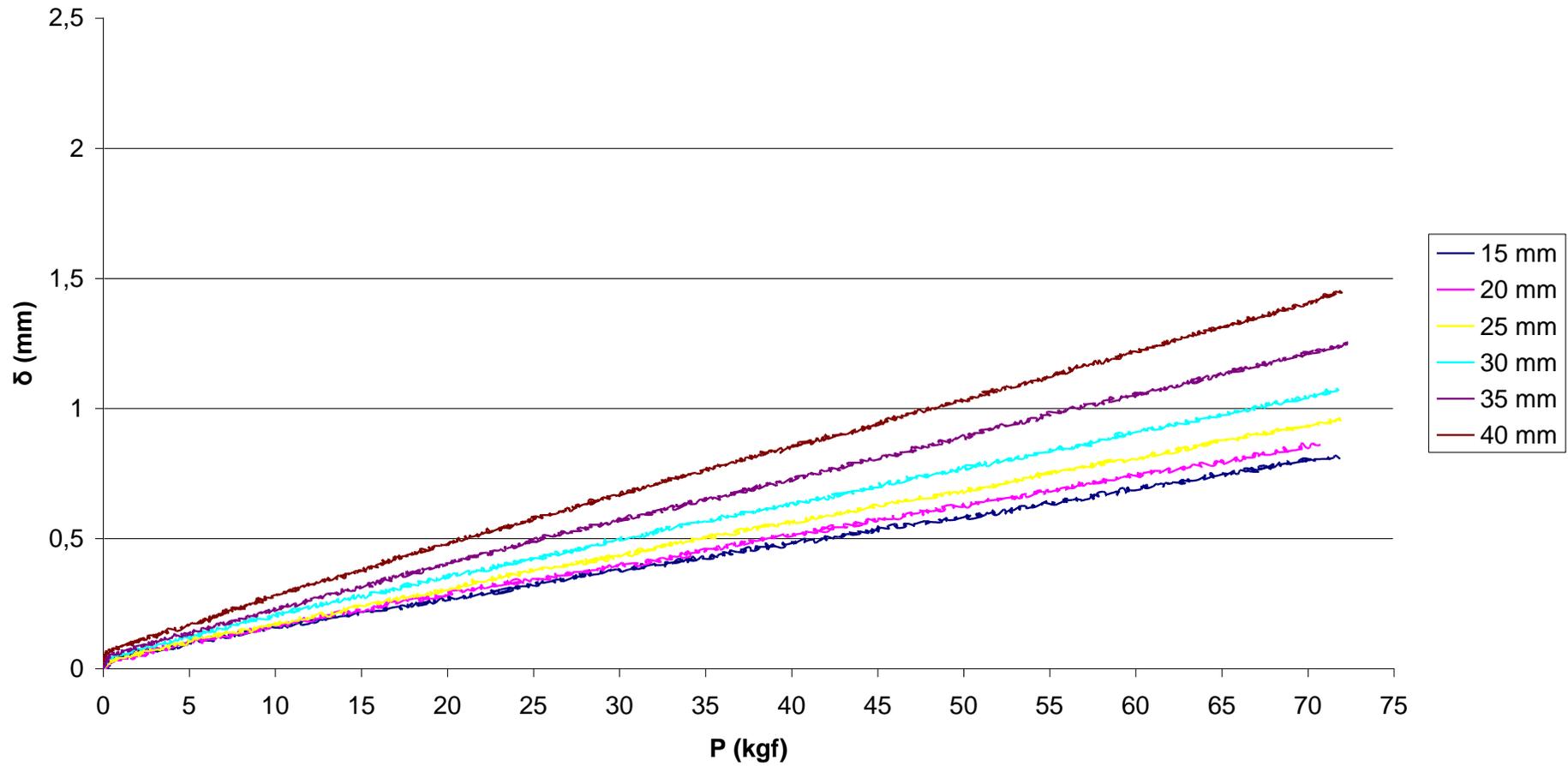
Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
8.5	160,60	25,00	4,51

Resultados a fatiga			
<i>Ciclos</i>	<i>C (kgf)</i>	<i>a (mm)</i>	<i>Precarga (kgf)</i>
0	0,0123	24,94	0,00
100	0,0144	33,30	5,00
300	0,0163	38,33	11,00
500	0,0175	40,93	8,00
1000	0,0189	43,60	5,00

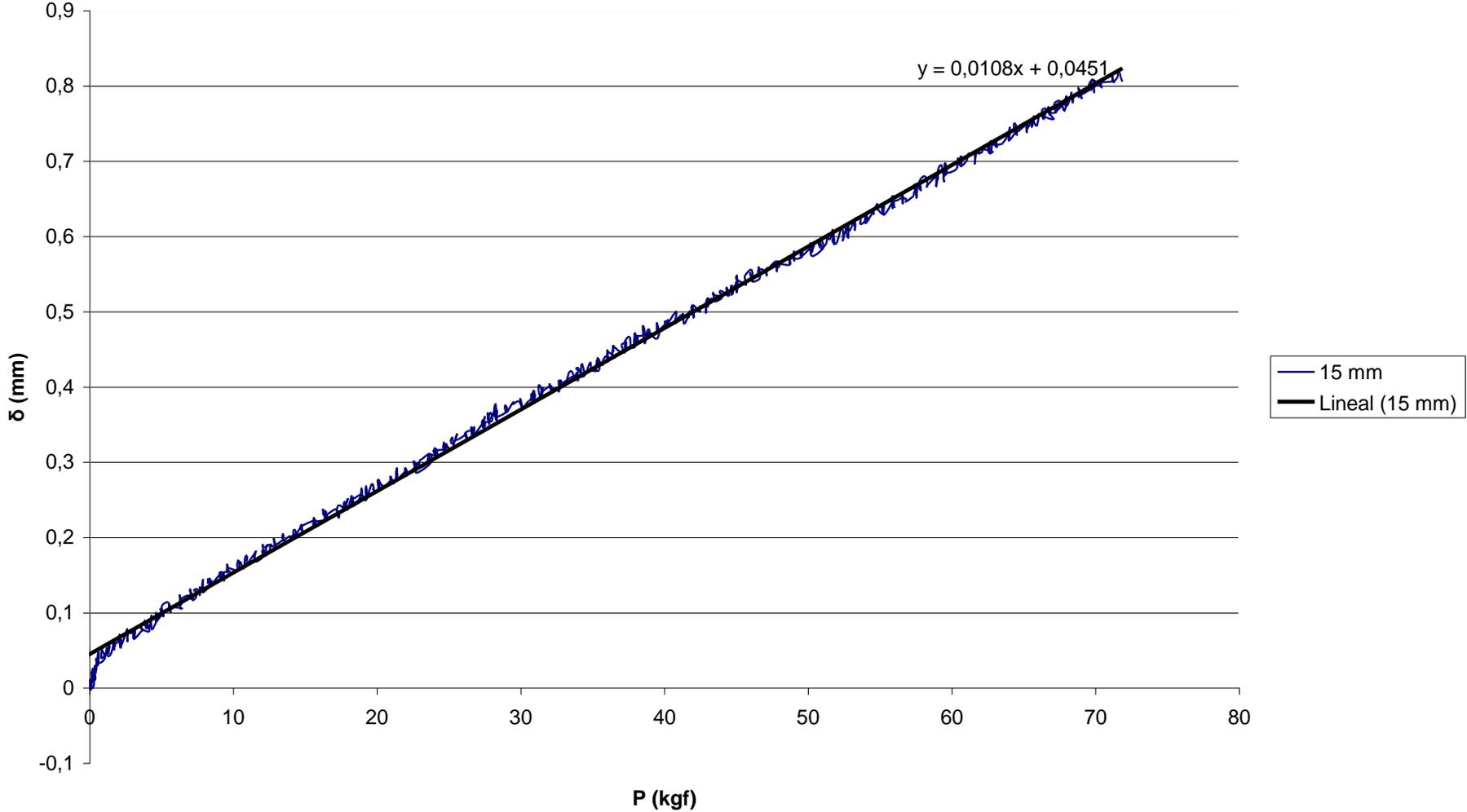


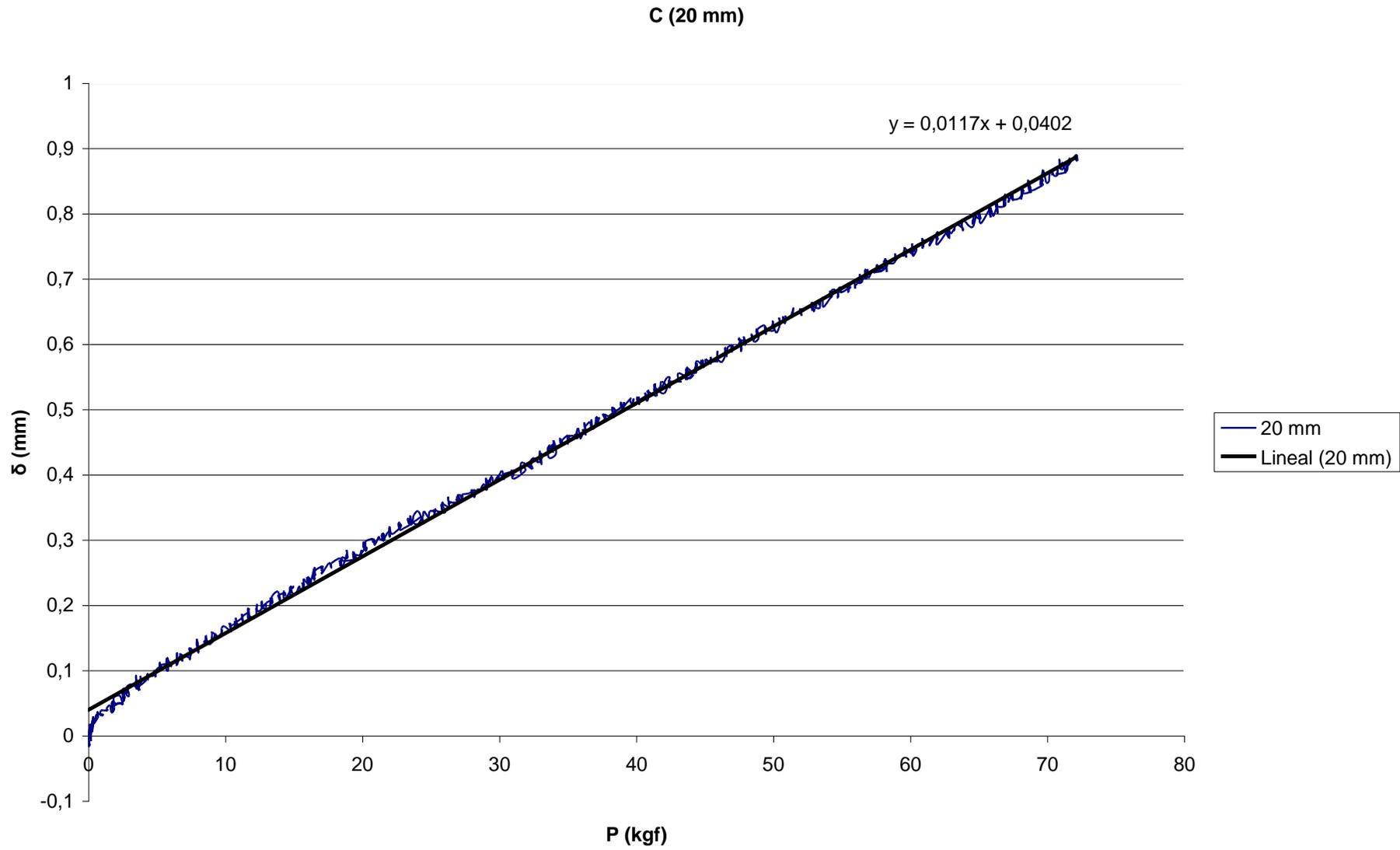
AIII.11.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

Probeta 8.5

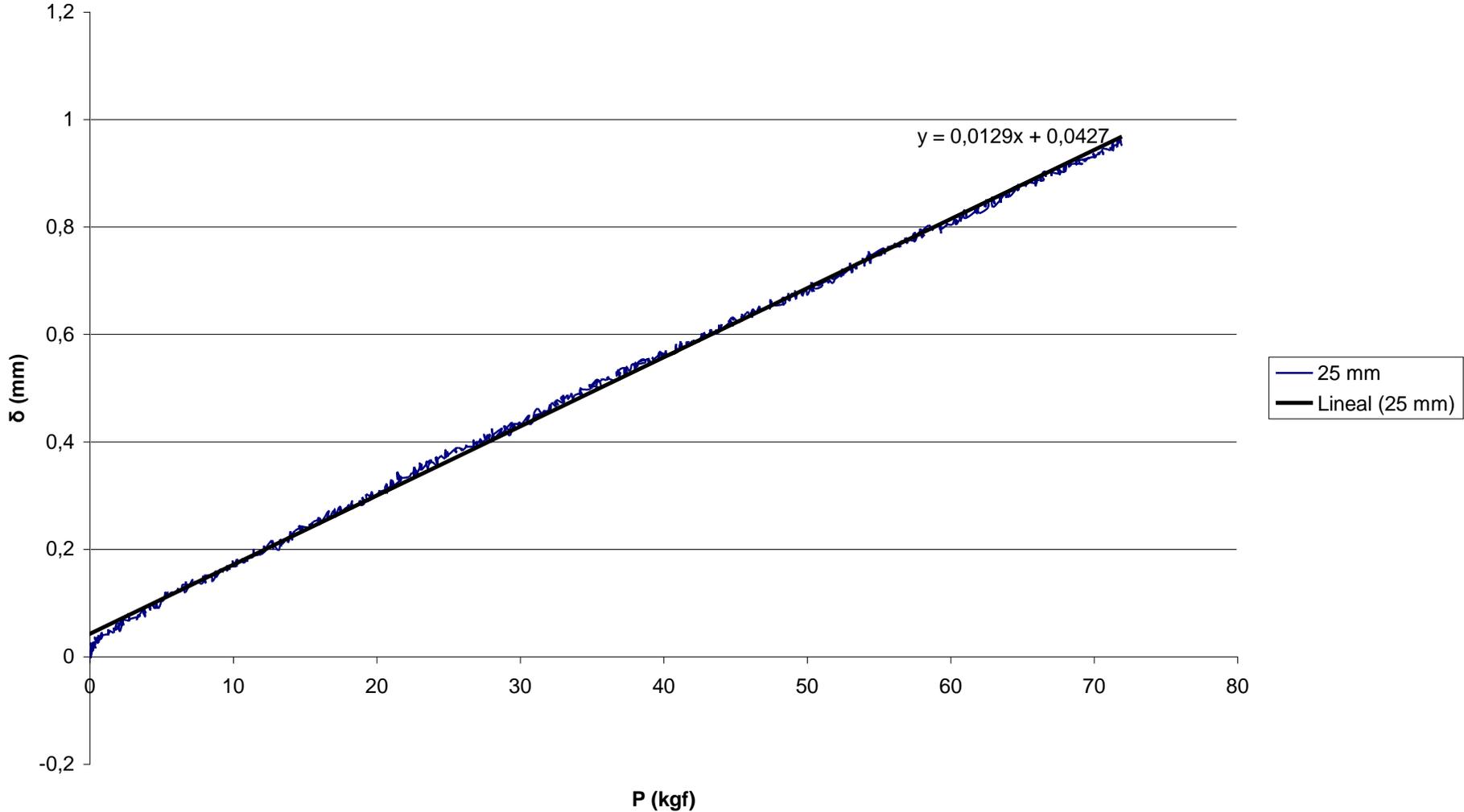


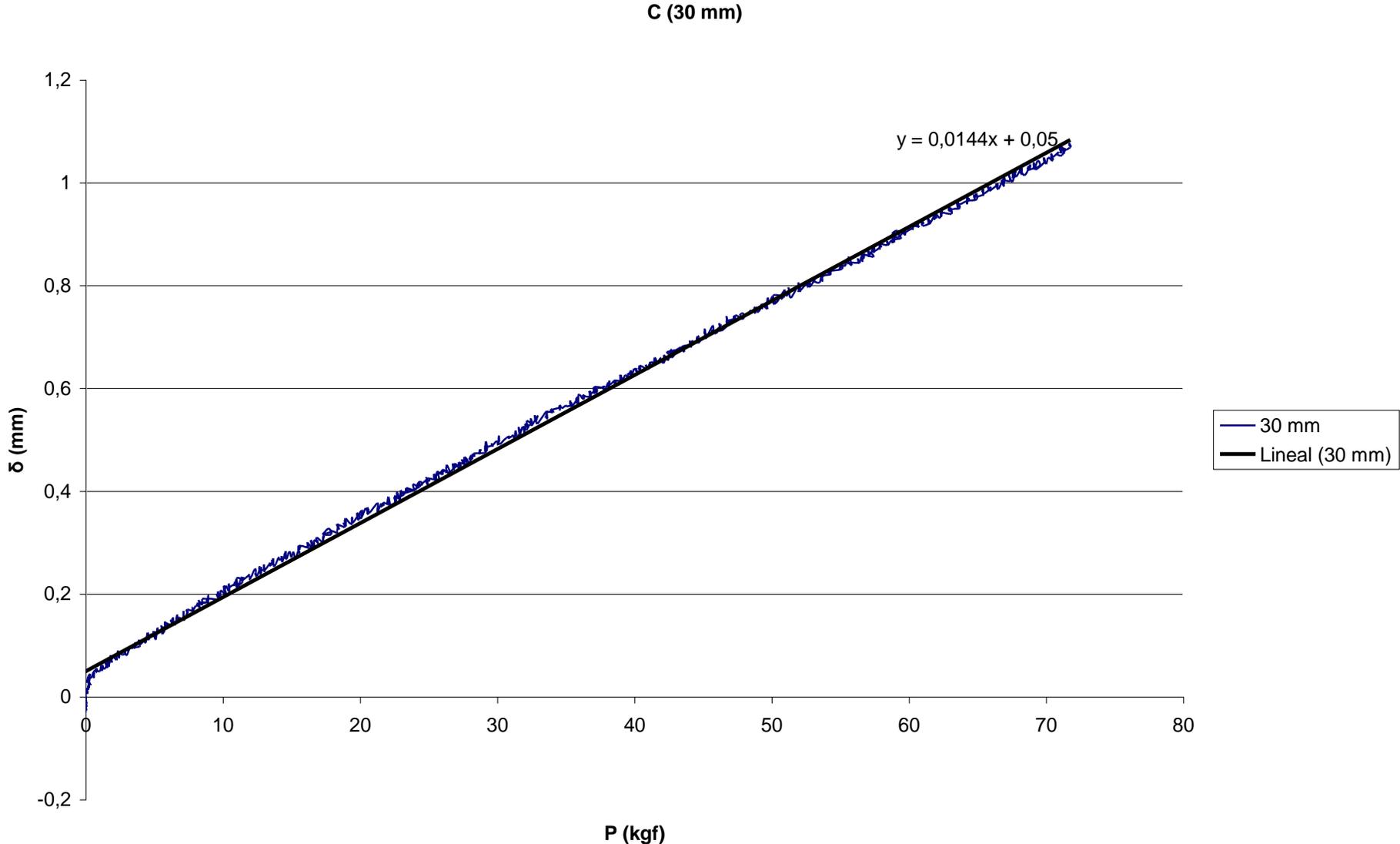
C (15 mm)



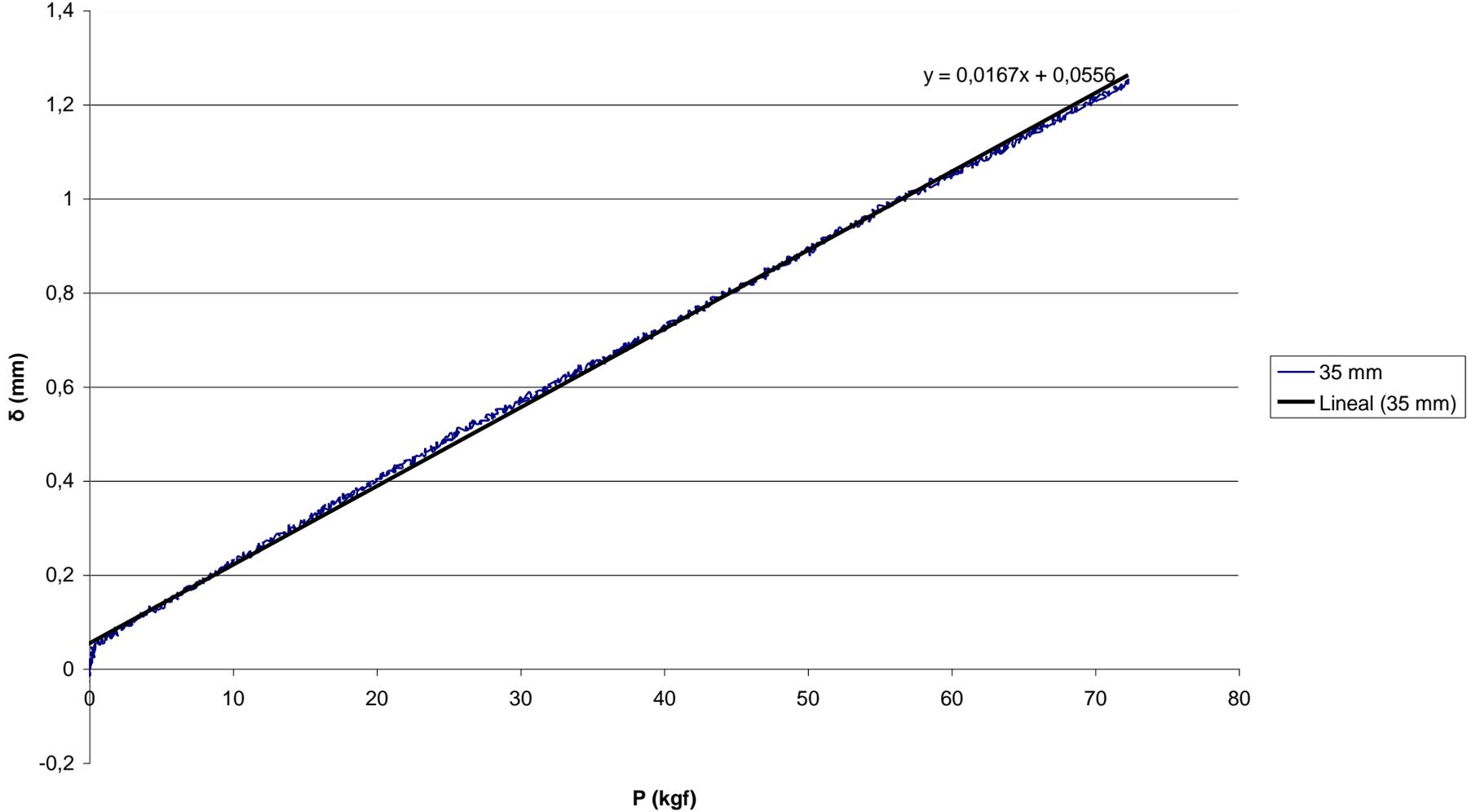


C (25 mm)

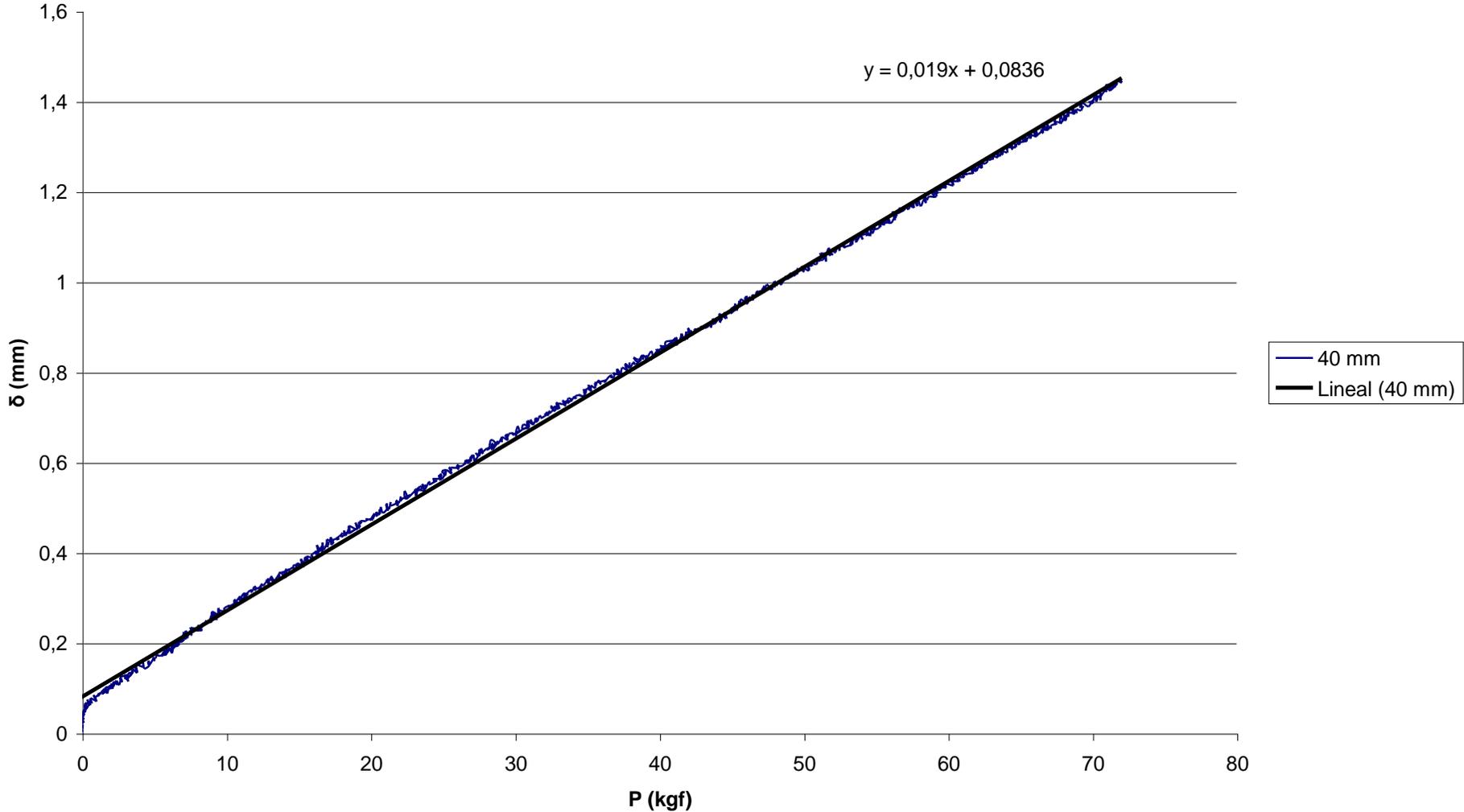


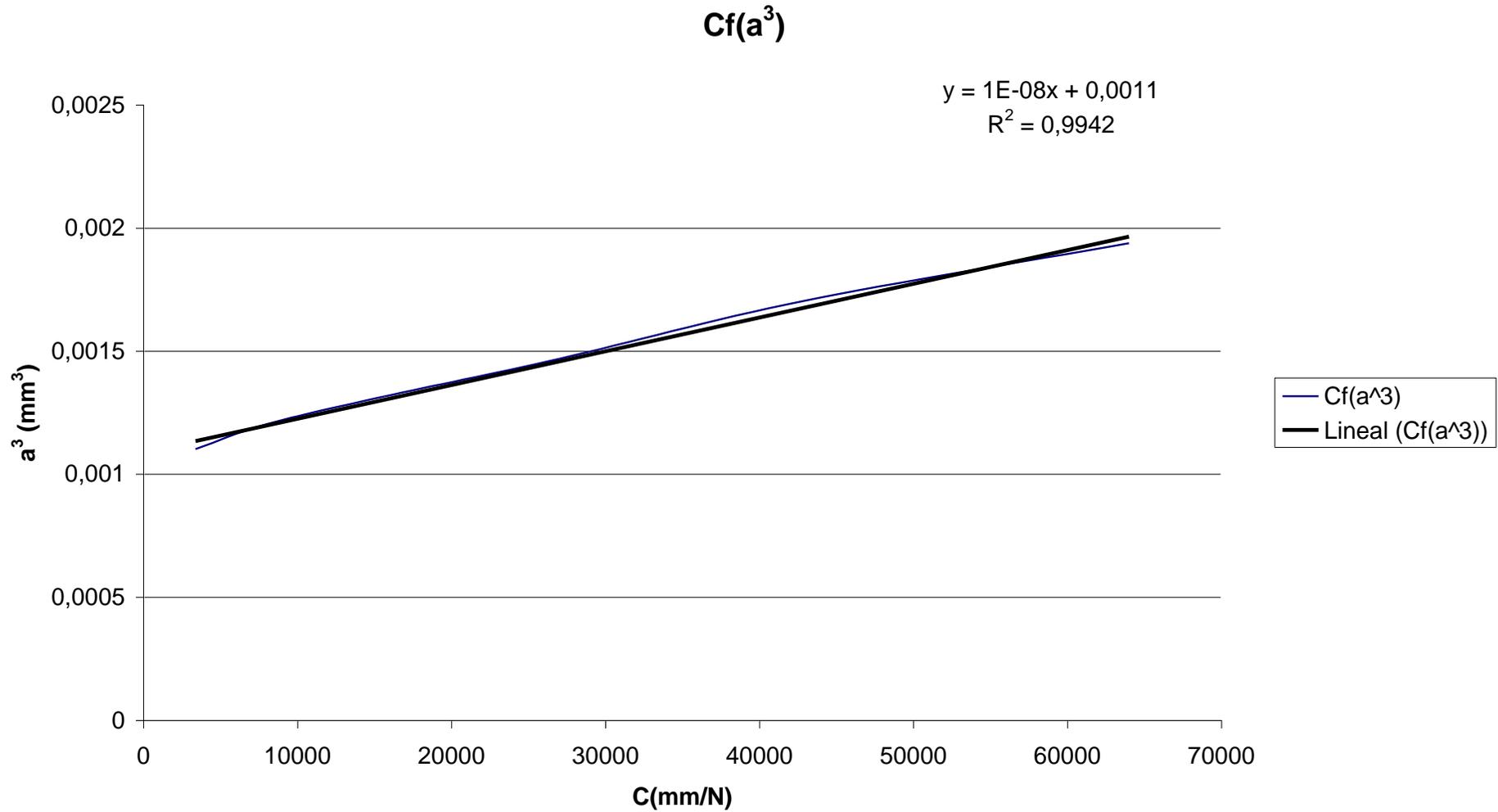


C (35 mm)

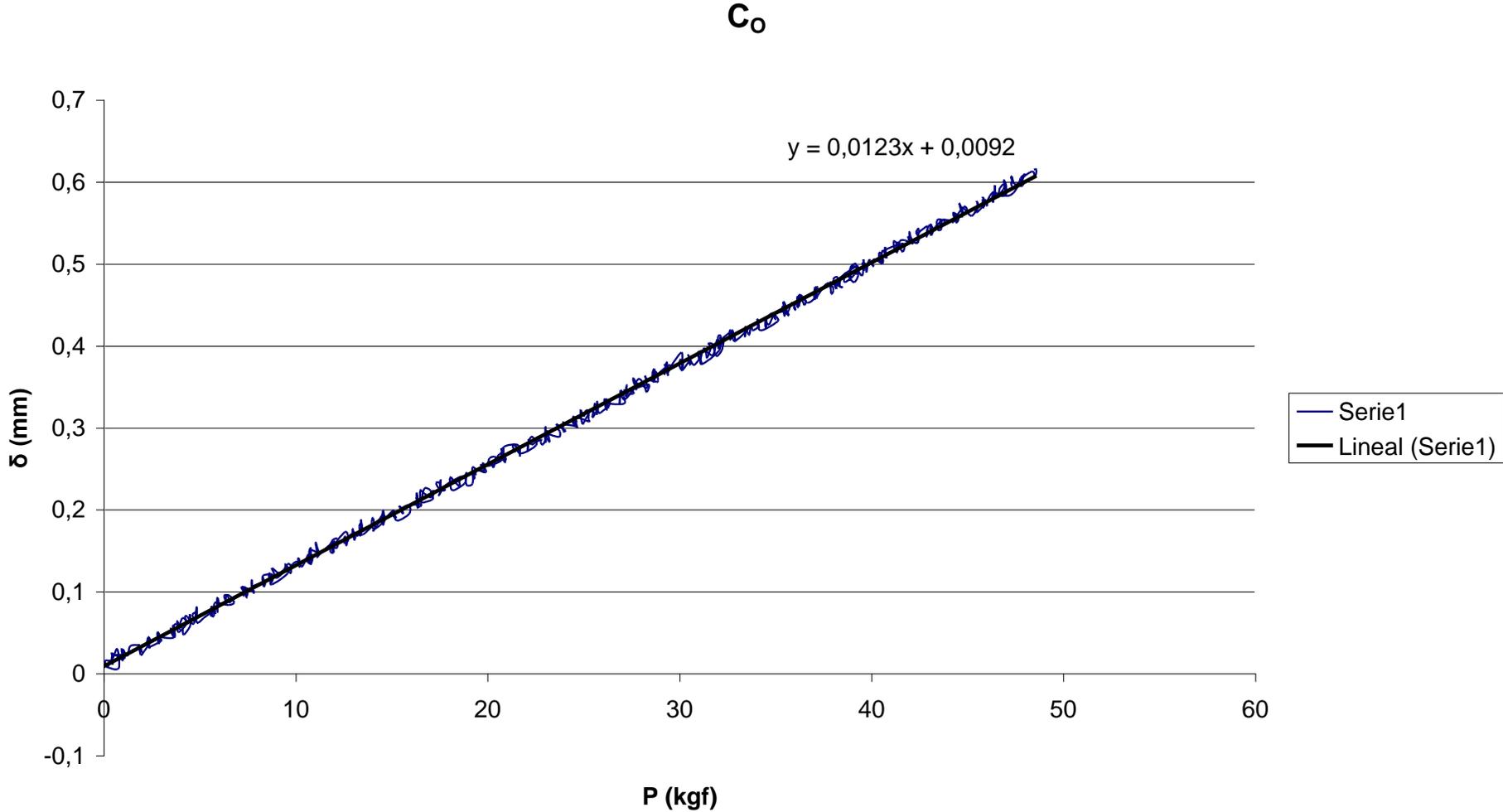


C (40 mm)

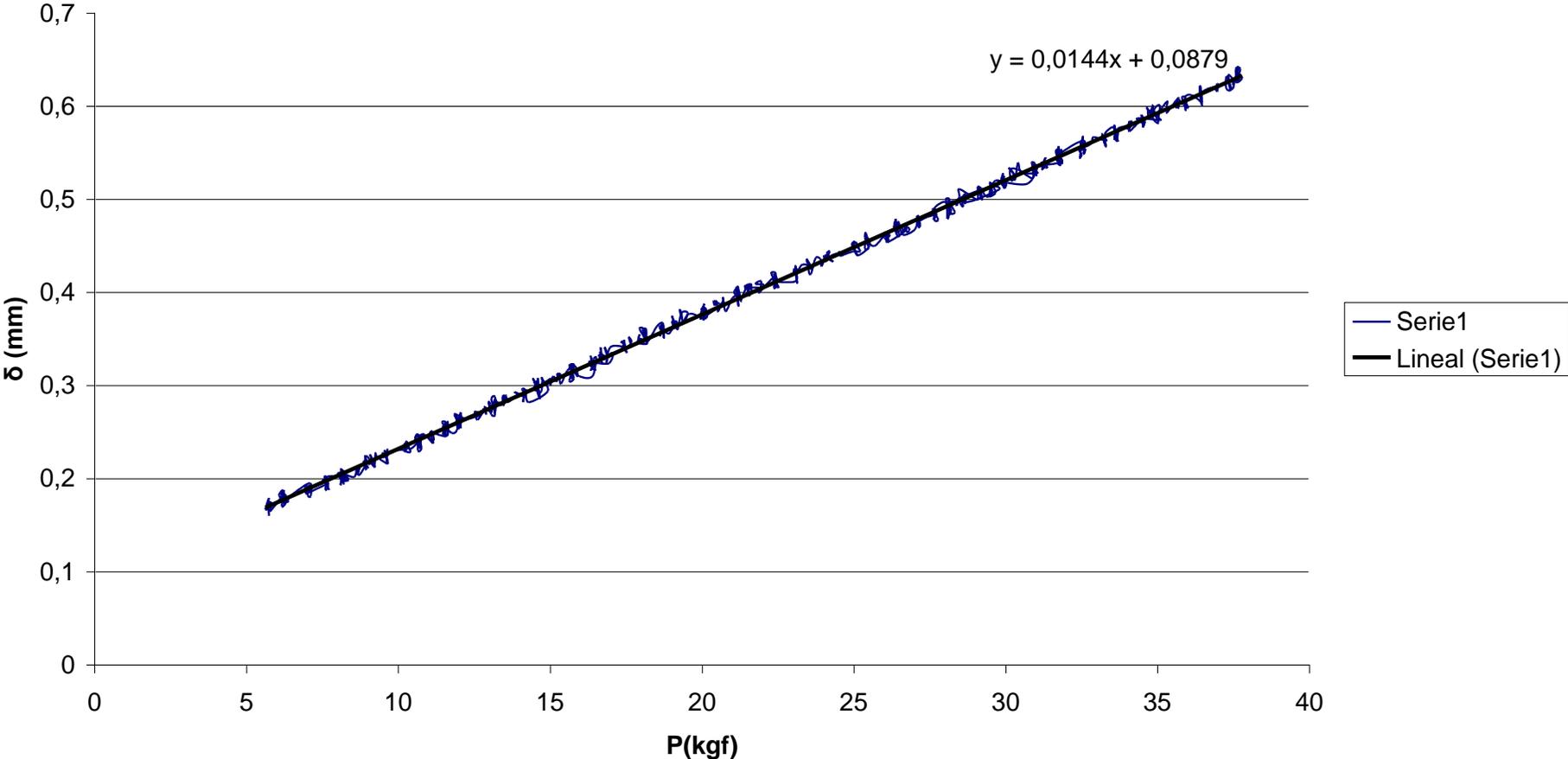


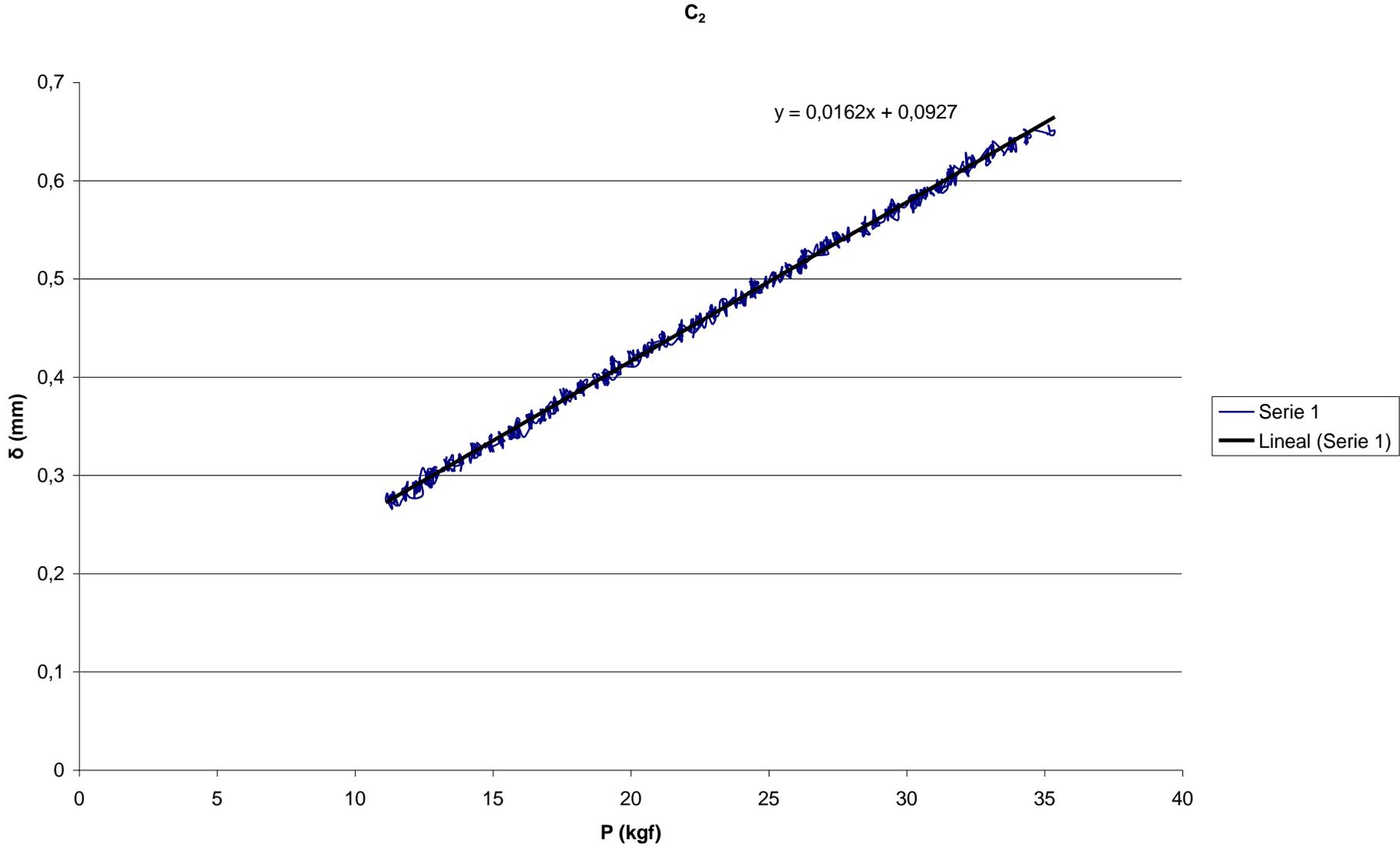


AIII.11.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica

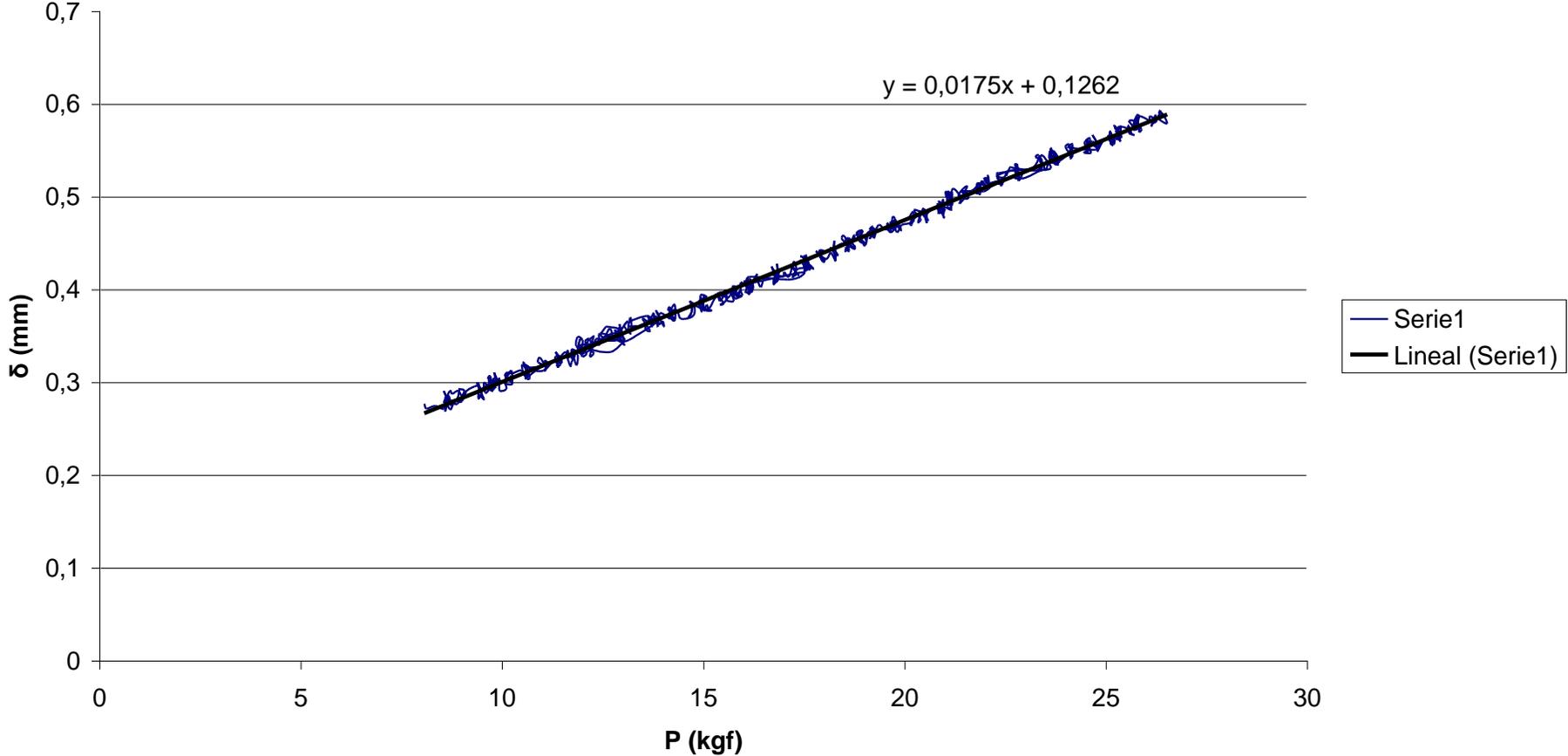


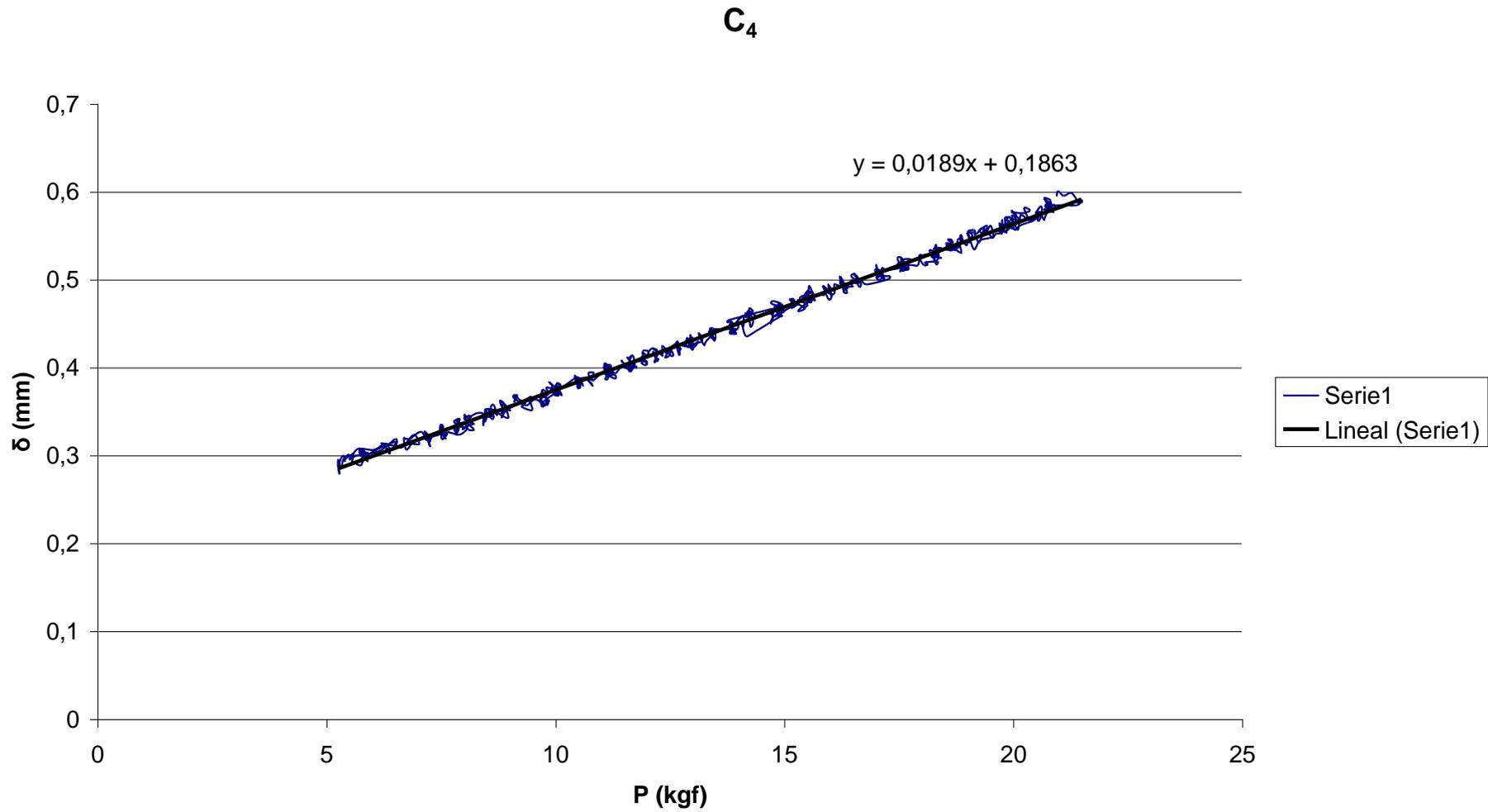
C₁

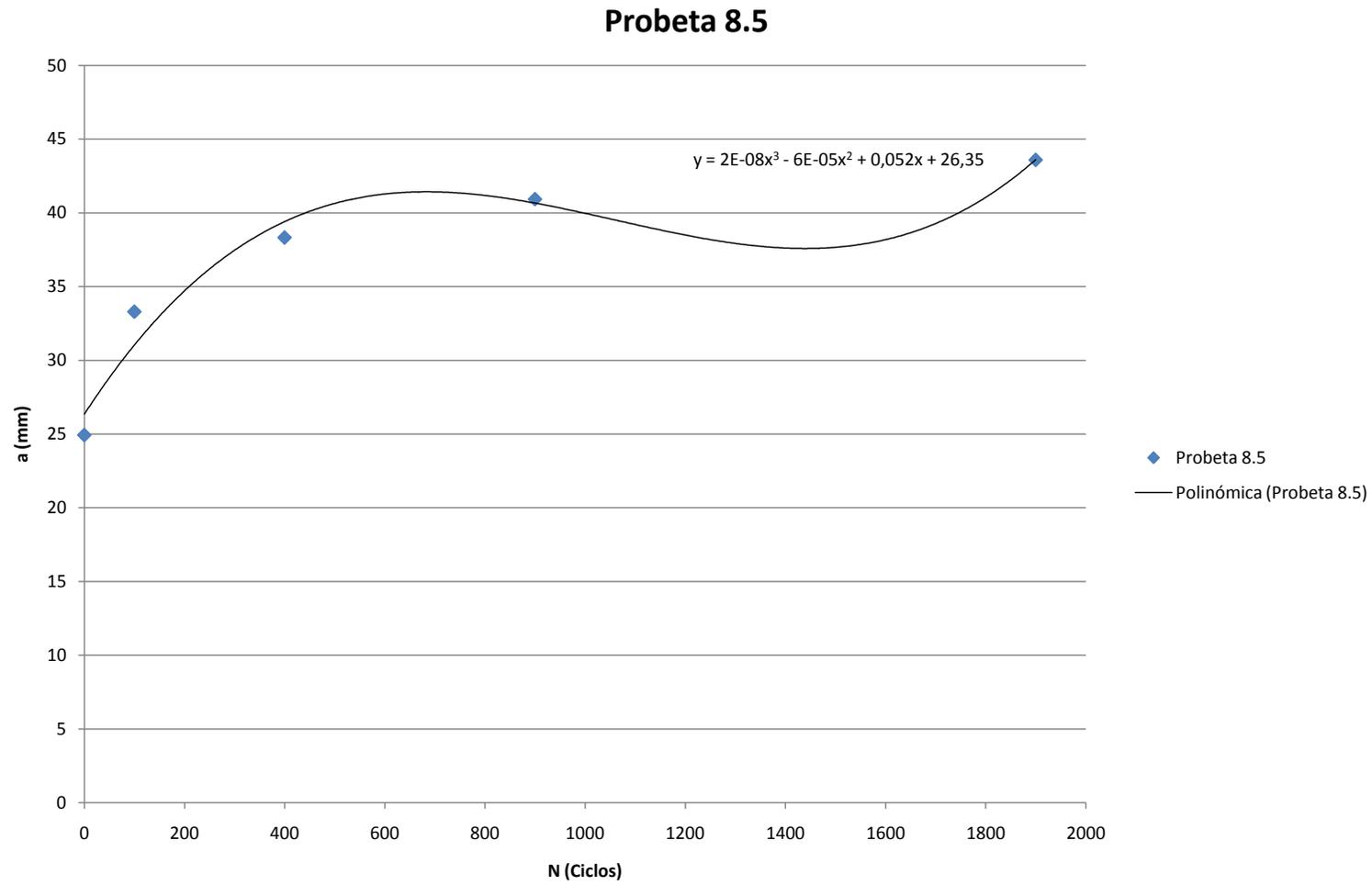




C₃

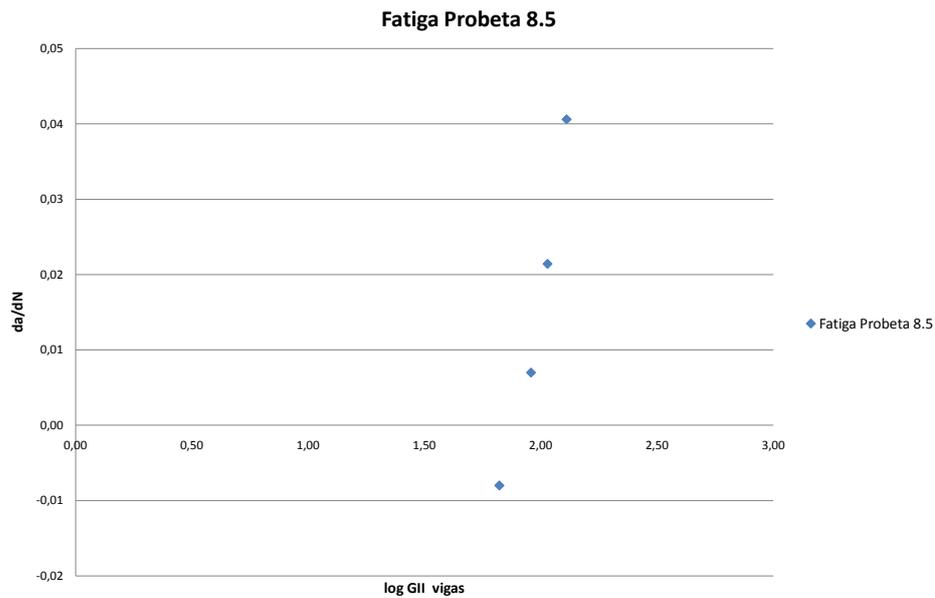






AIII.11.3.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
8.5	100	0,025	0,00451	439,1937	1,3E+11	0,0333	129,1398	0,0406	2,1111
	300	0,025	0,00451	346,9797	1,3E+11	0,03833	106,7936	0,0214	2,0285
	500	0,025	0,00451	299,4012	1,3E+11	0,04093	90,6672	0,0070	1,9575
	1000	0,025	0,00451	240,4431	1,3E+11	0,043595	66,3373	0,0080	1,8218



AIII.12.- Probeta 8.6

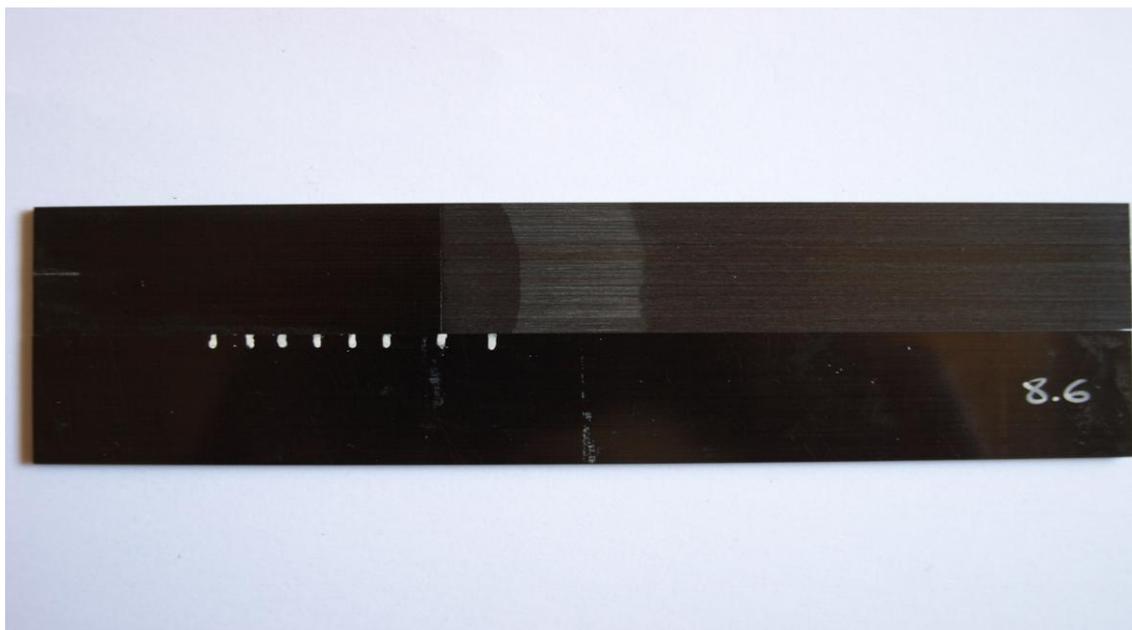
Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

Material		
AS4/8552	<i>Procedencia: I.N.T.A</i>	
<i>Nº láminas: 24</i>	<i>Vf: 60%</i>	<i>Máx. Tª curado: 180 °C</i>
<i>Inserto: Teflón</i>	<i>Espesor inserto: 60 mm</i>	<i>Máx. Presión curado: 6 bares</i>

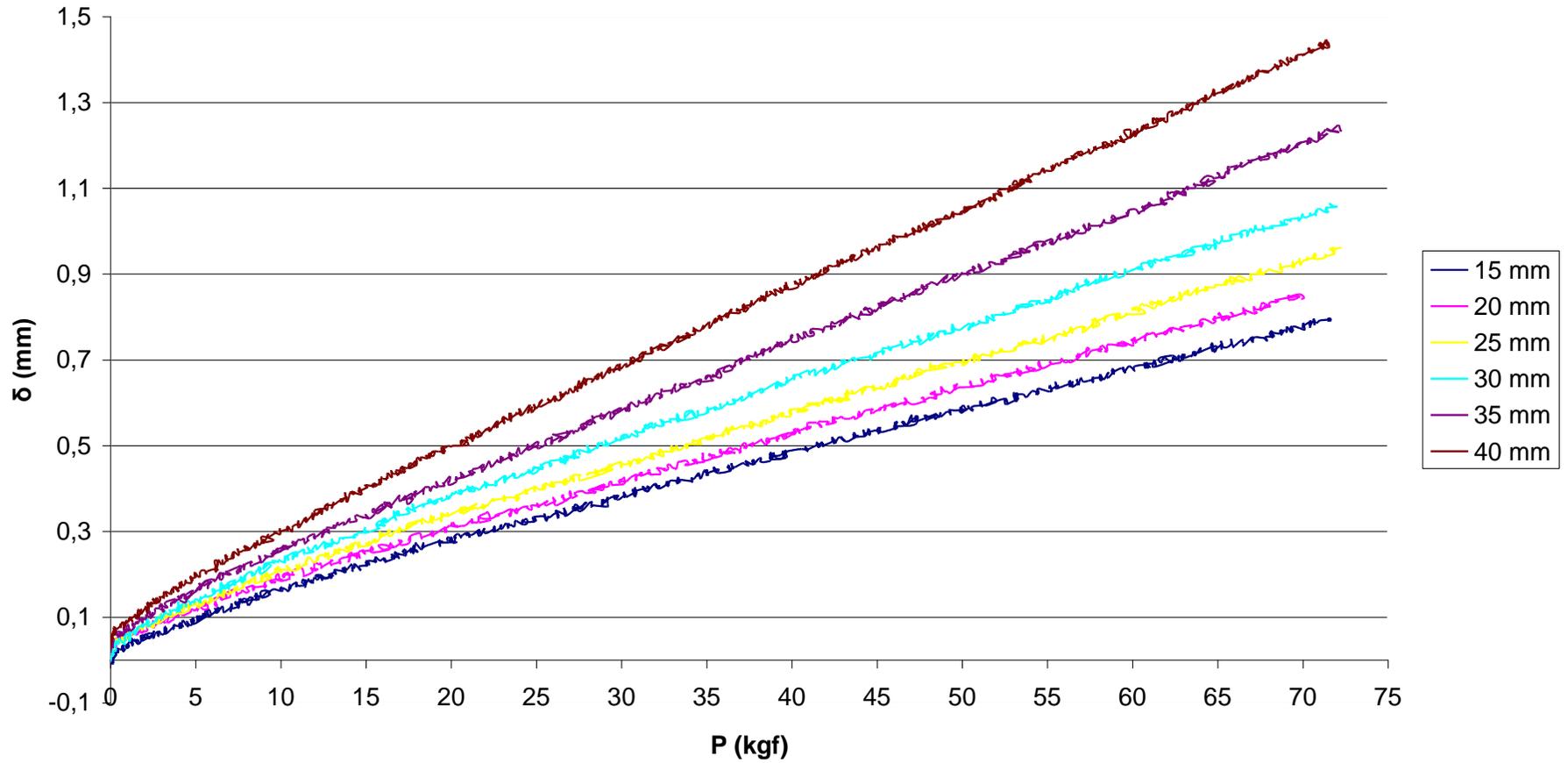
Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
8.6	160,55	25,19	4,53

Resultados a fatiga			
<i>Ciclos</i>	<i>C (kgf)</i>	<i>a (mm)</i>	<i>Precarga (kgf)</i>
0	0,0120	28,21	14,00
50	0,0146	36,59	8,00
50	0,0146	36,59	12,00
300	0,0147	36,84	14,00
500	0,0184	44,44	6,00
400	0,0202	47,34	5,00

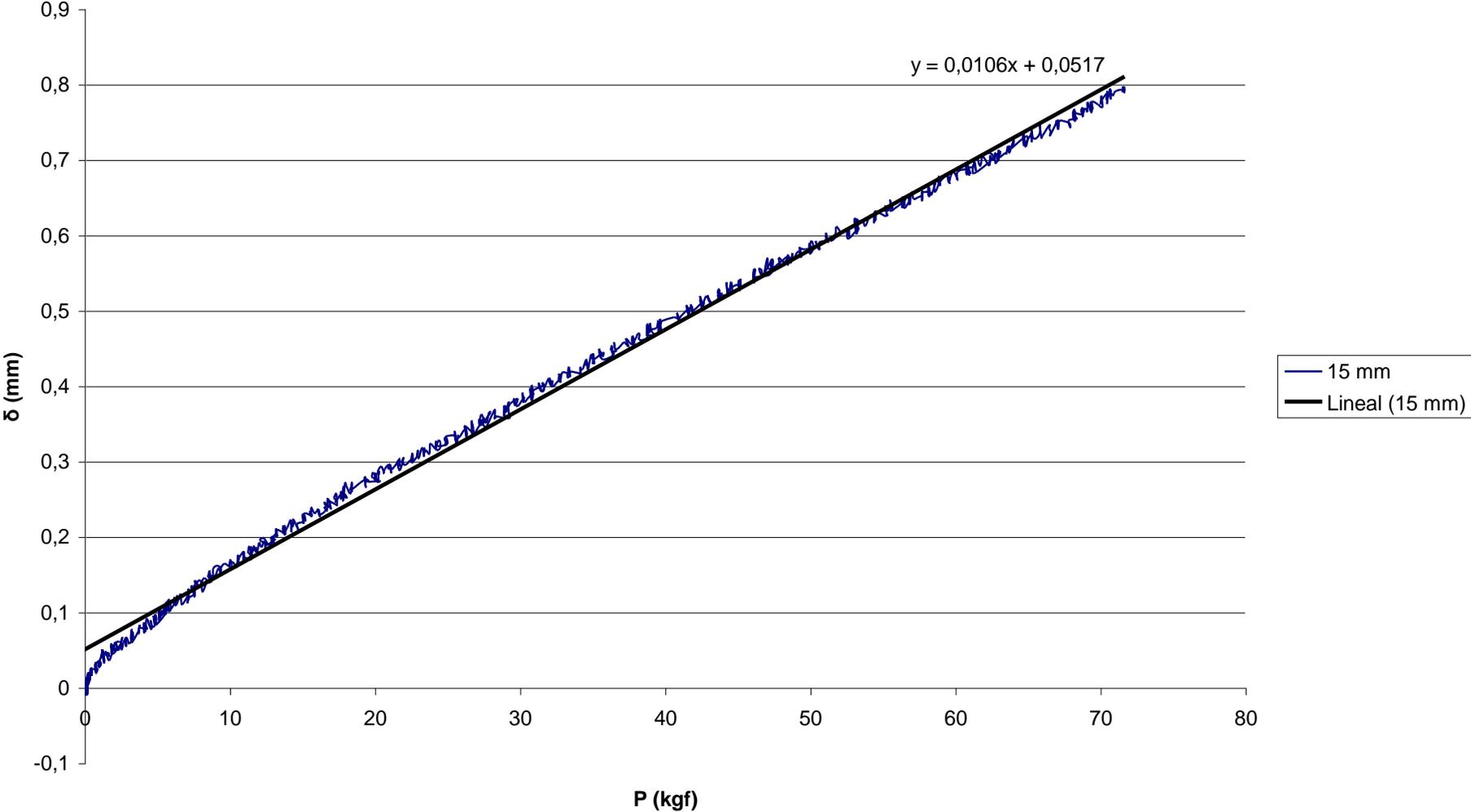


AI.12.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

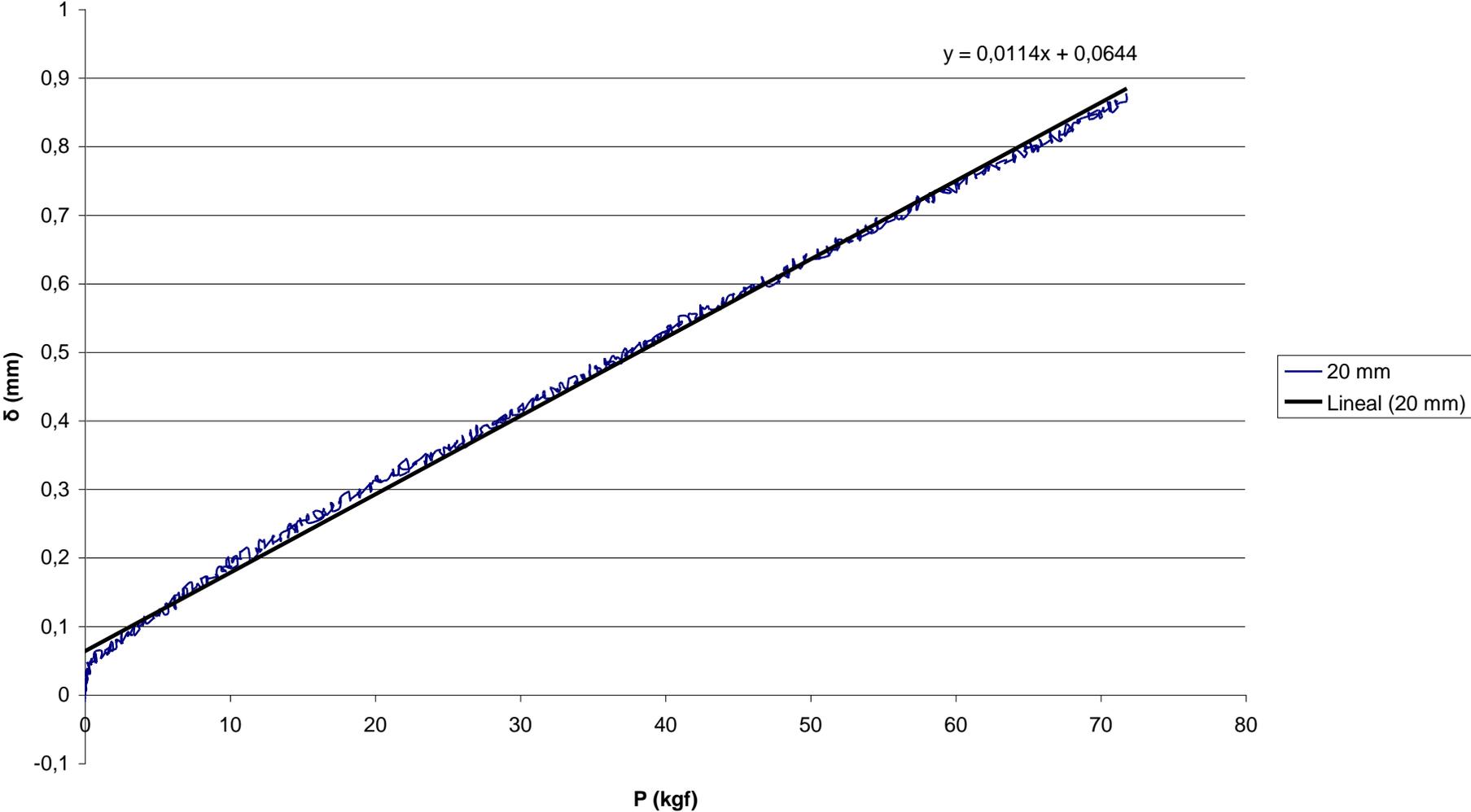
Probeta 8.6



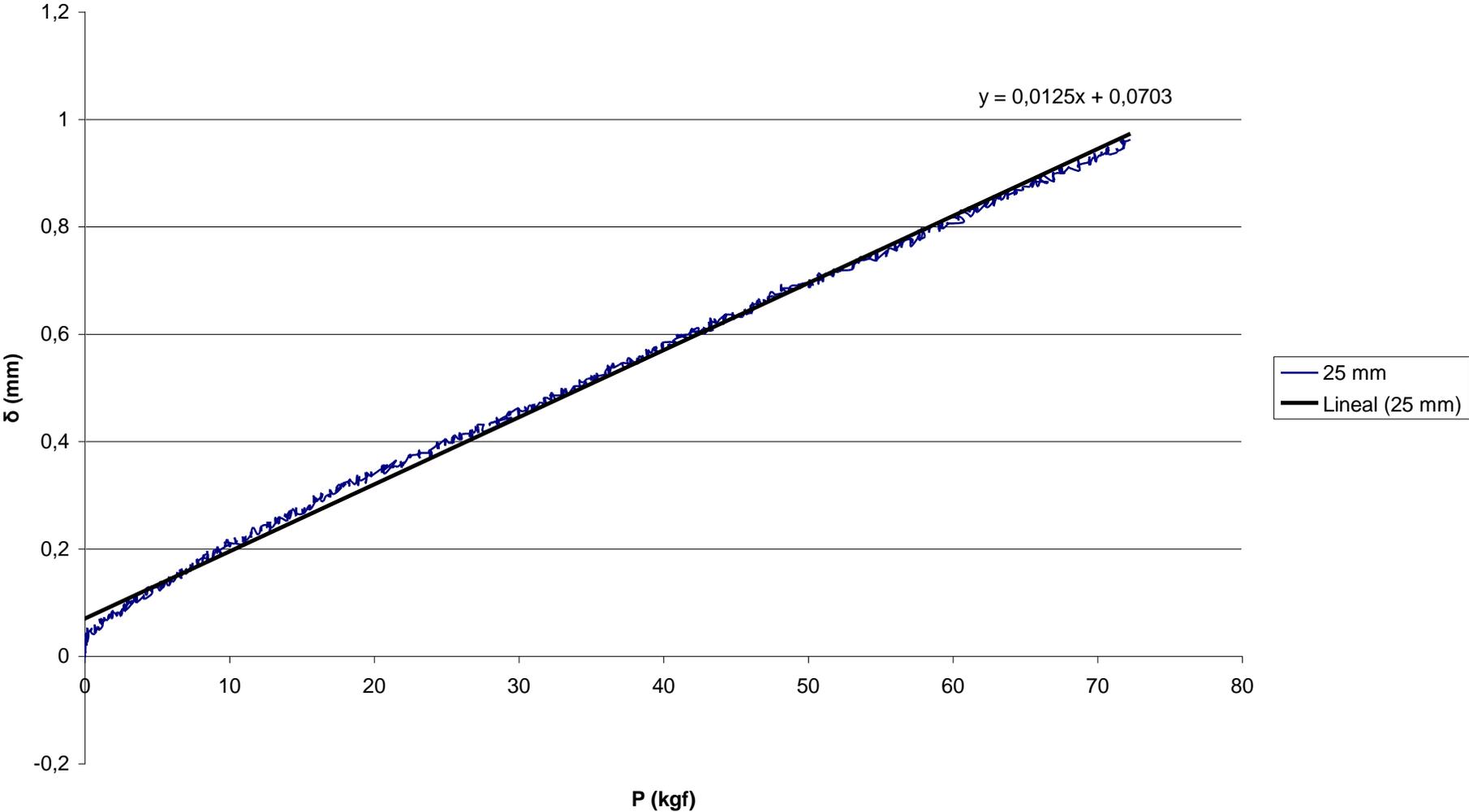
C (15 mm)



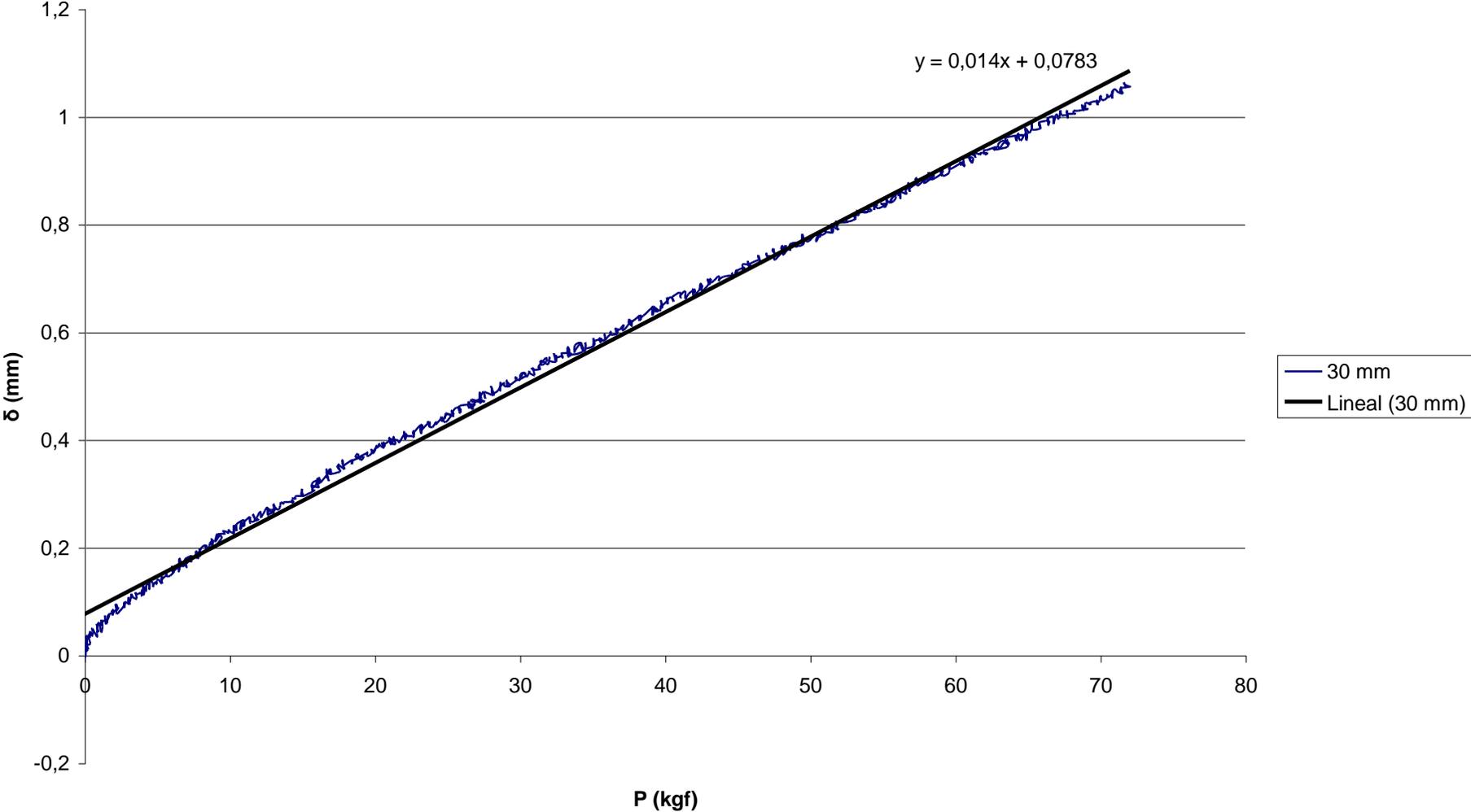
C (20 mm)



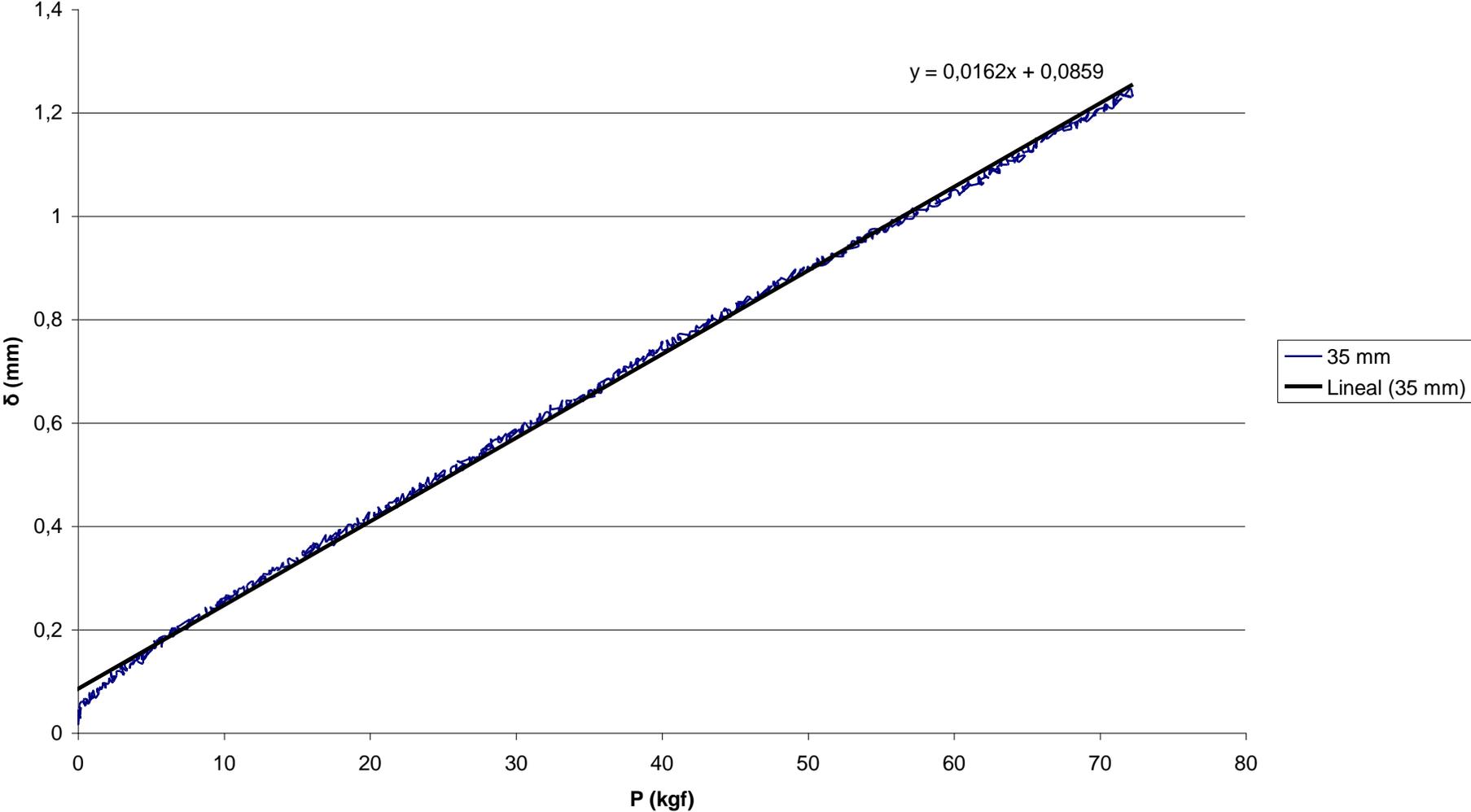
C (25 mm)



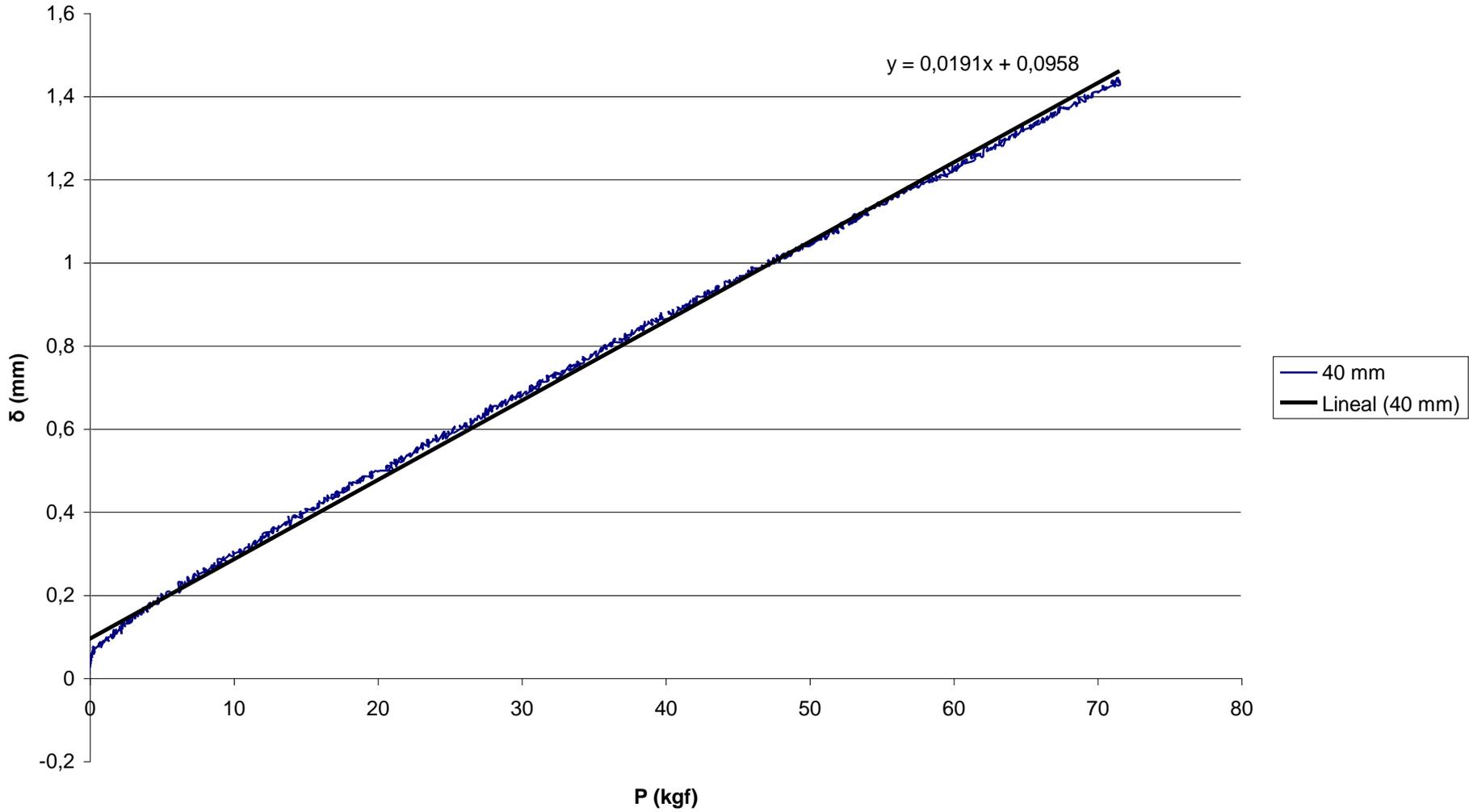
C (30 mm)

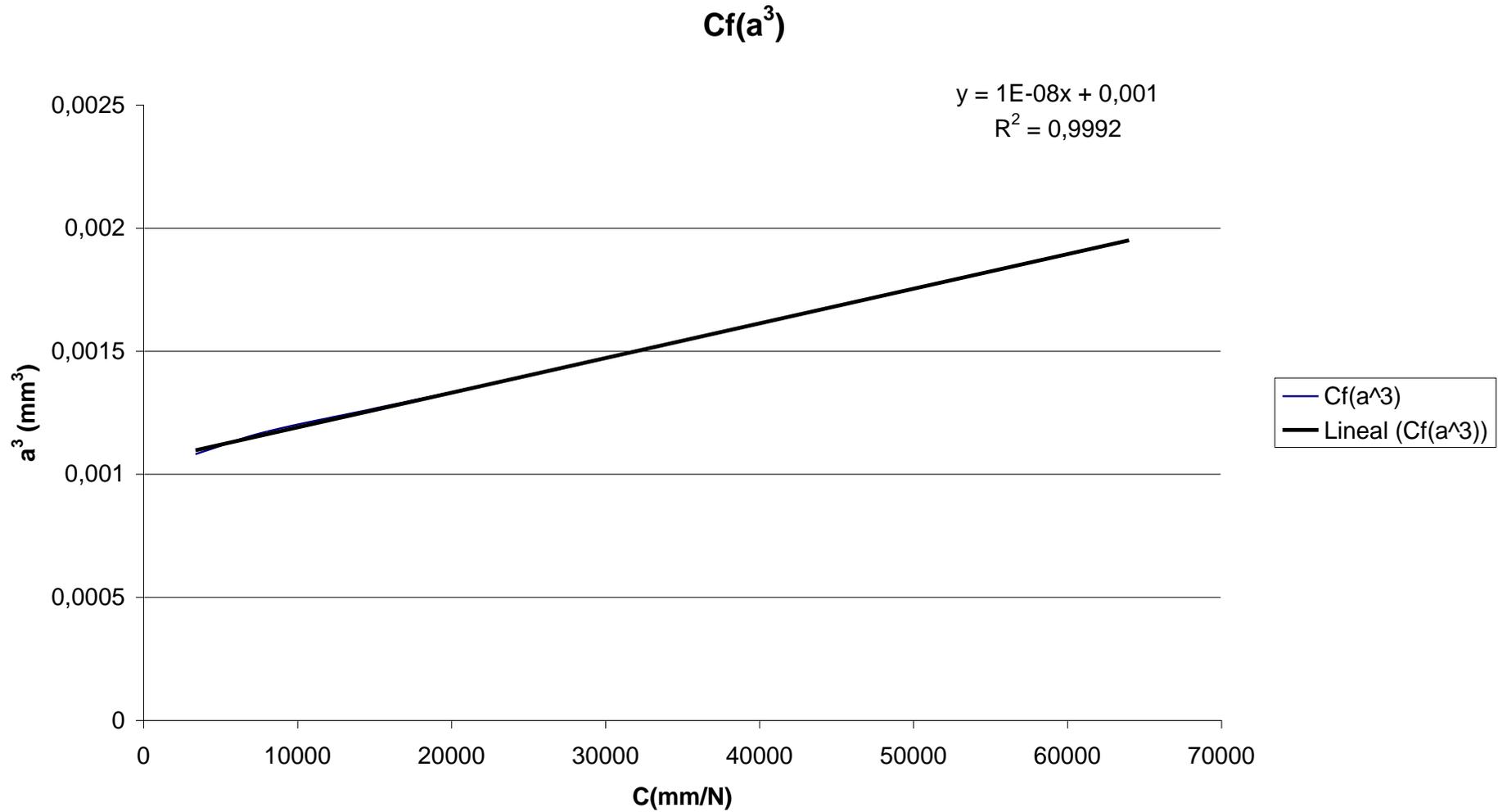


C (35 mm)



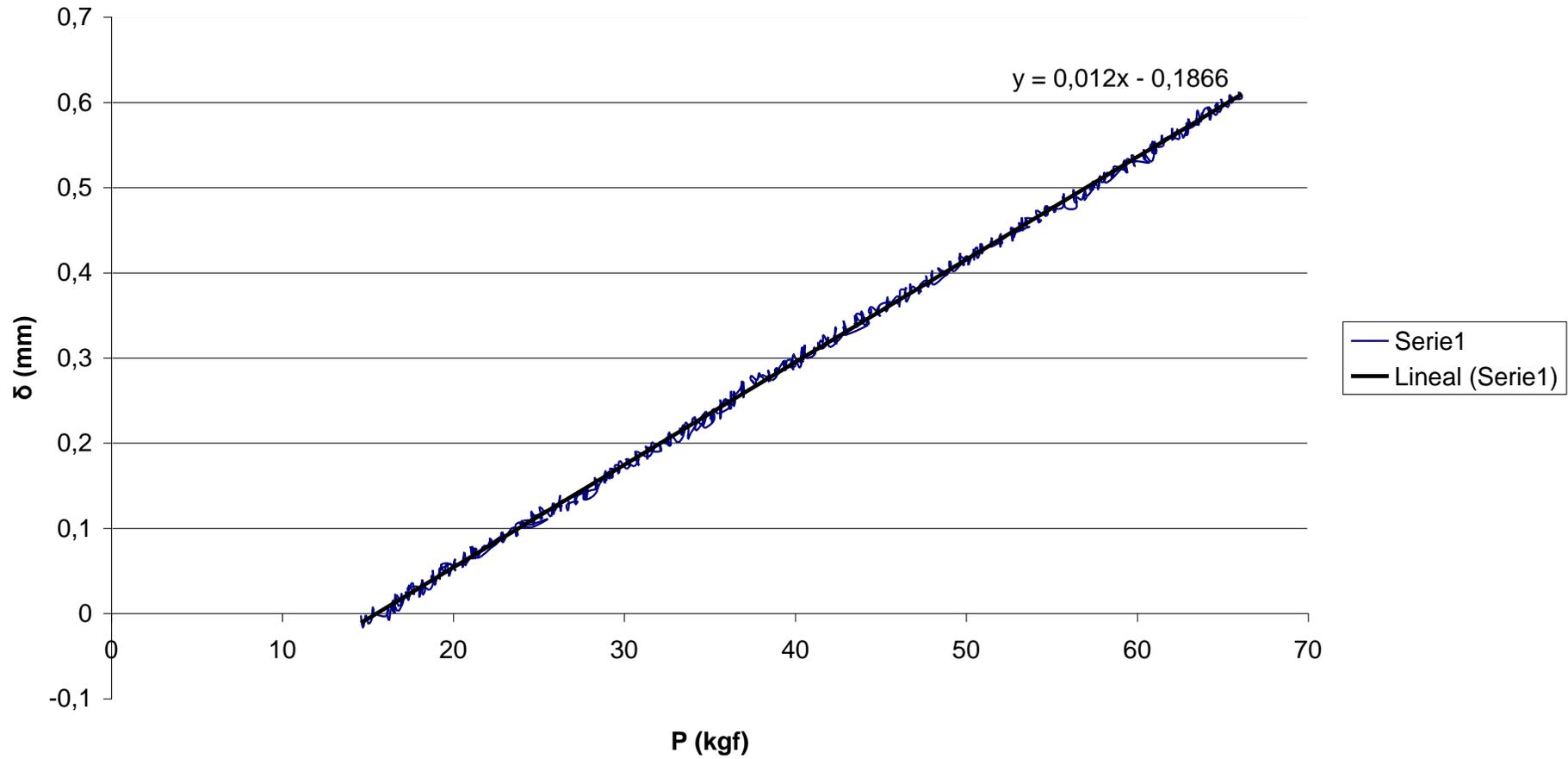
C (40 mm)

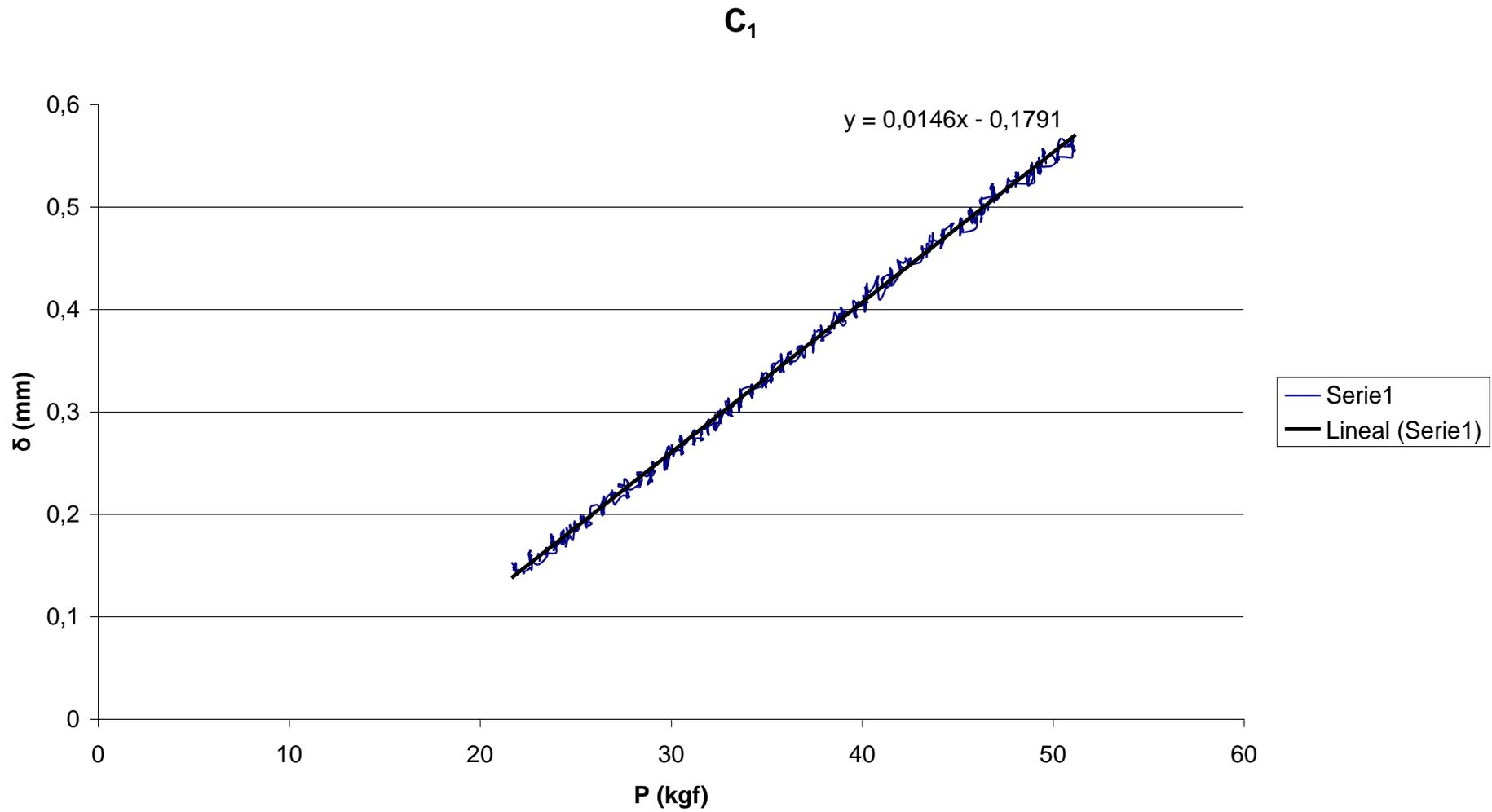




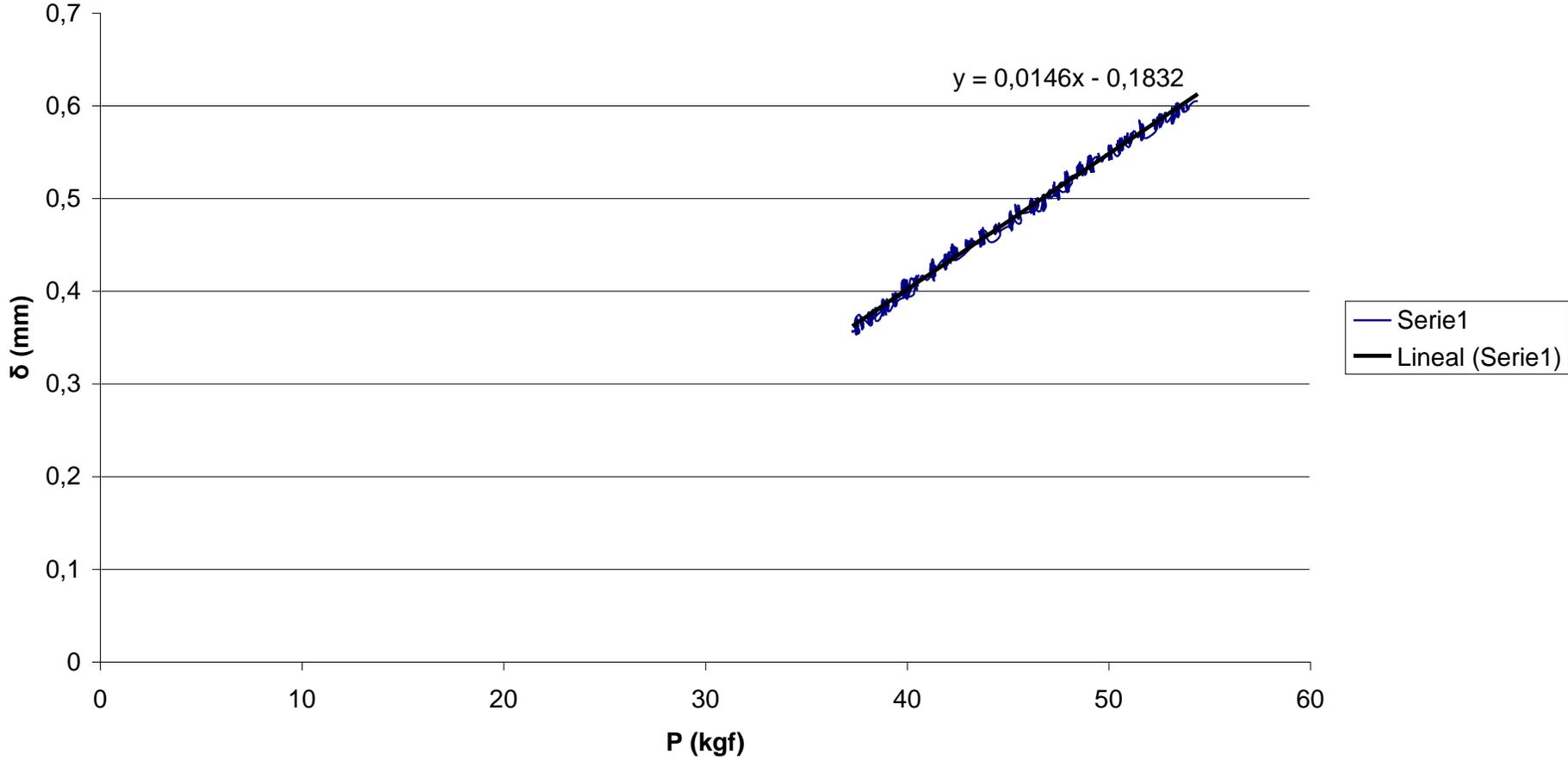
AIII.12.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica

C_0

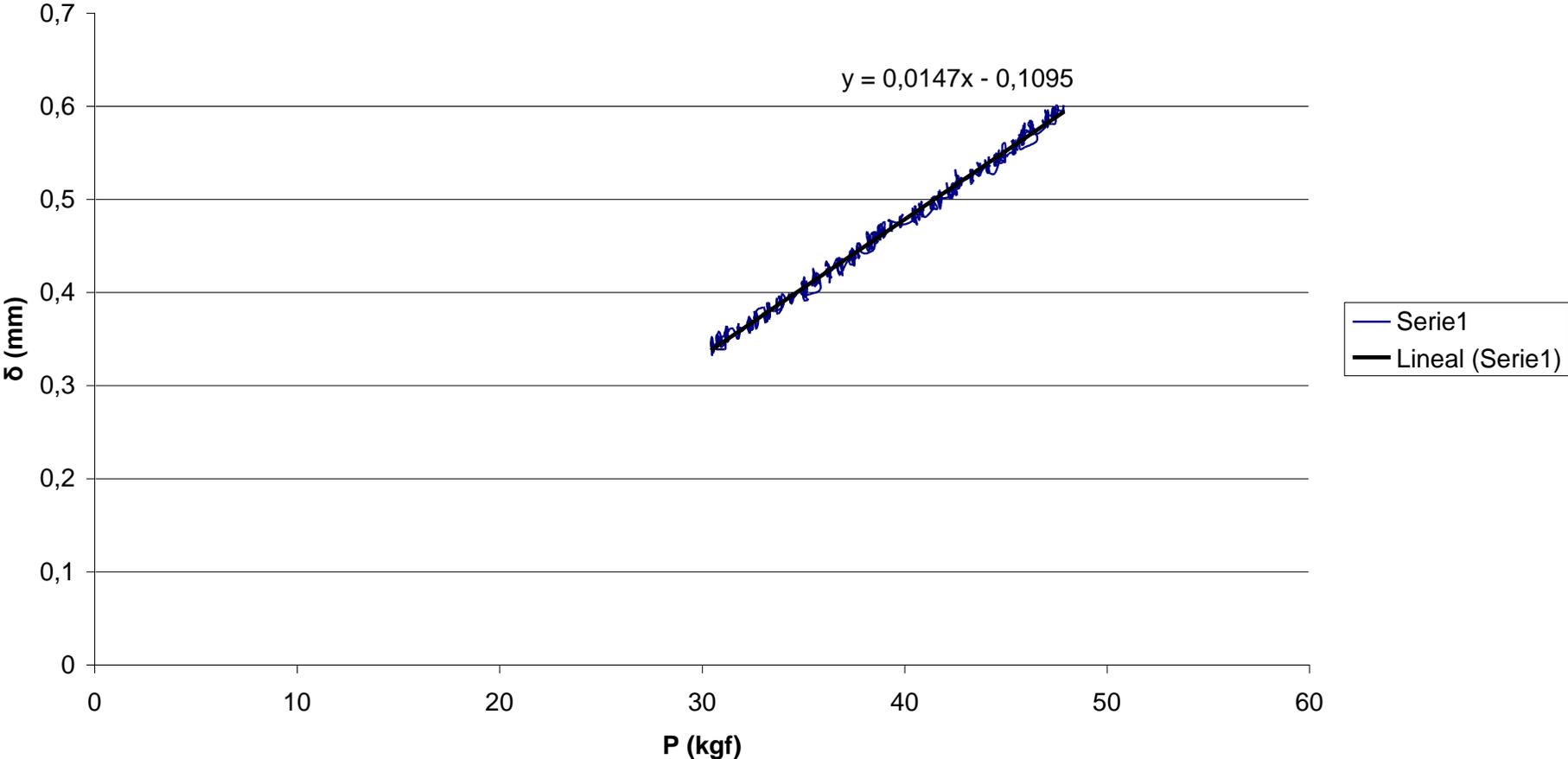




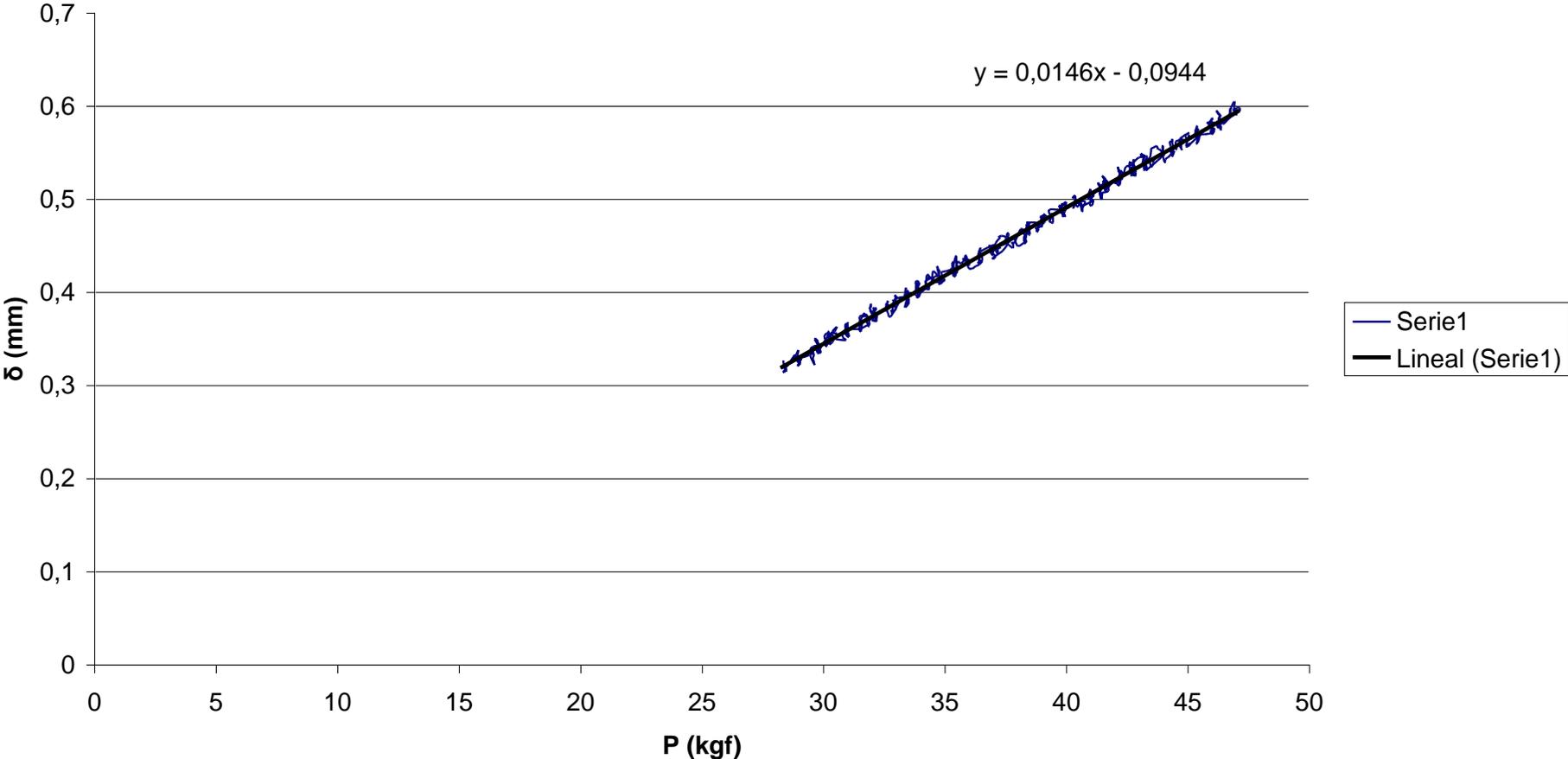
C₂



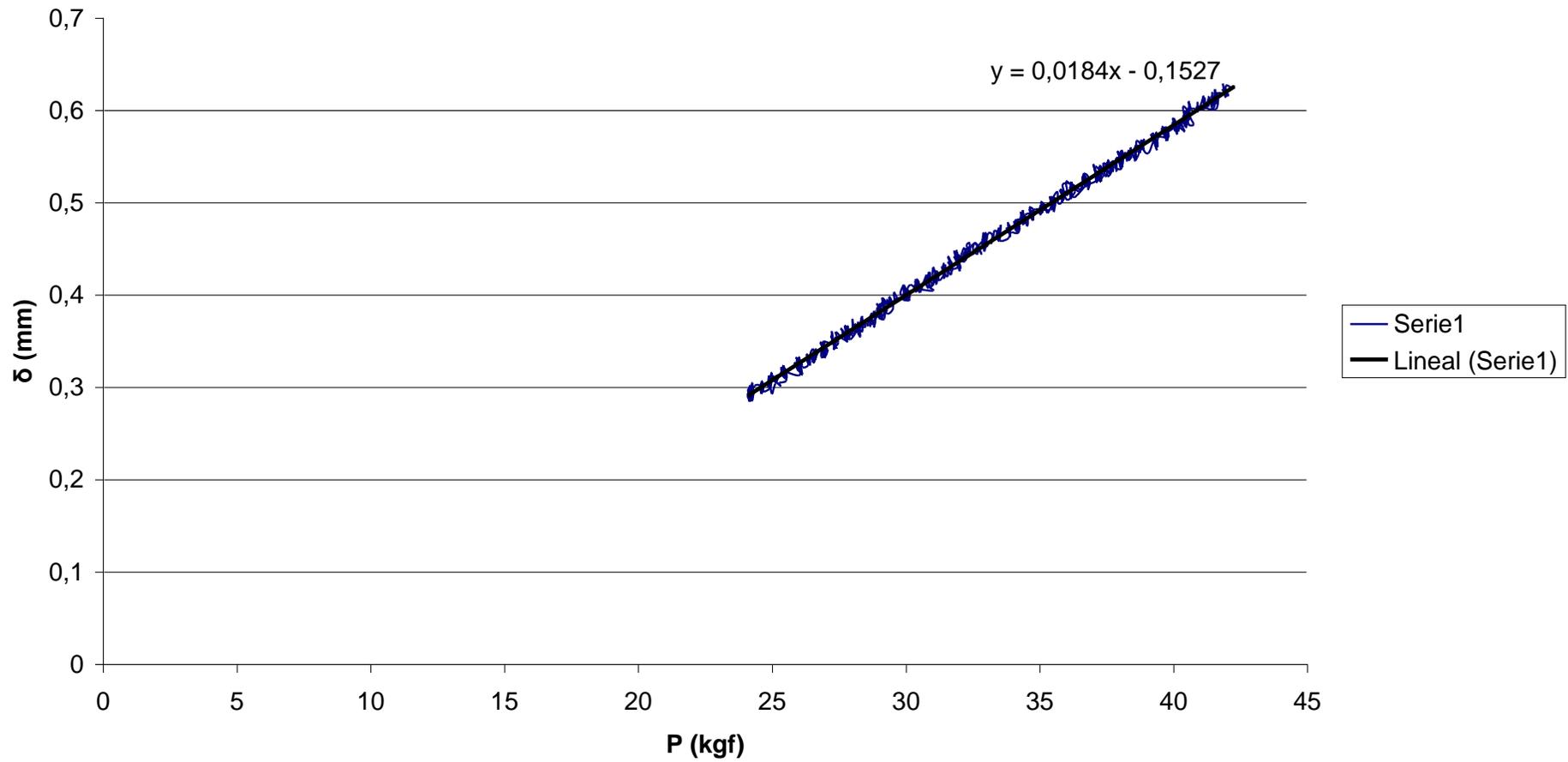
C₃



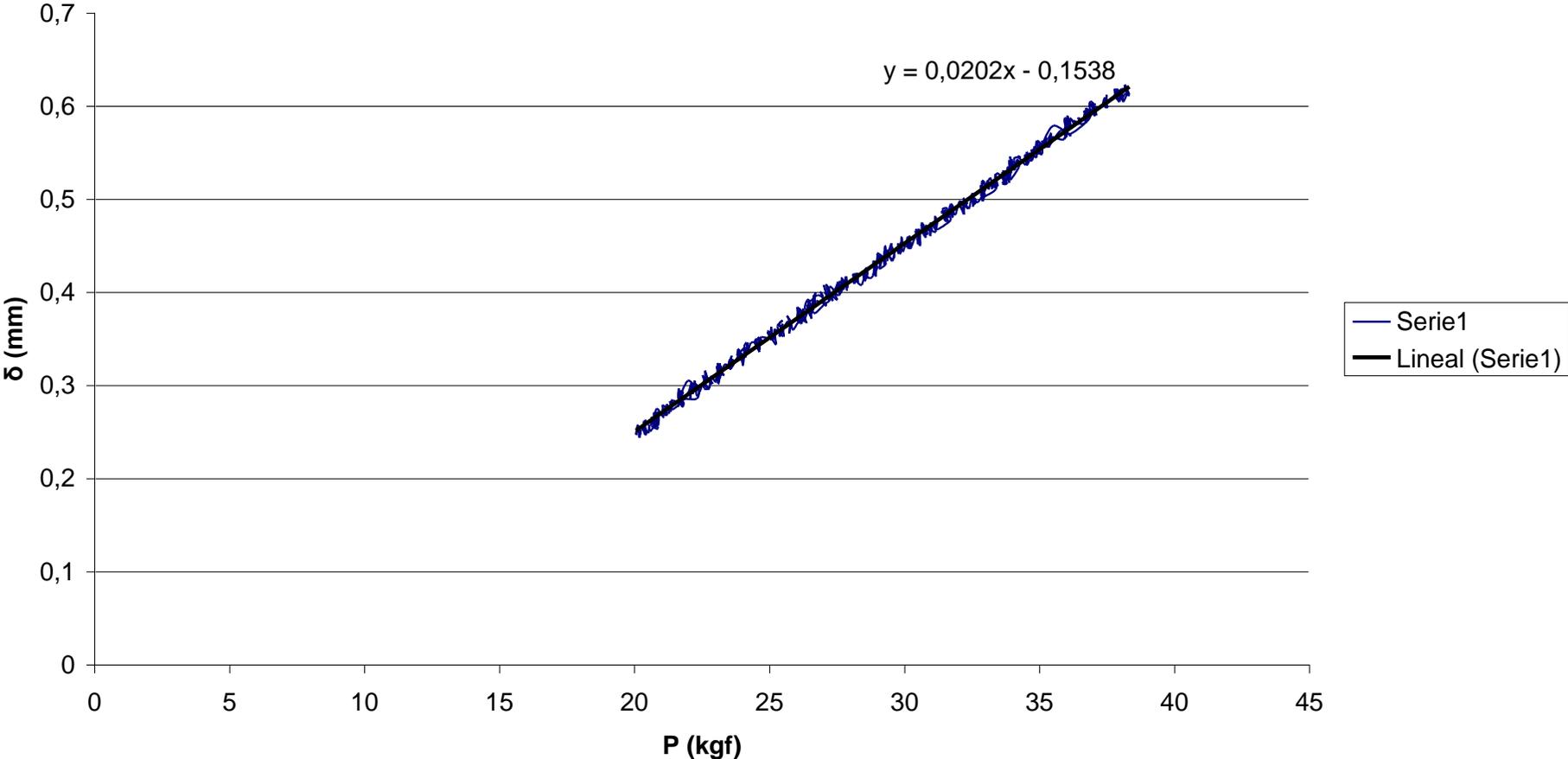
C₄

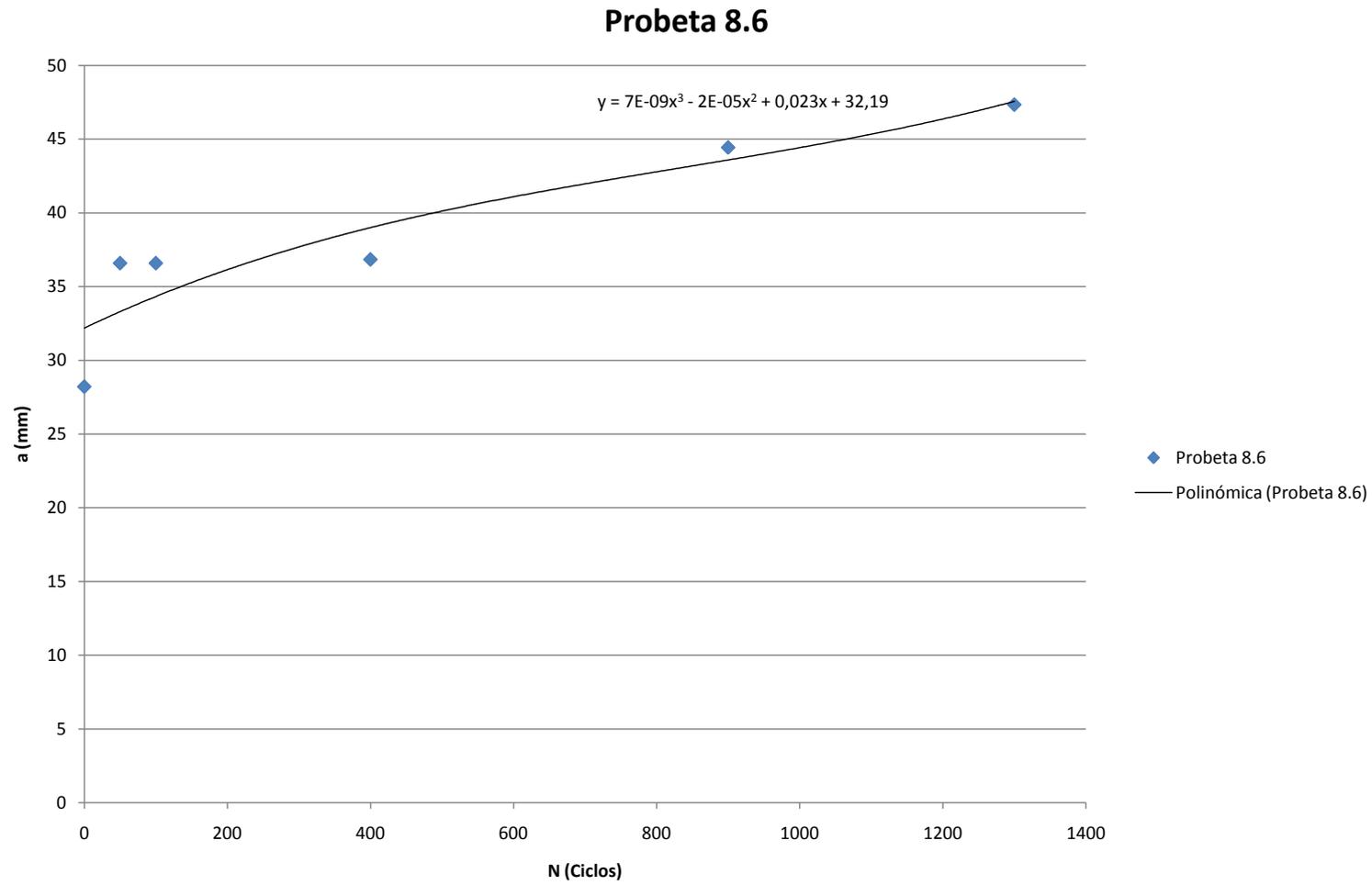


C₅



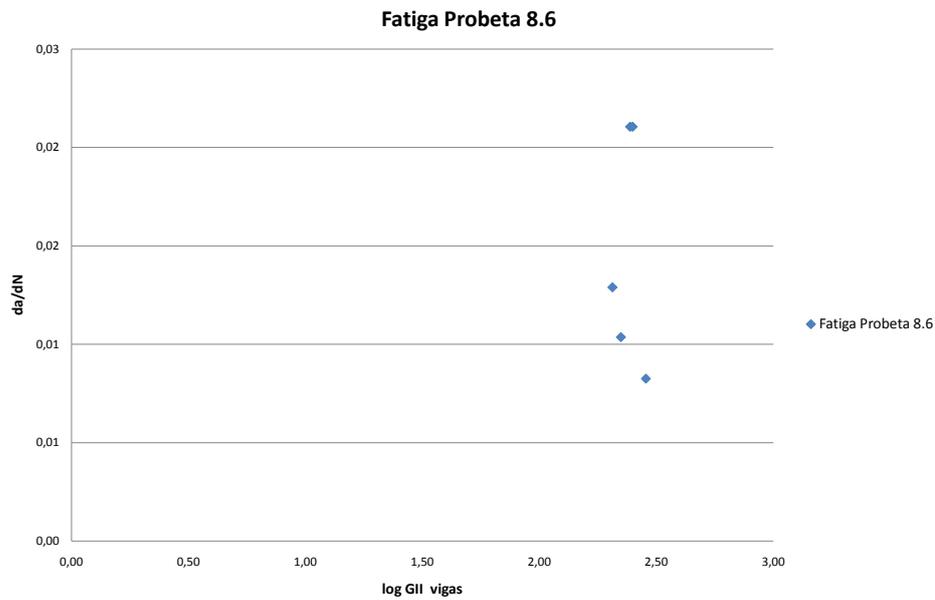
C₆





AIII.12.3.- Comportamiento fatiga vs. fatiga oligocíclica

Probetas	Ciclos	w (m)	t (m)	P(N)	E (Pa)	a (m)	Gii vigas	da/dN	log Gii vigas
8.6	50	0,02519	0,00453	557,4042	1,3E+11	0,036588	244,0822	0,0211	2,3875
	50	0,02519	0,00453	564,3693	1,3E+11	0,036588	250,2202	0,0211	2,3983
	300	0,02519	0,00453	507,4713	1,3E+11	0,03684	205,1070	0,0129	2,3120
	500	0,02519	0,00453	495,7974	1,3E+11	0,044438	284,8628	0,0083	2,4546
	400	0,02519	0,00453	411,6276	1,3E+11	0,047344	222,8728	0,0104	2,3481



Anexo IV: Anomalías en los ensayos

AIV.1.- Probeta 11.3

Tabla de resultados	
<i>Tipo de ensayo</i>	Calibración de flexibilidad y fatiga fallido
<i>Laboratorio de ensayos</i>	1.0.B.04 Universidad Carlos III, Leganés
<i>Técnico</i>	Vicente Padrón

<i>Tª ensayo</i>	28 °C - 32 °C
<i>Humedad relativa</i>	47% - 53%

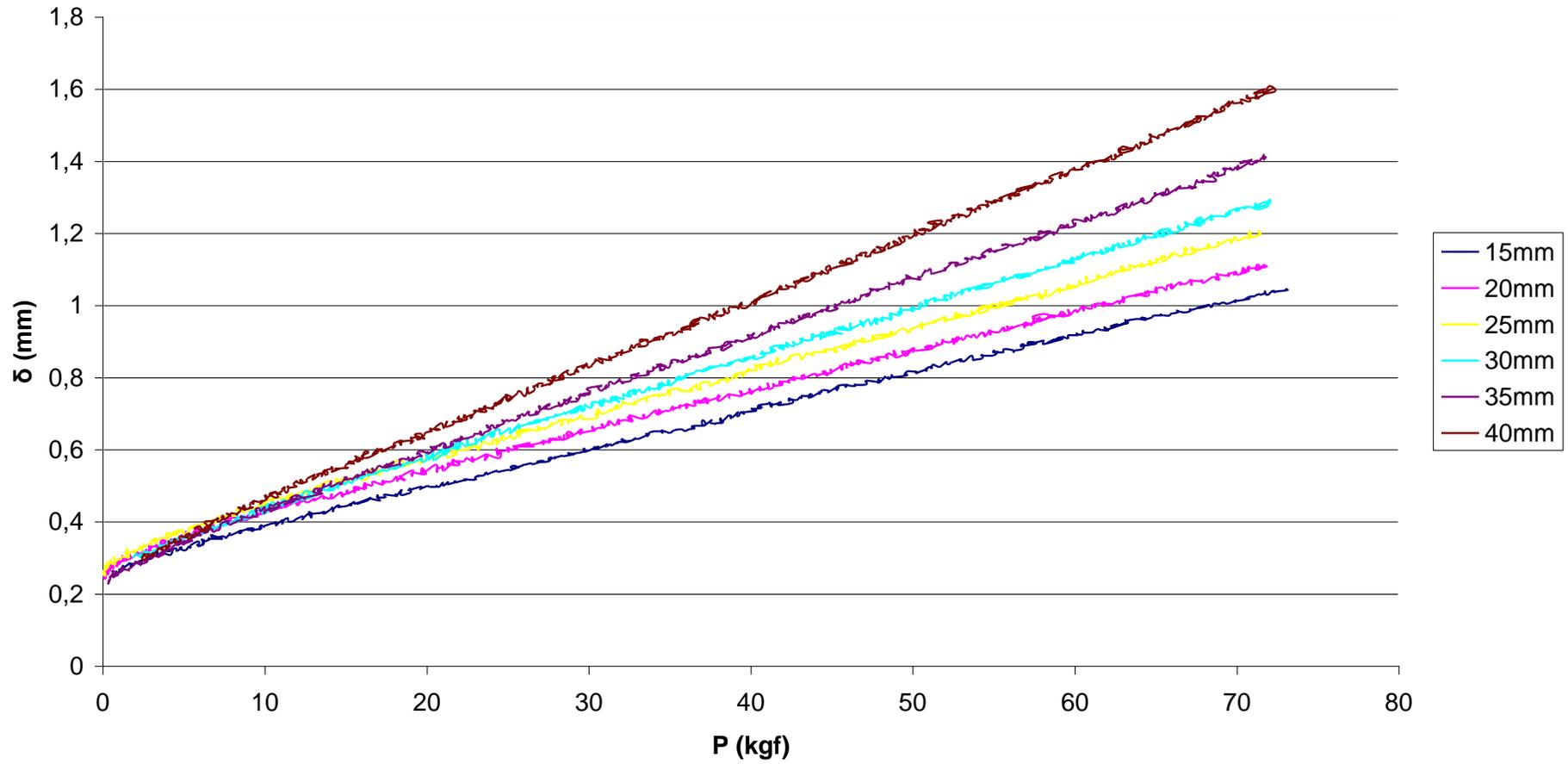
Material		
AS4/8552	<i>Procedencia: I.N.T.A</i>	
<i>Nº láminas: 24</i>	<i>Vf: 60%</i>	<i>Máx. Tª curado: 180 °C</i>
<i>Inserto: Teflón</i>	<i>Espesor inserto: 60 mm</i>	<i>Máx. Presión curado: 6 bares</i>

Probeta			
<i>Identificación</i>	<i>L (mm)</i>	<i>w (mm)</i>	<i>t (mm)</i>
11.3	160,55	25,15	4,51

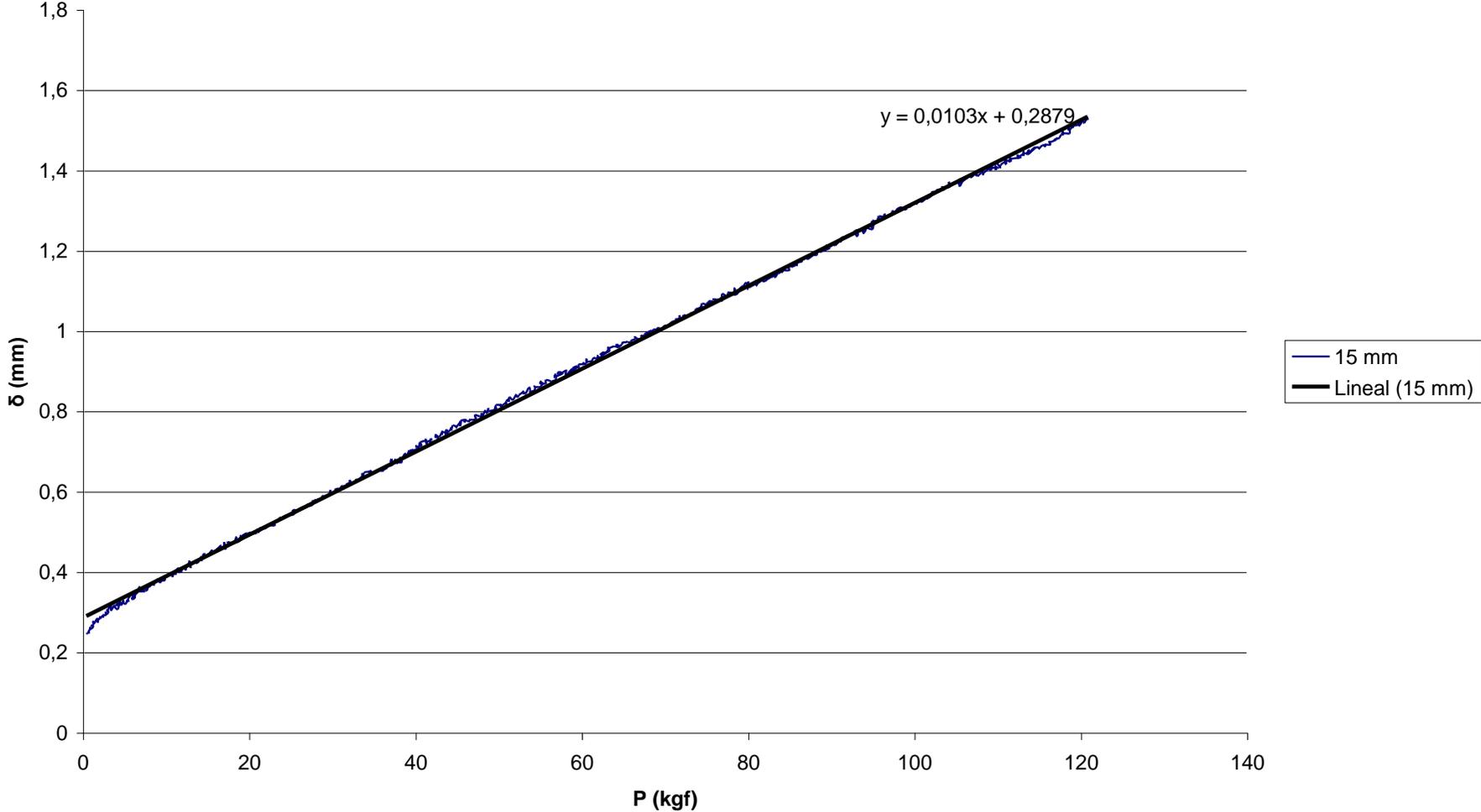


AIV.1.1.- Ensayo de calibración de flexibilidad

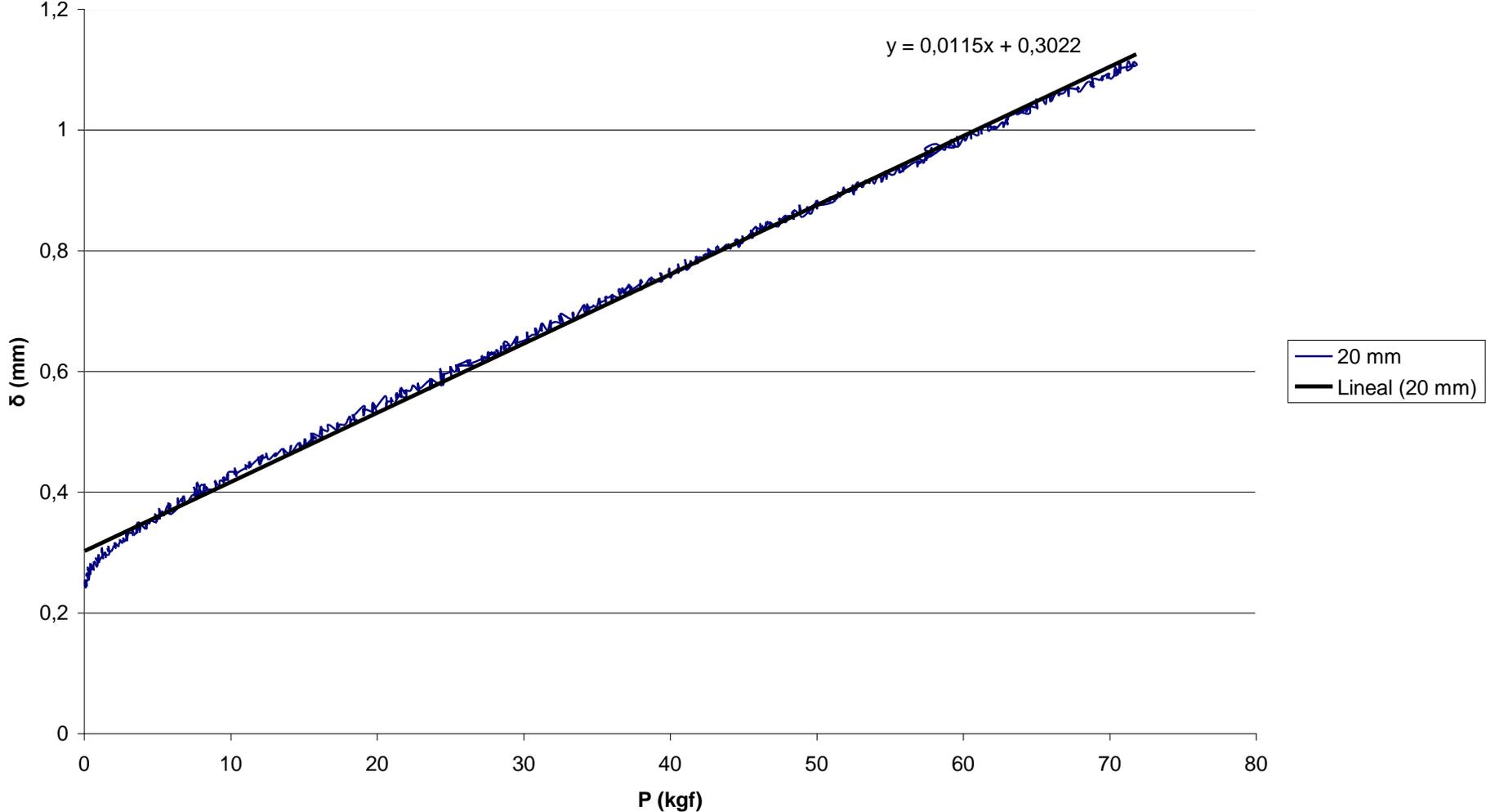
Probeta 11.3



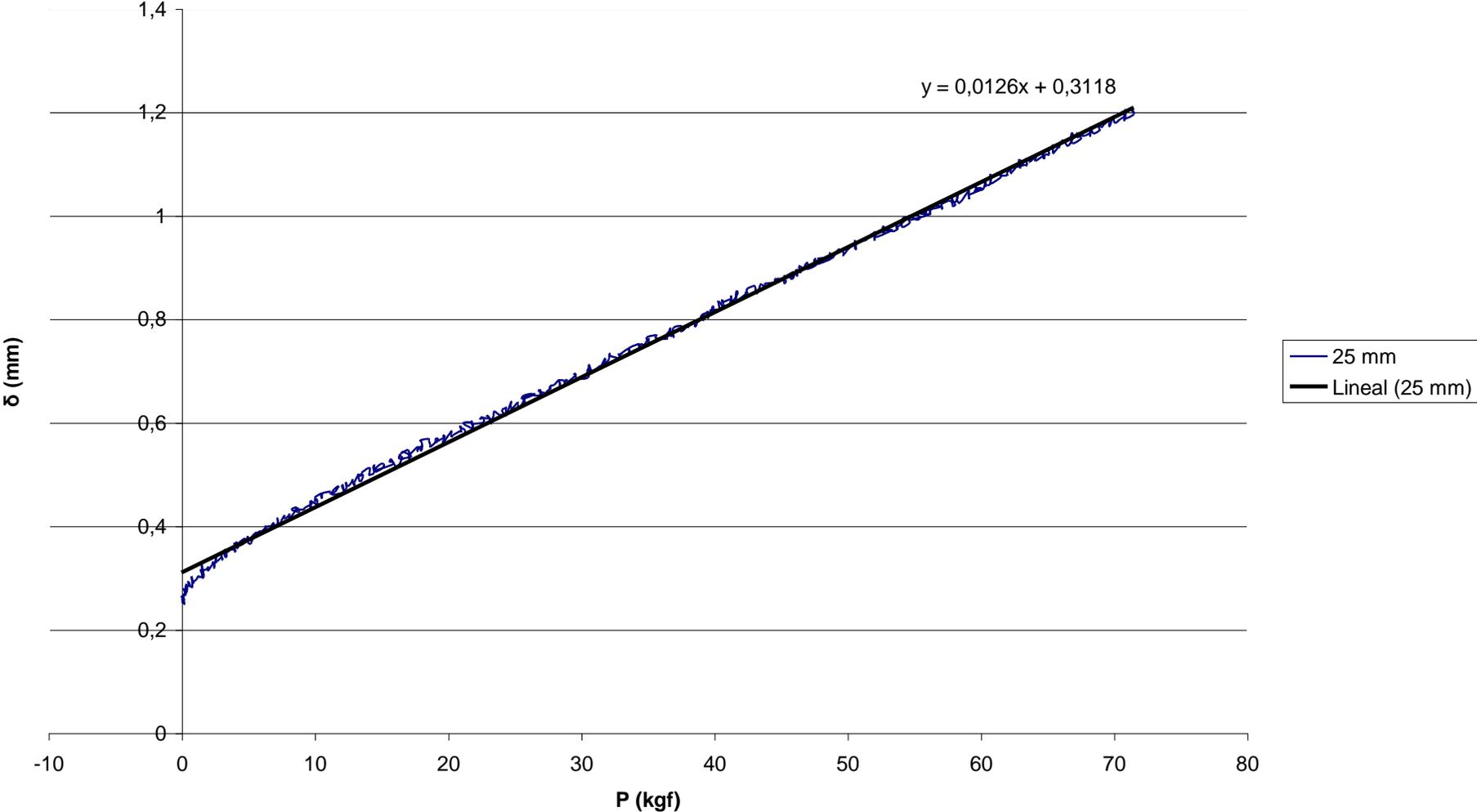
C (15 mm)



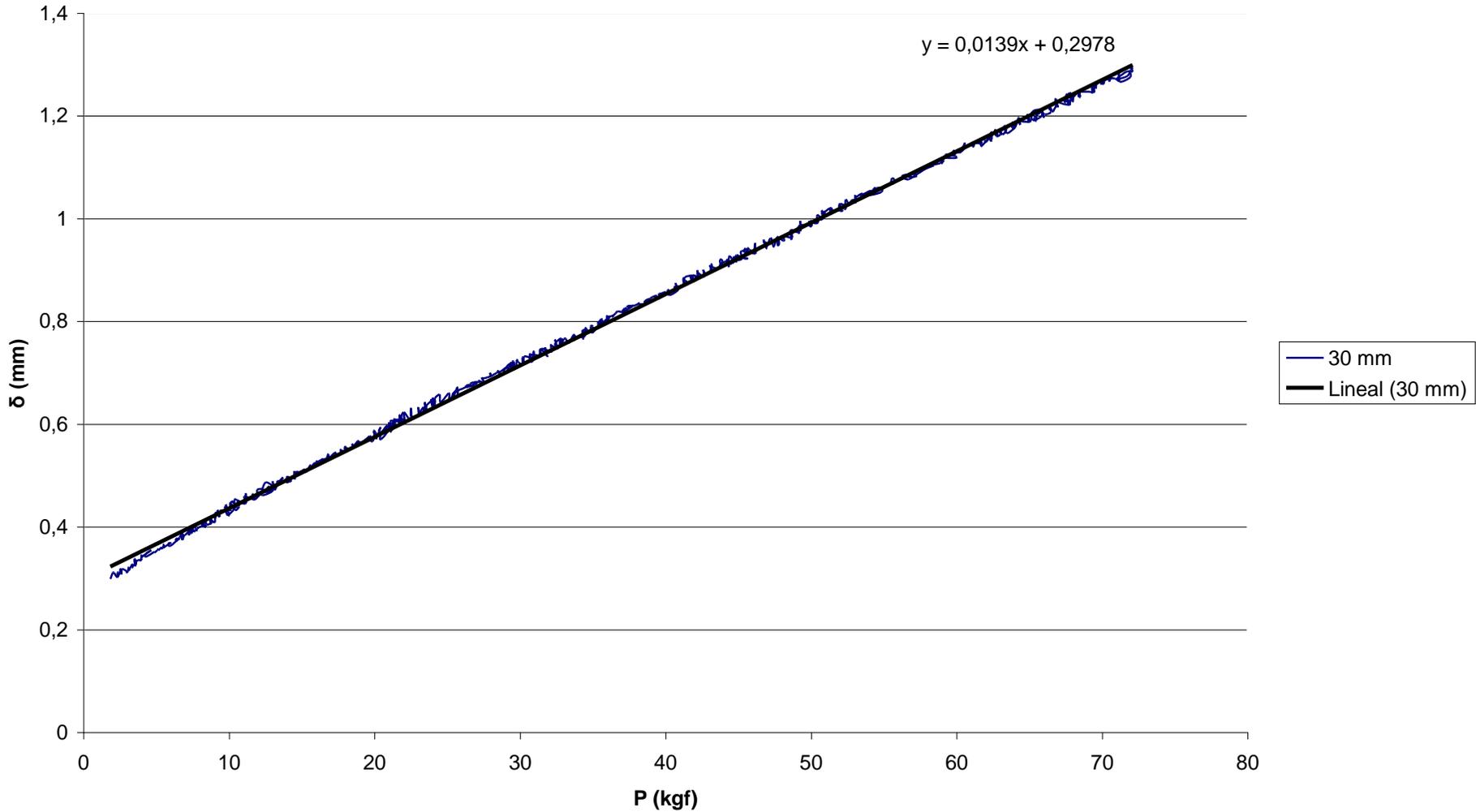
C (20 mm)



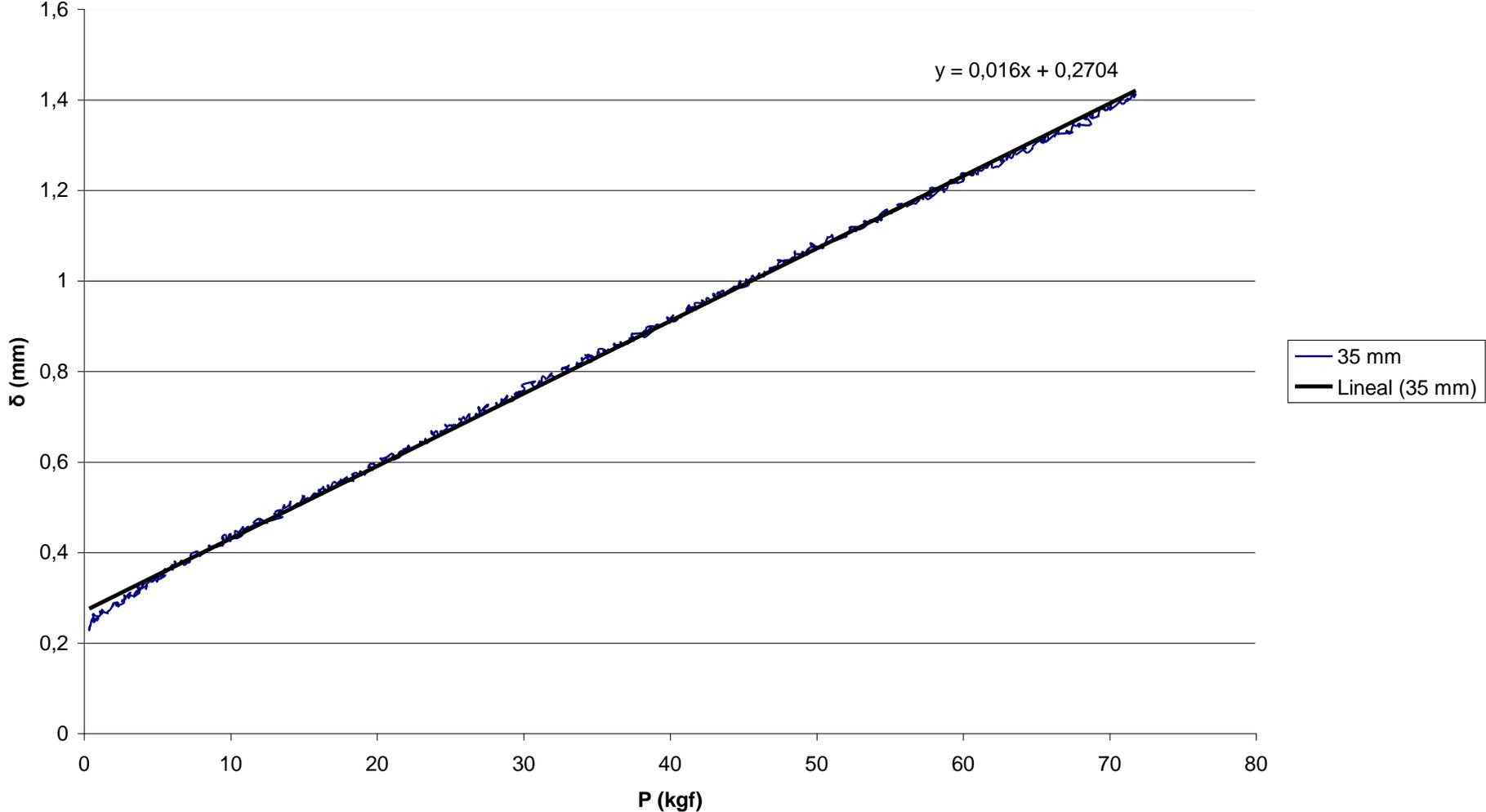
C (25 mm)



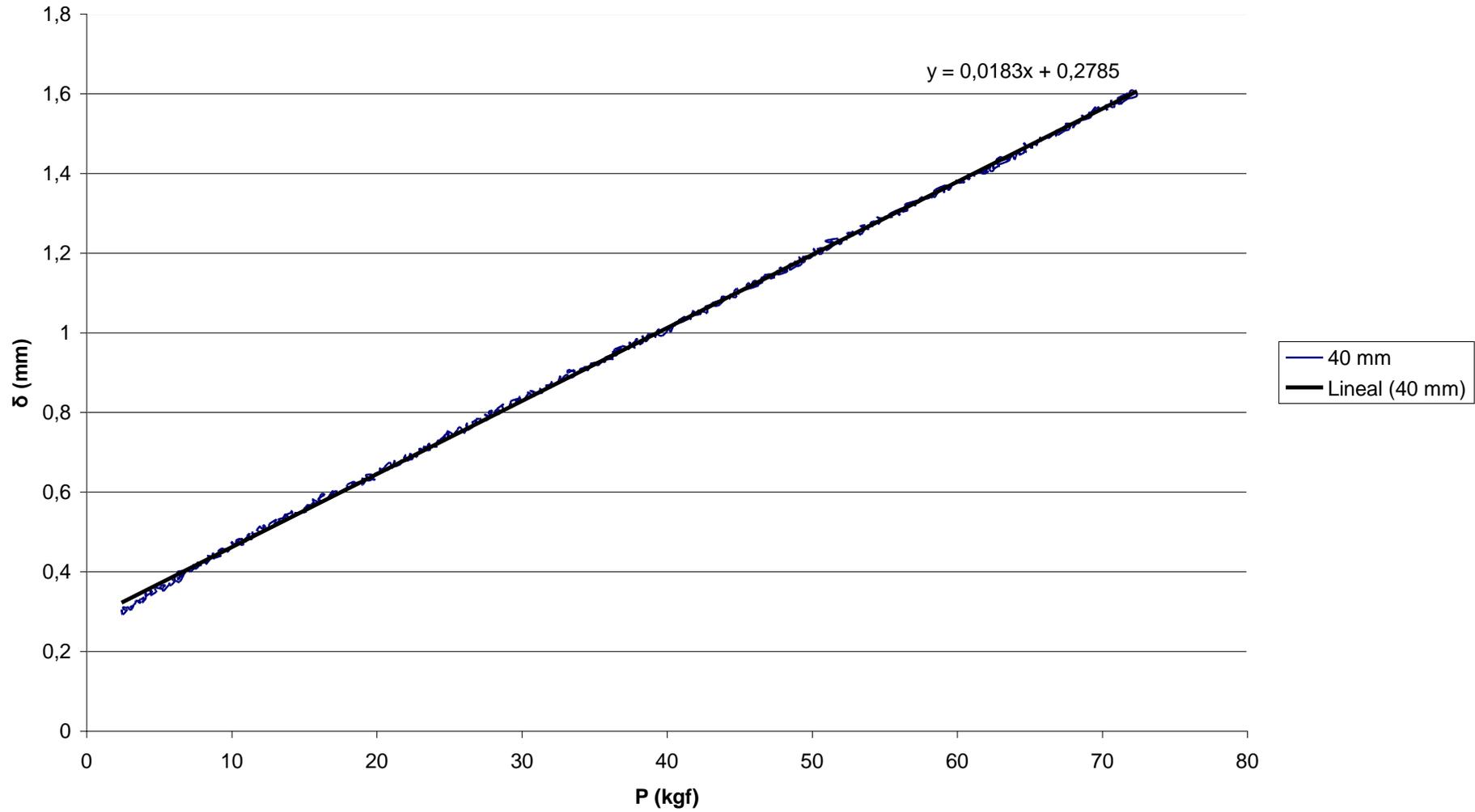
C (30 mm)

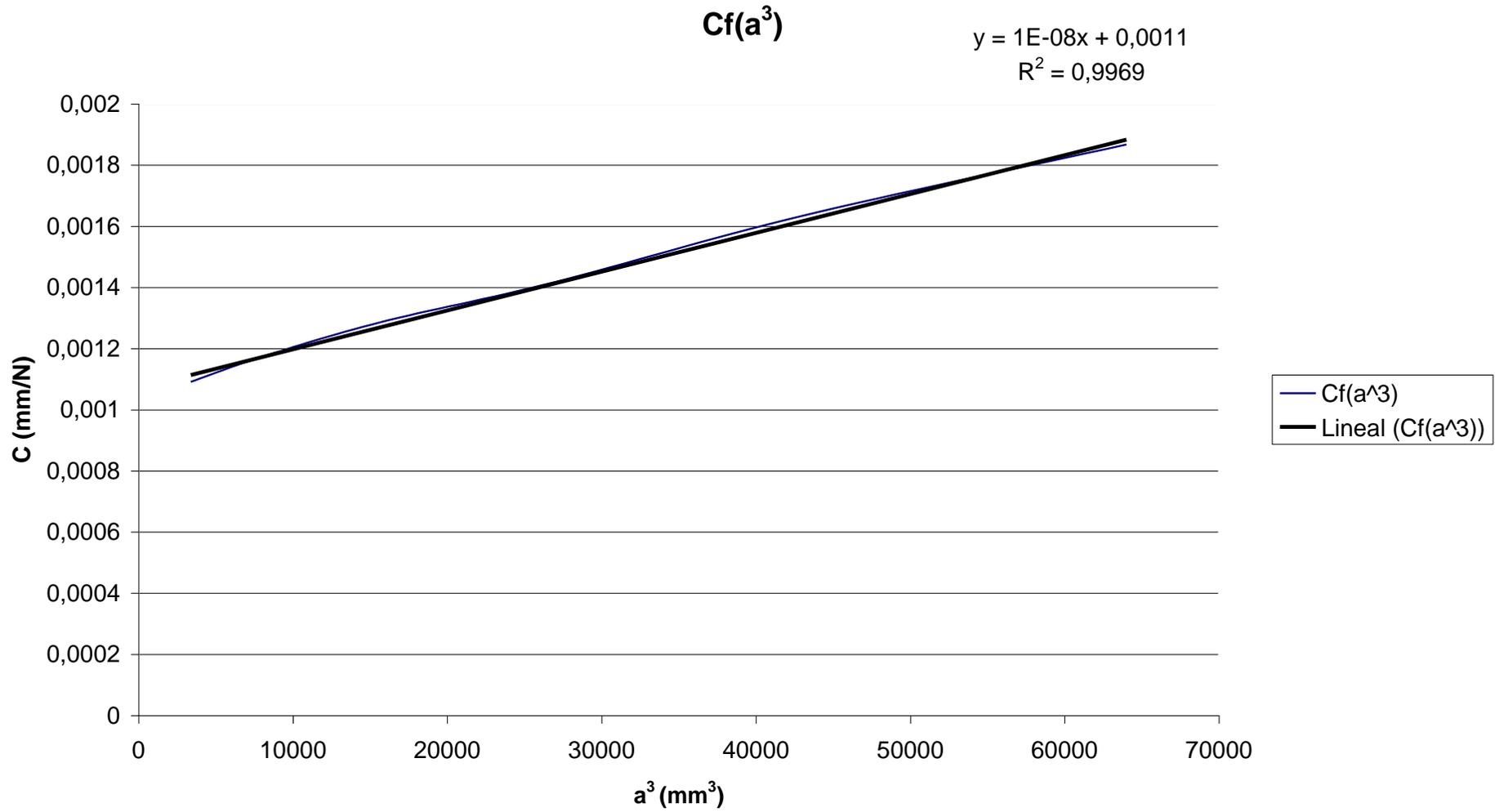


C (35 mm)

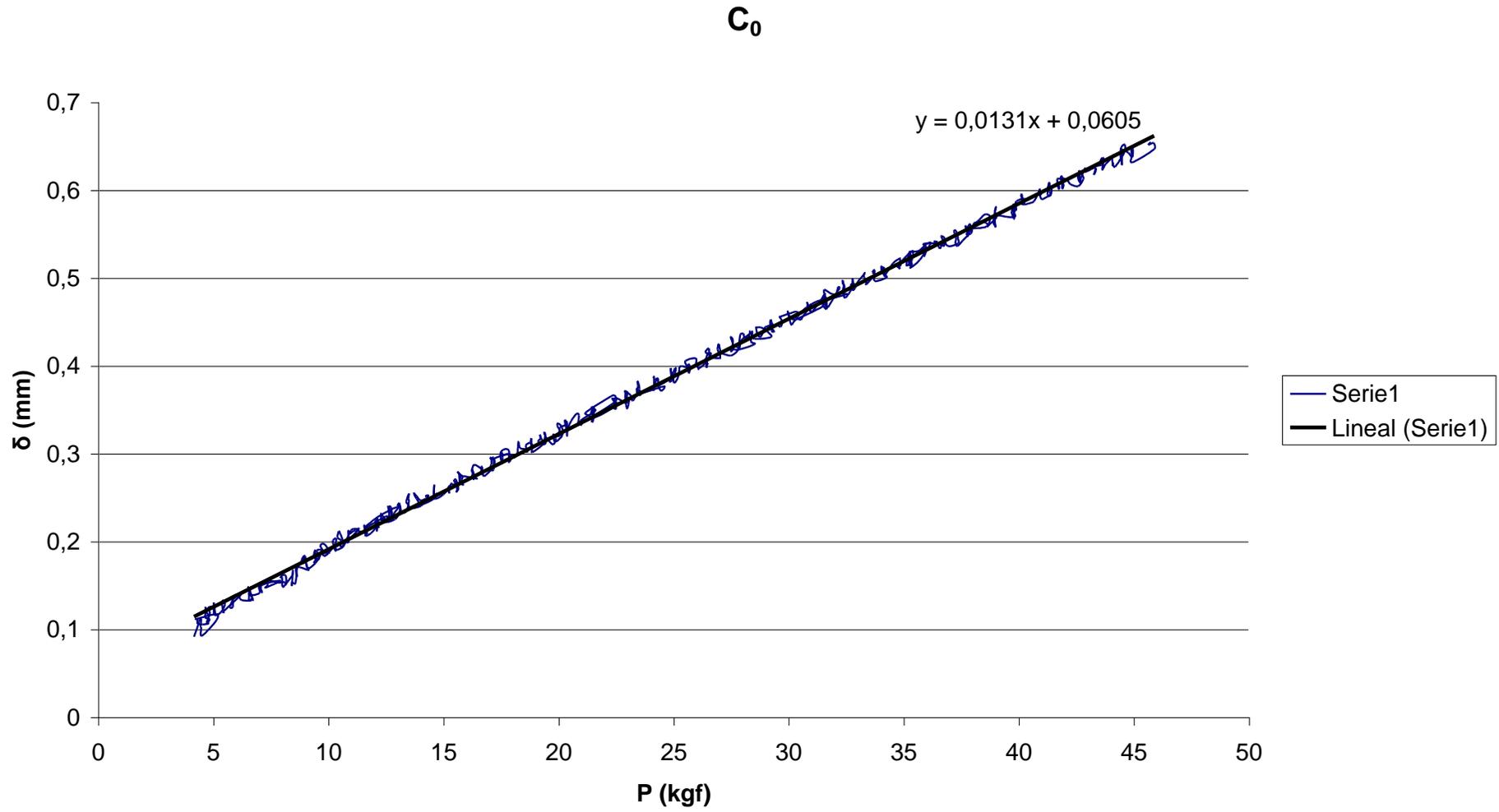


C (40 mm)

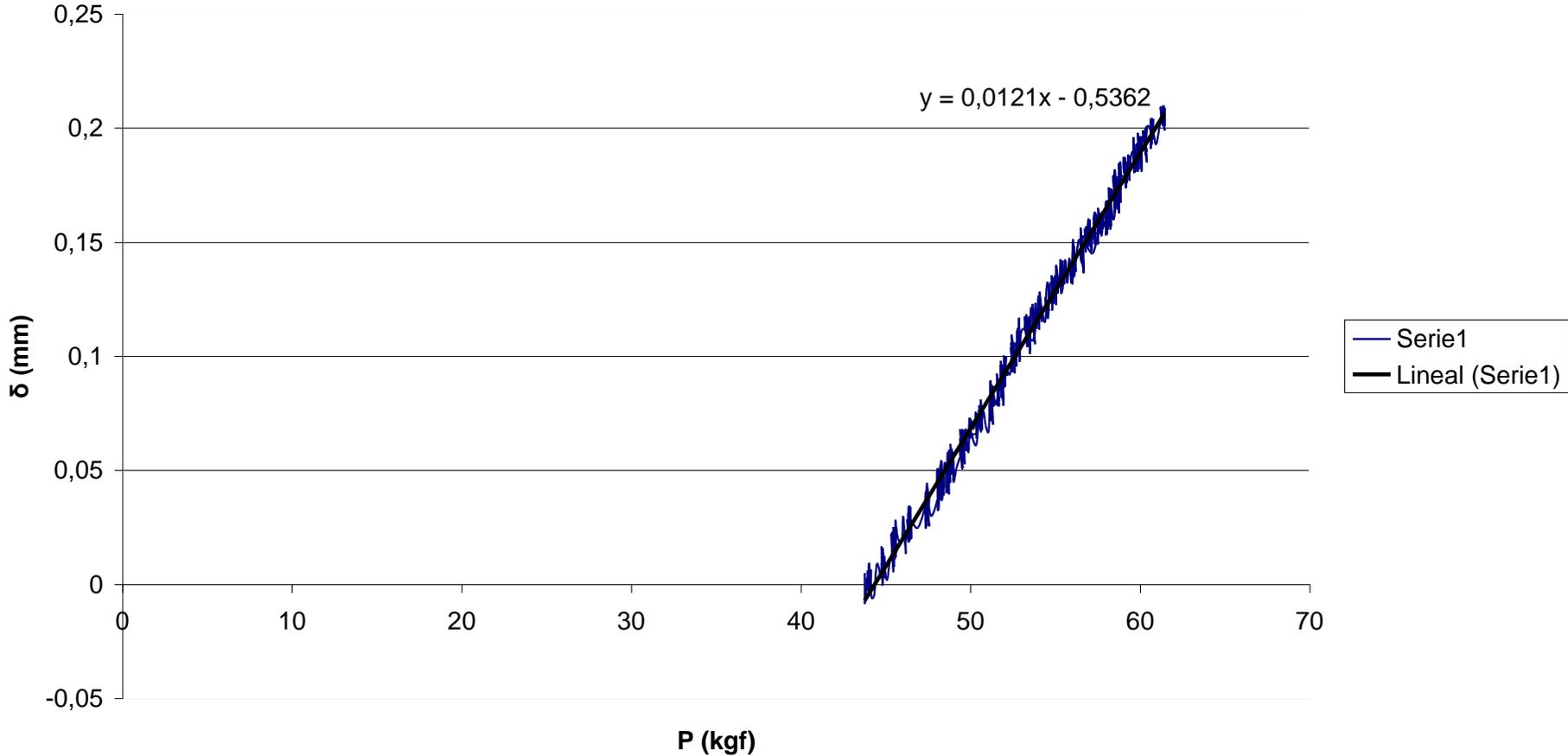




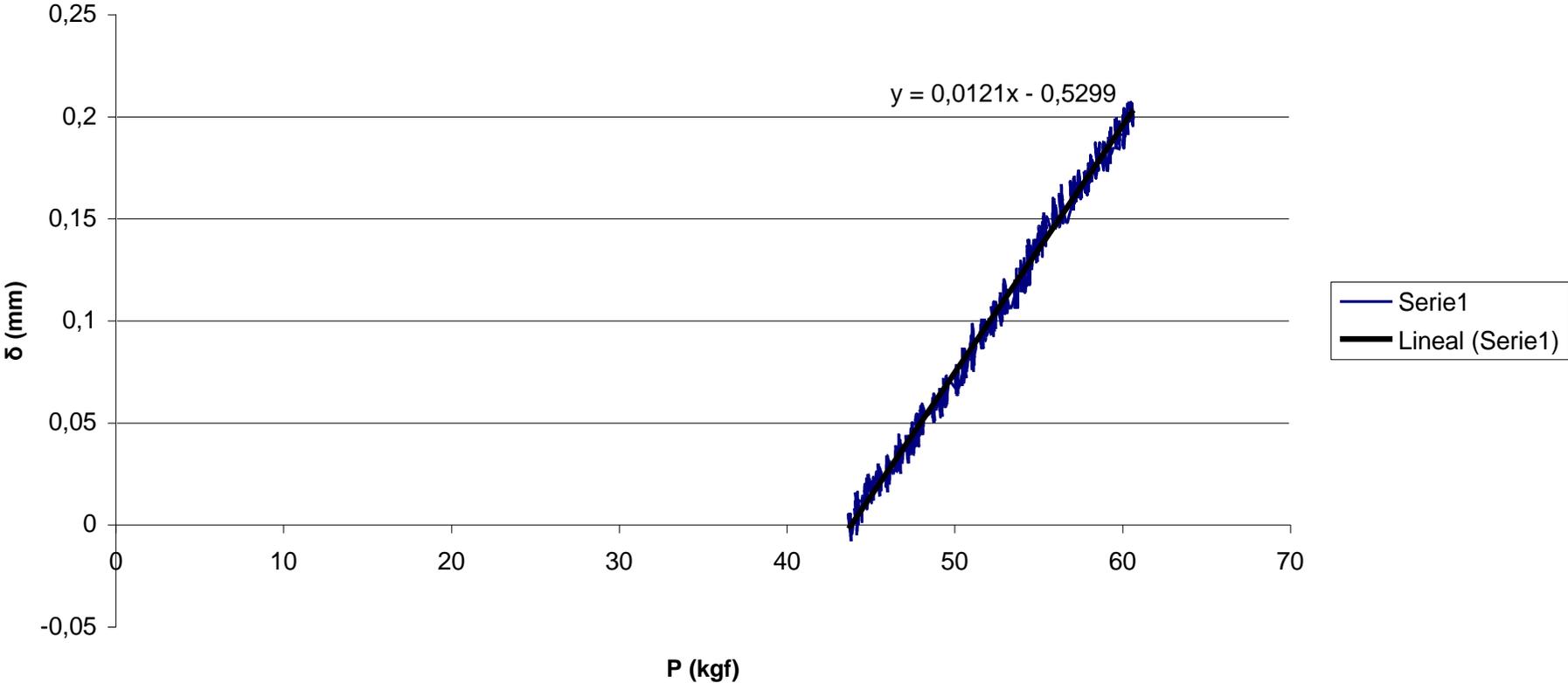
AIV.1.2.- Ensayo de fatiga oligocíclica



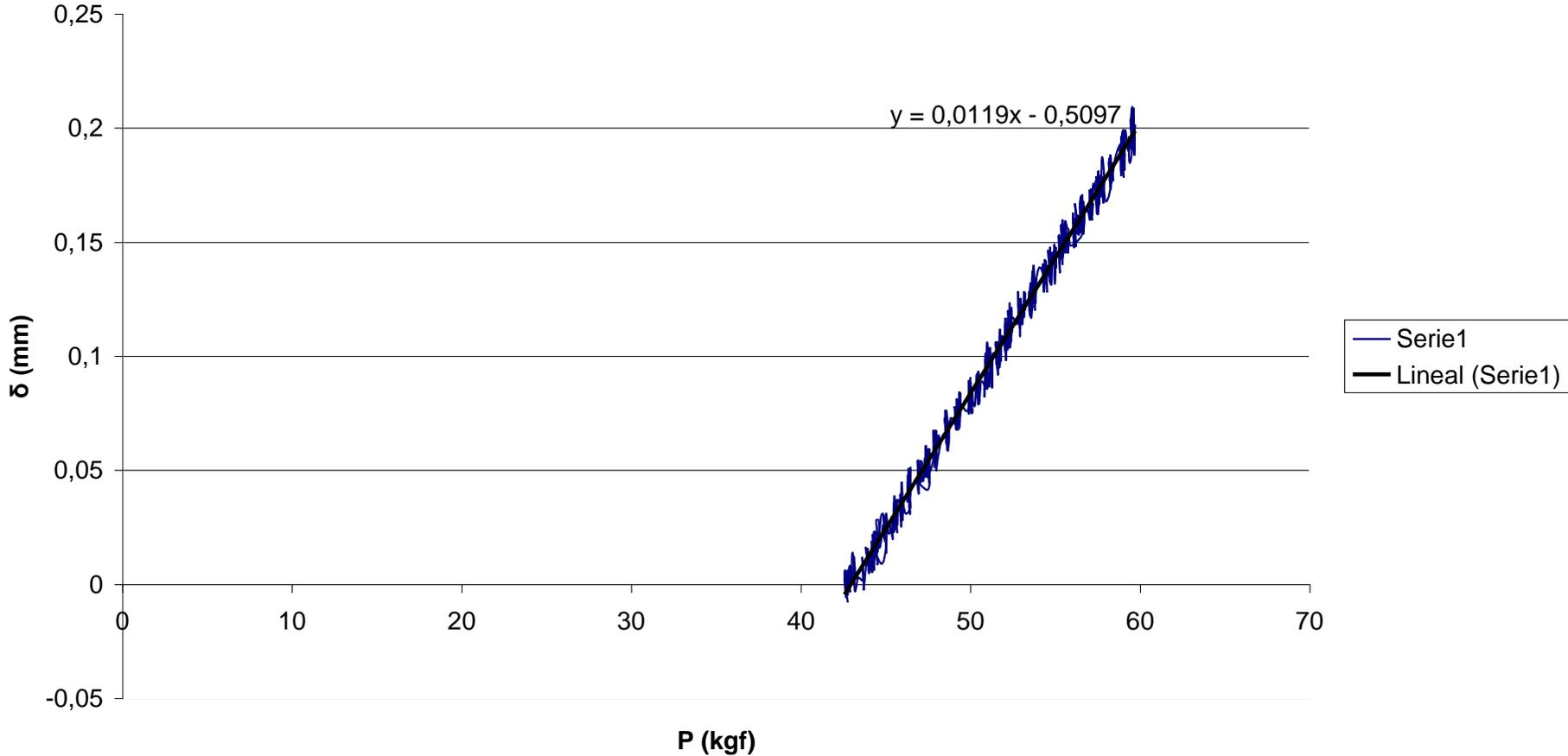
C₁



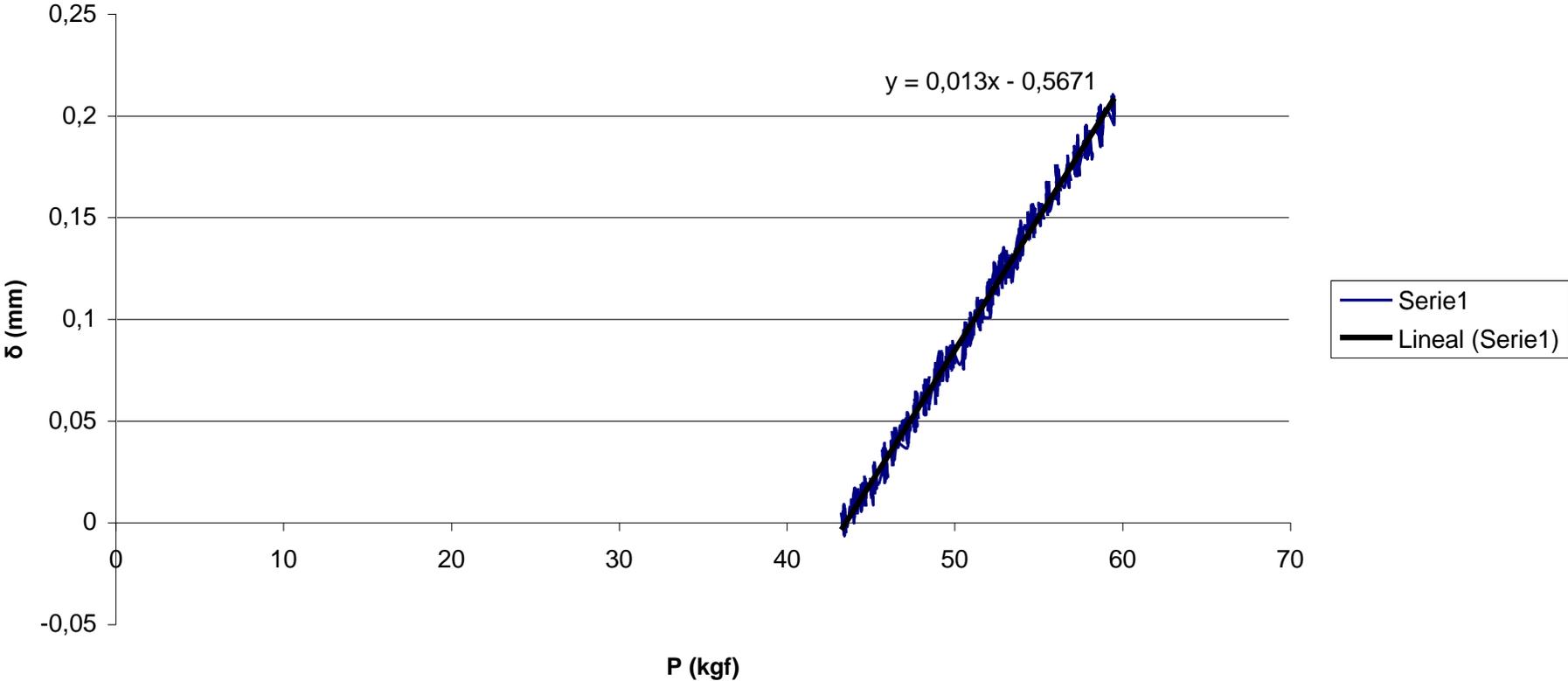
C₂



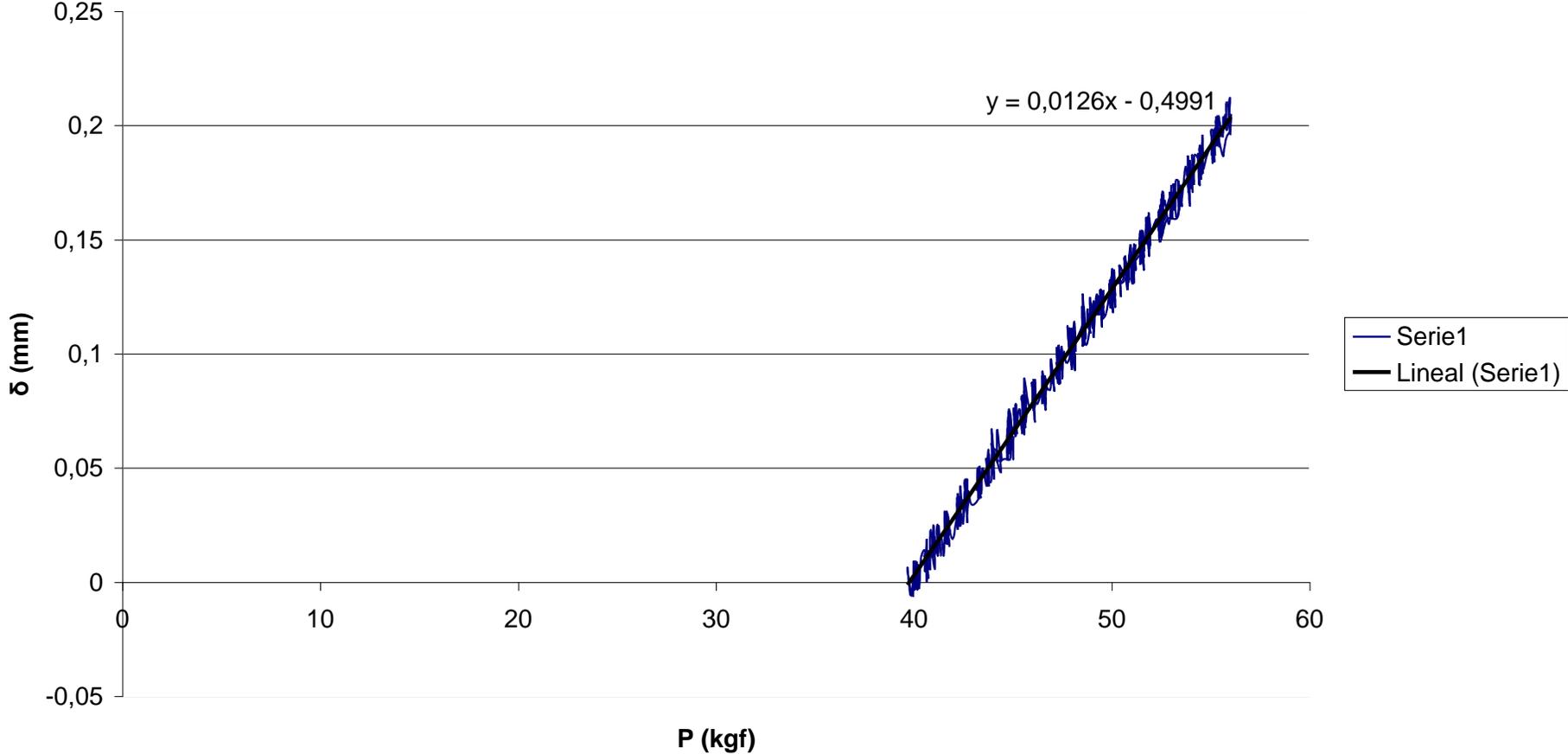
C₃



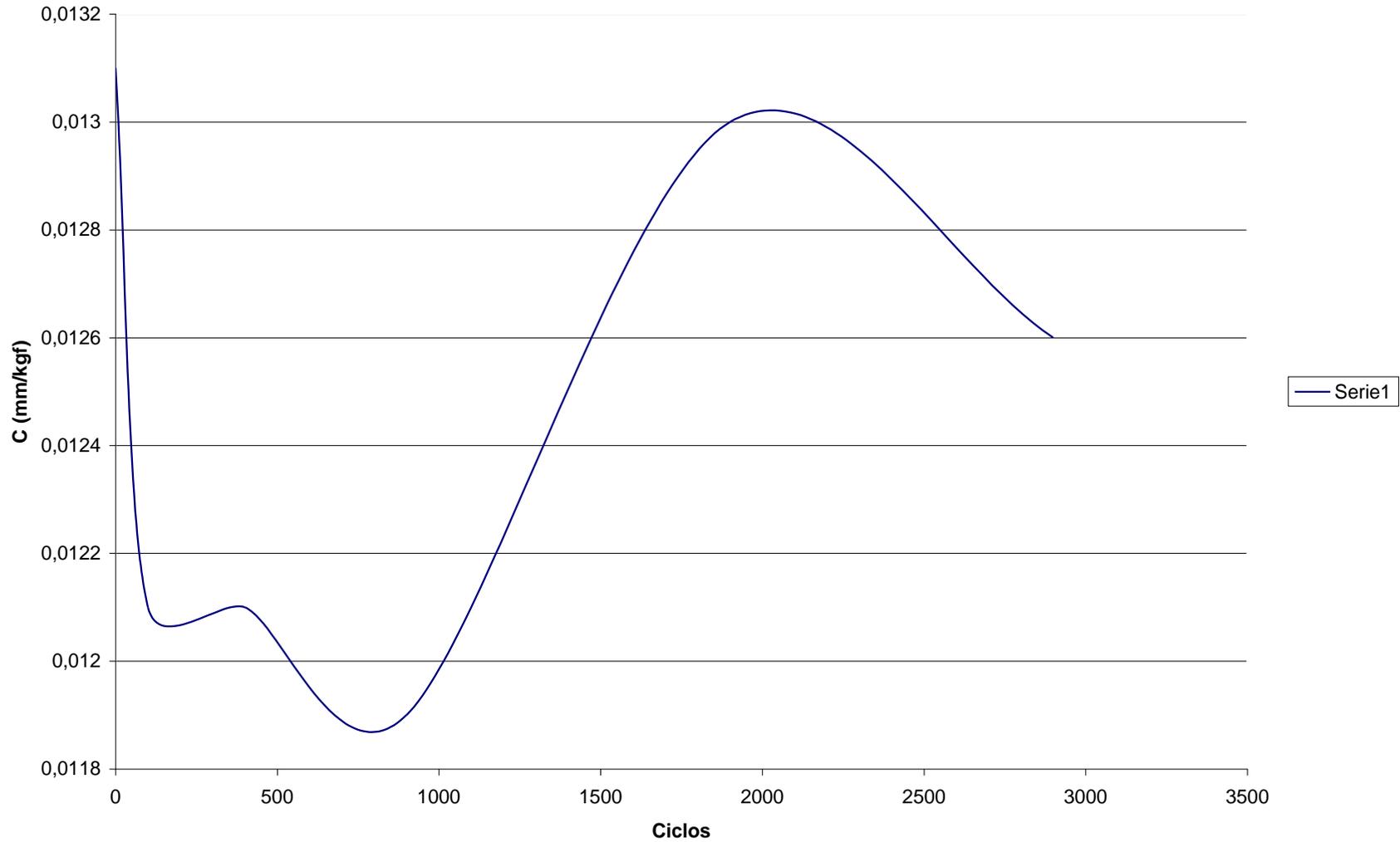
C₄



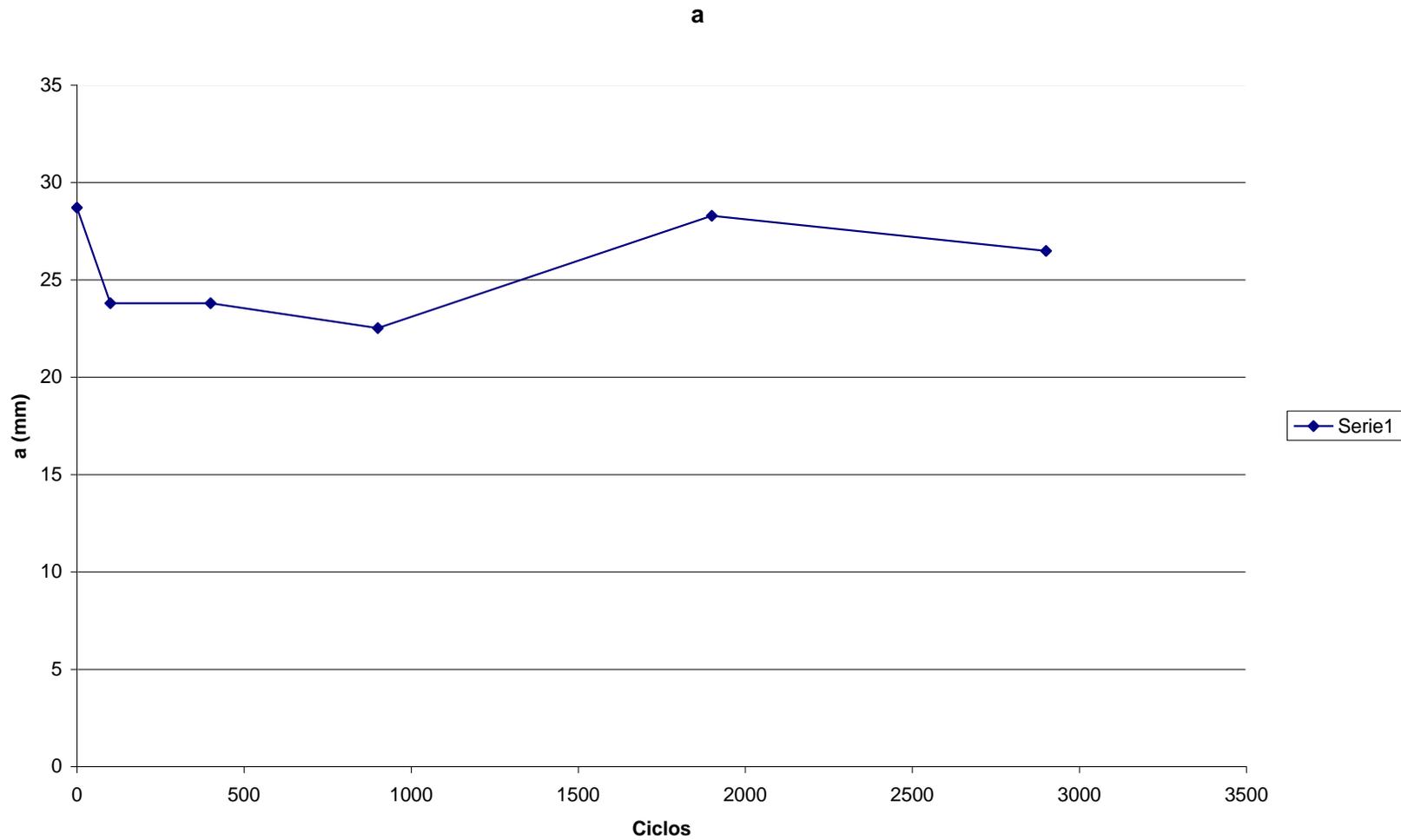
C₅



AIV.1.3.- Comparación flexibilidades

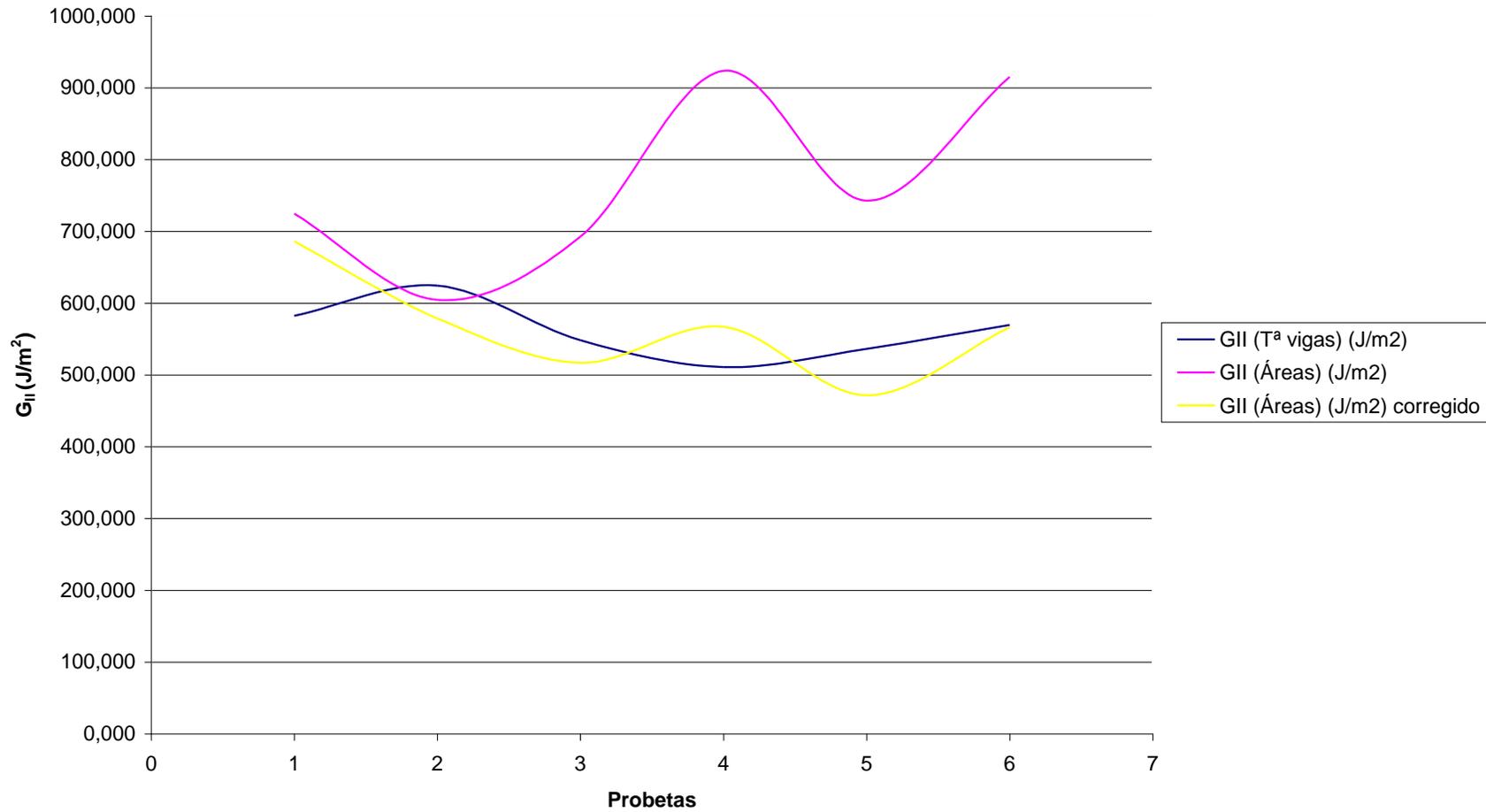


AIV.1.4.- Comparación crecimientos de grieta

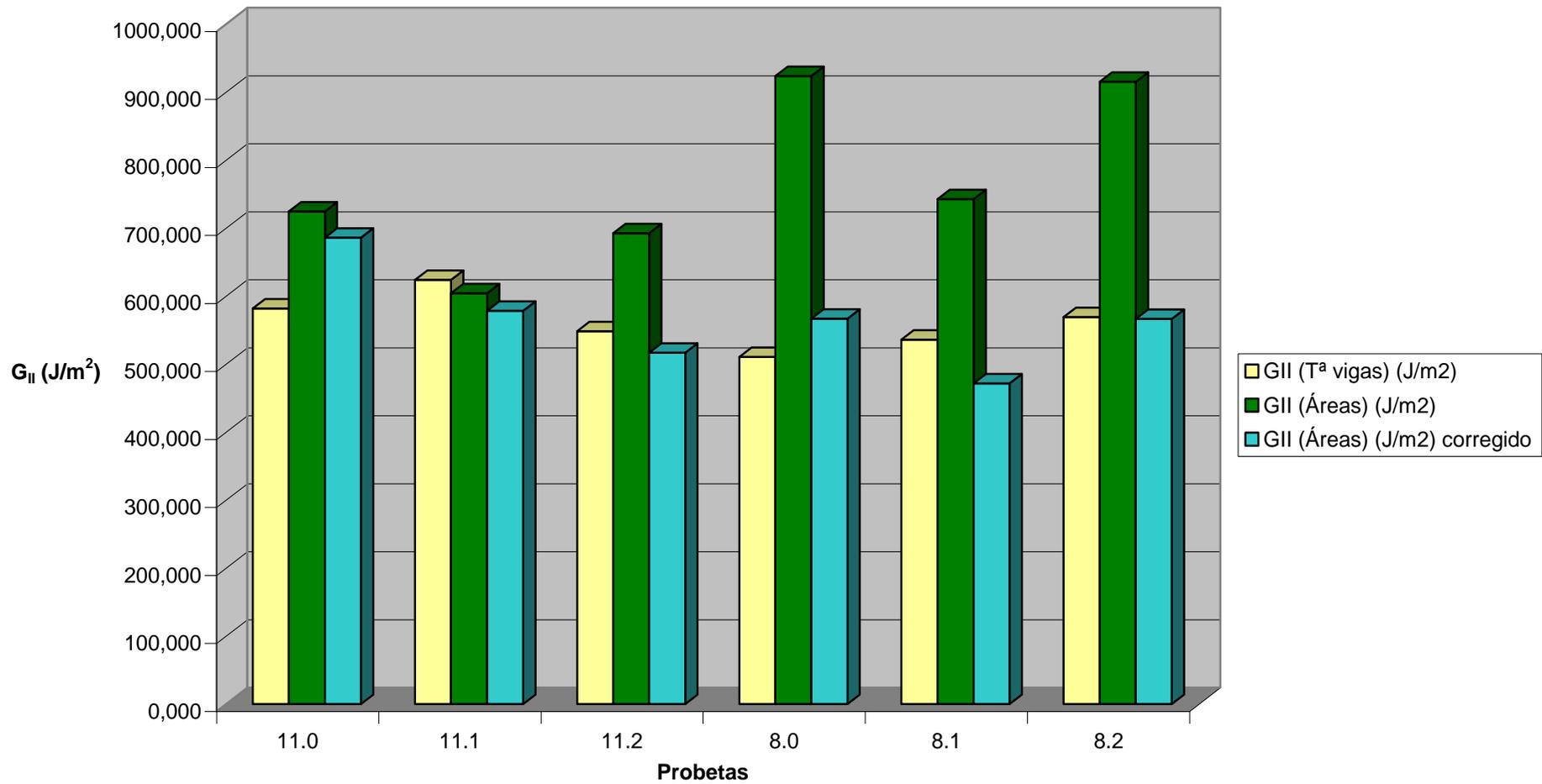


Anexo V: Comparación tasa de liberación de energía “G”

Comparación tasas de liberación de energía

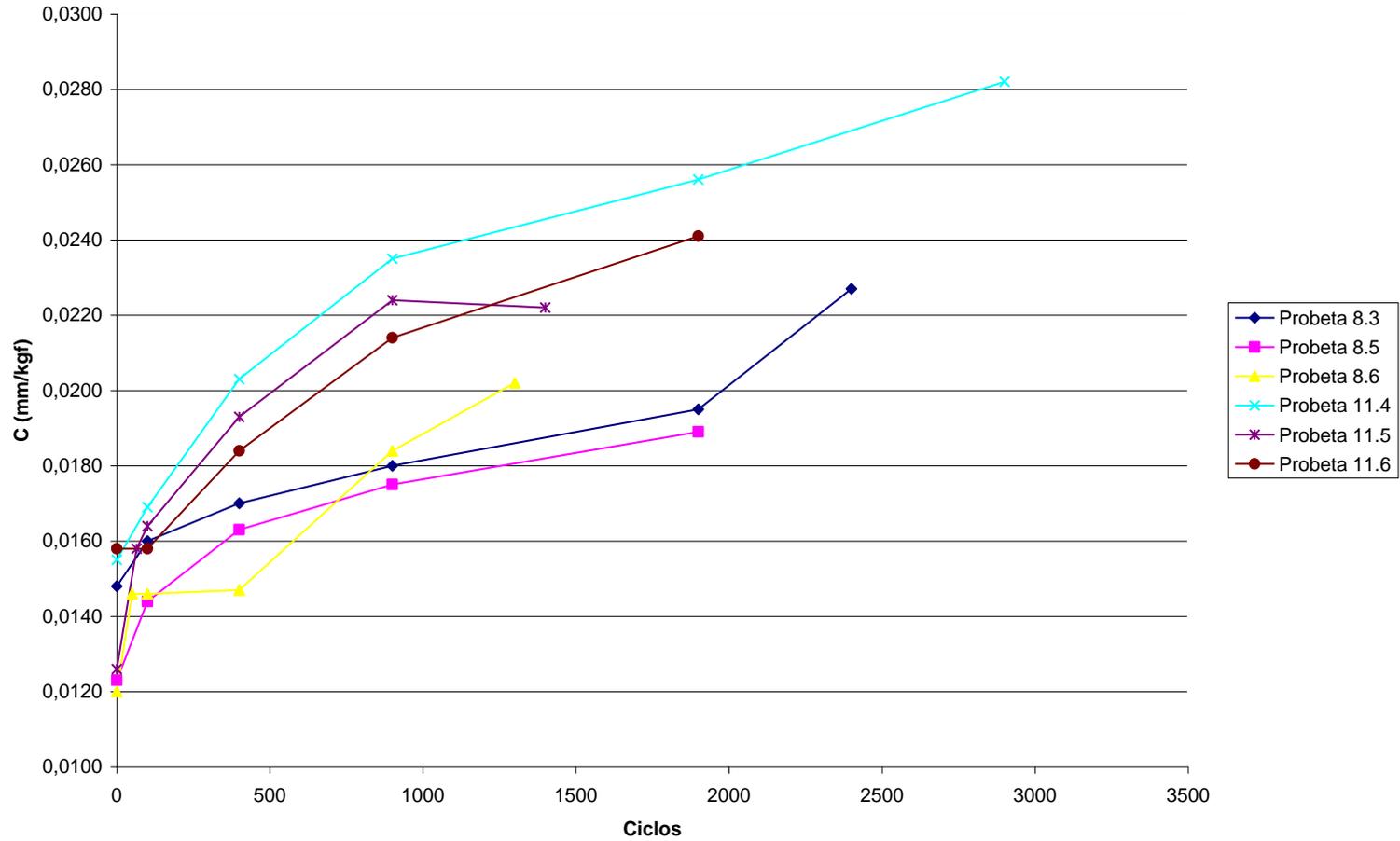


Comparación tasas de liberación de energía

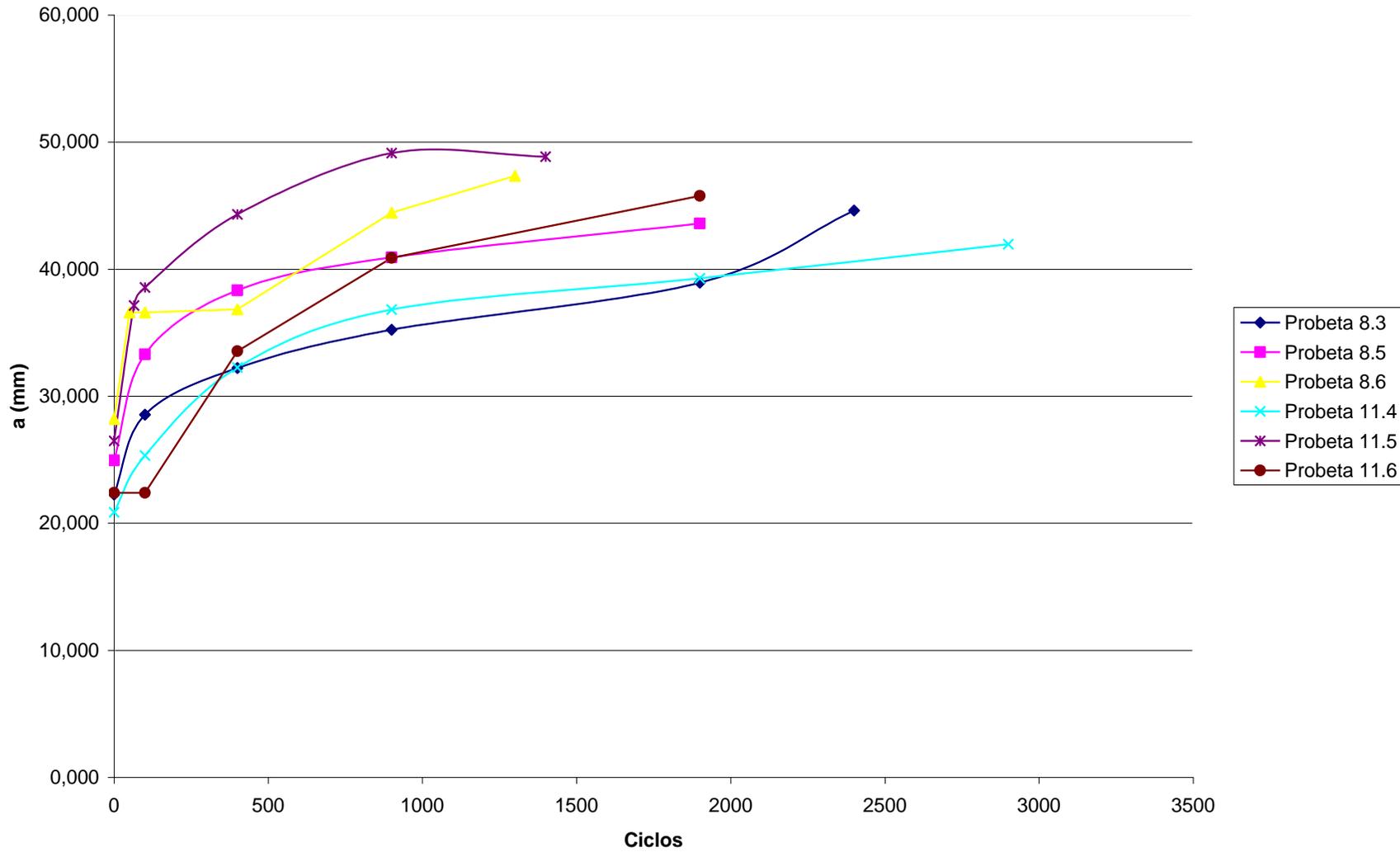


Anexo VI: Comparación a fatiga

AVI.1.- Comparación flexibilidades

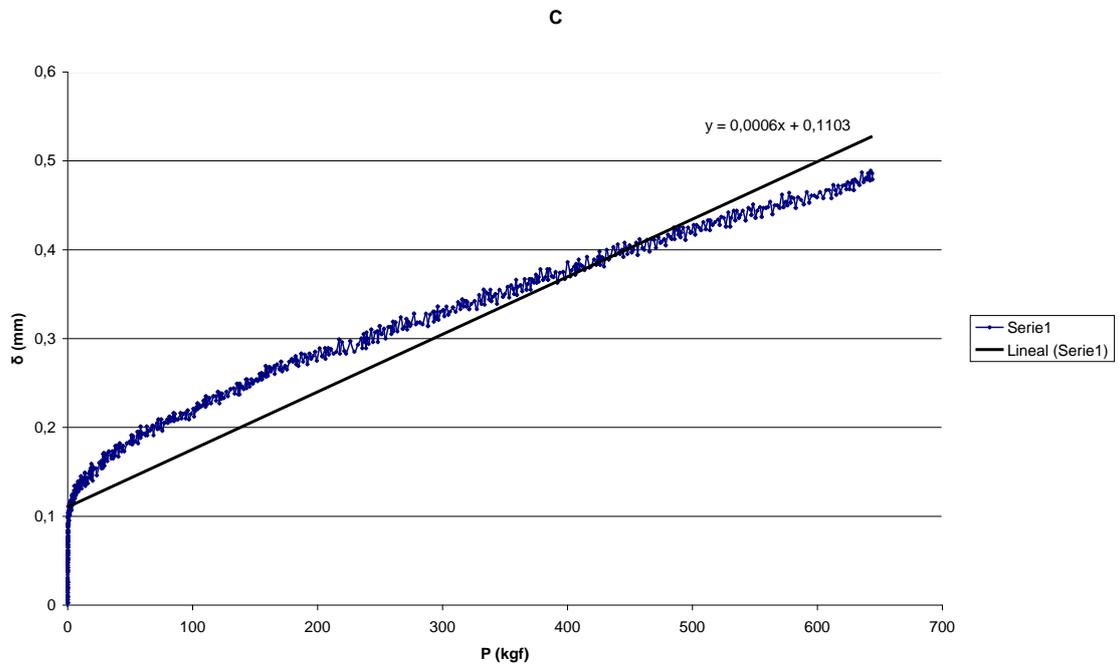


AVI.2.- Comparación crecimientos de grieta

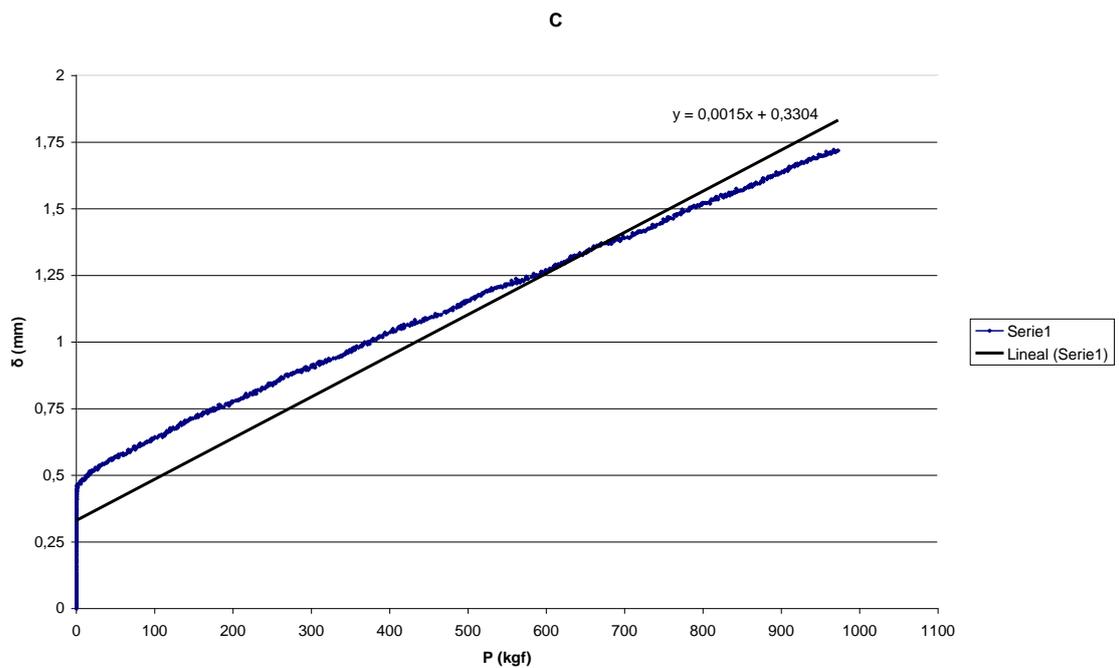


Anexo VII: Calibraciones

AVII.1.- Flexibilidad Paralelepípedo 1

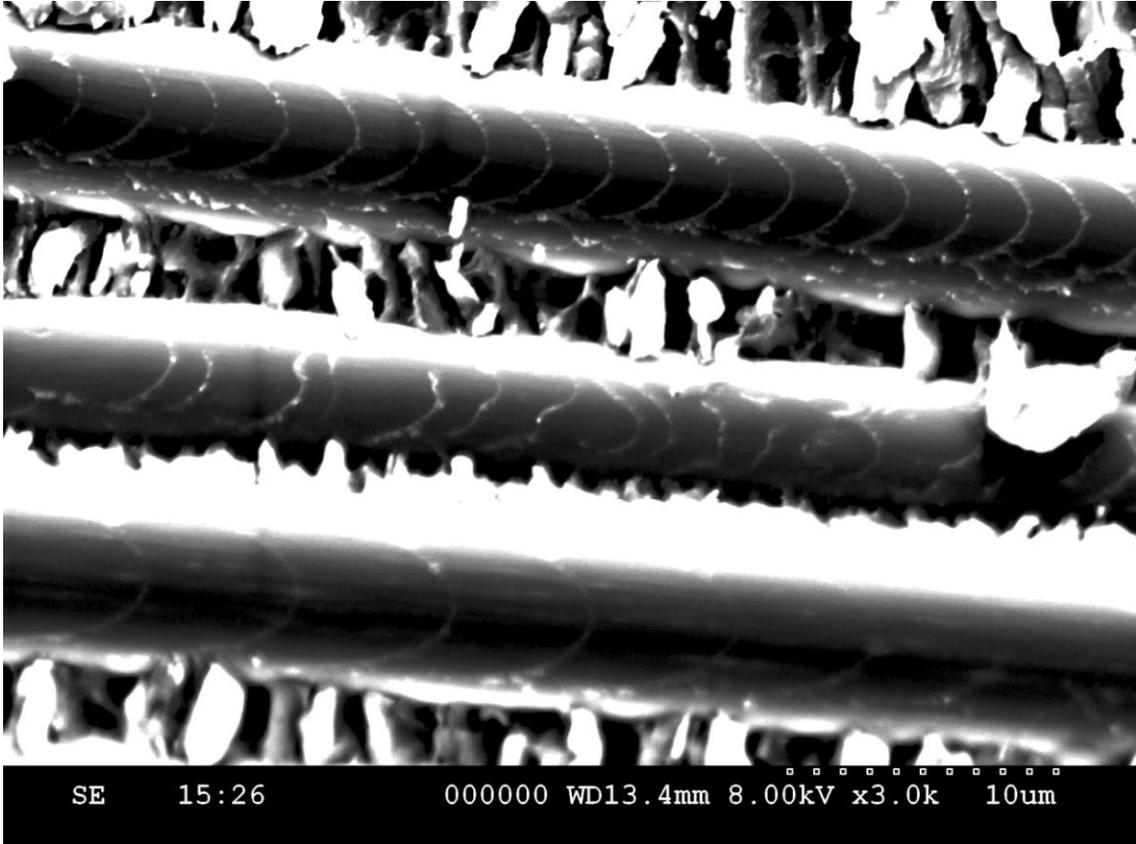


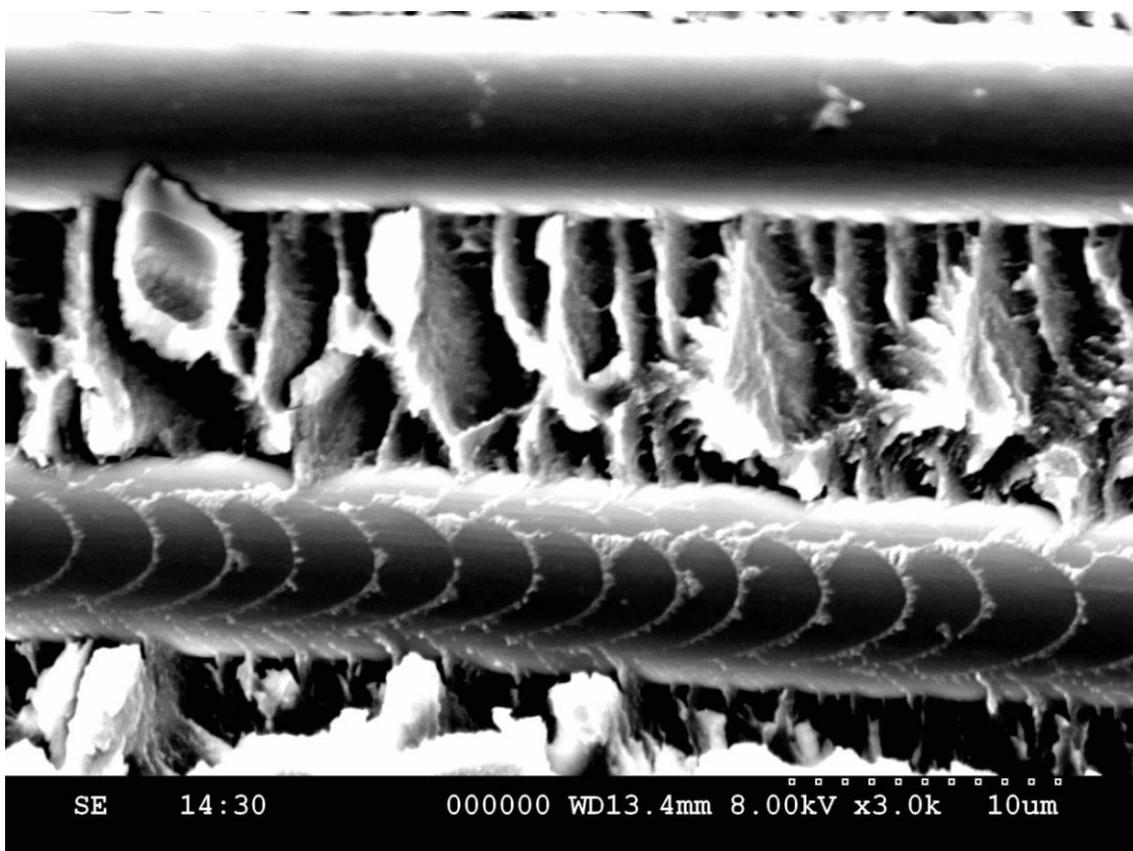
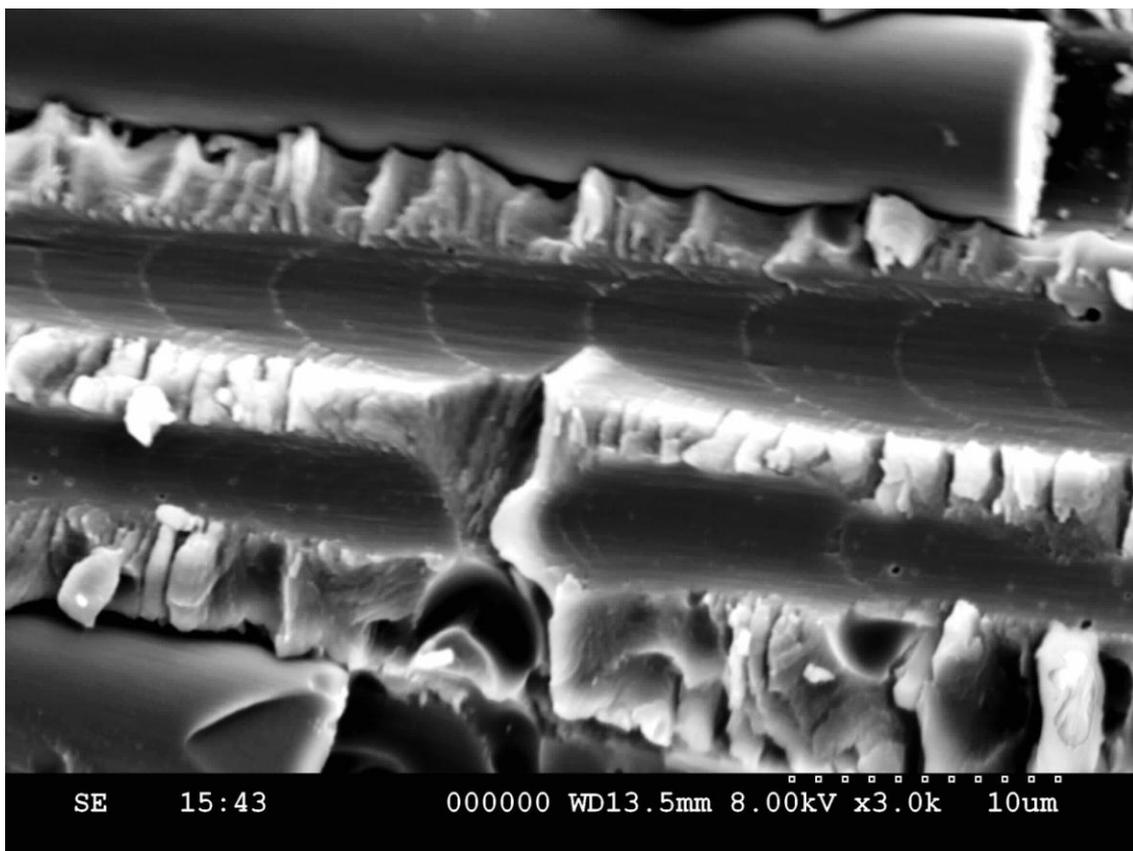
AVII.2.- Flexibilidad Paralelepípedo 2

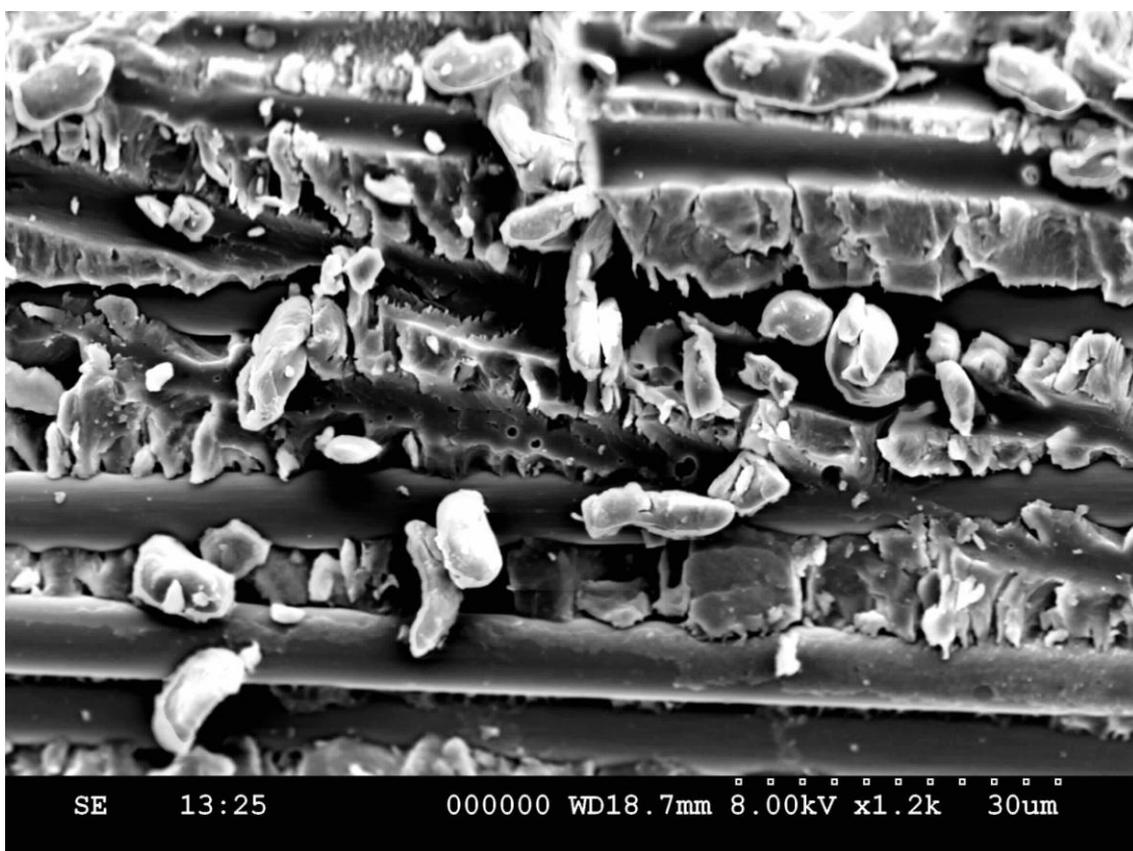
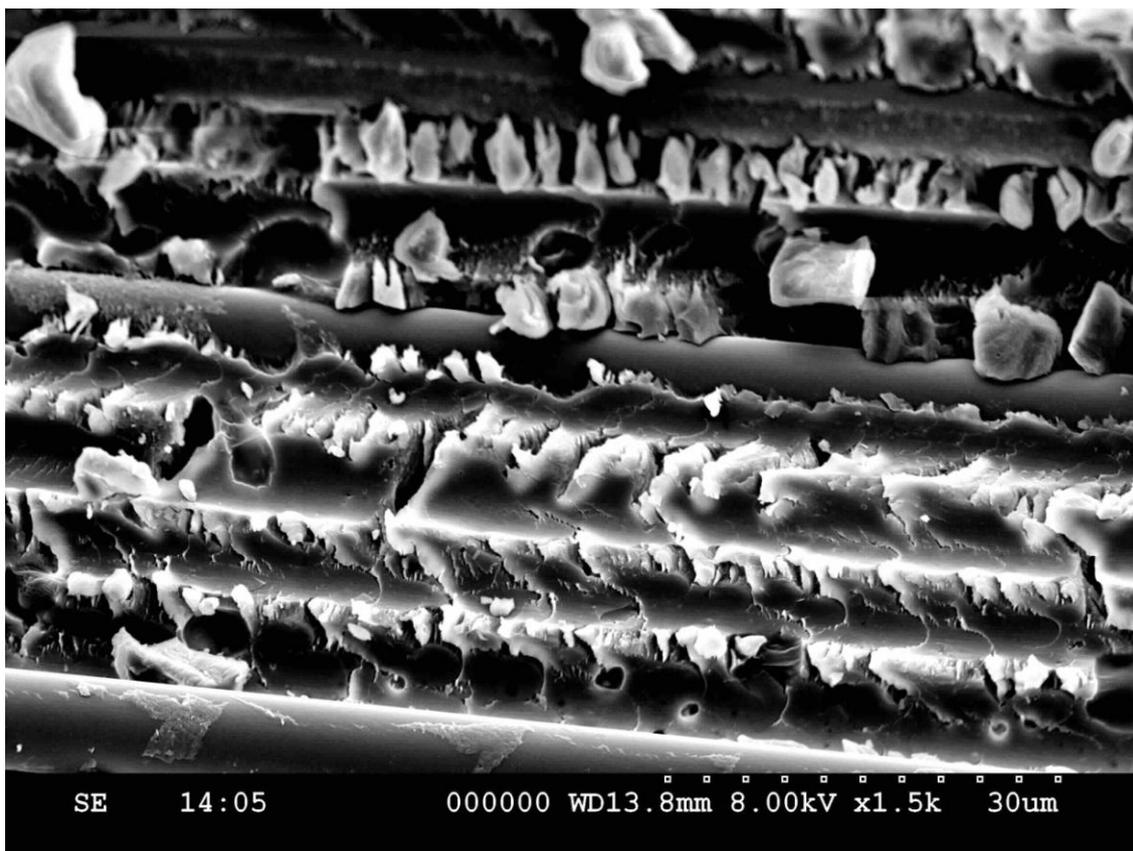


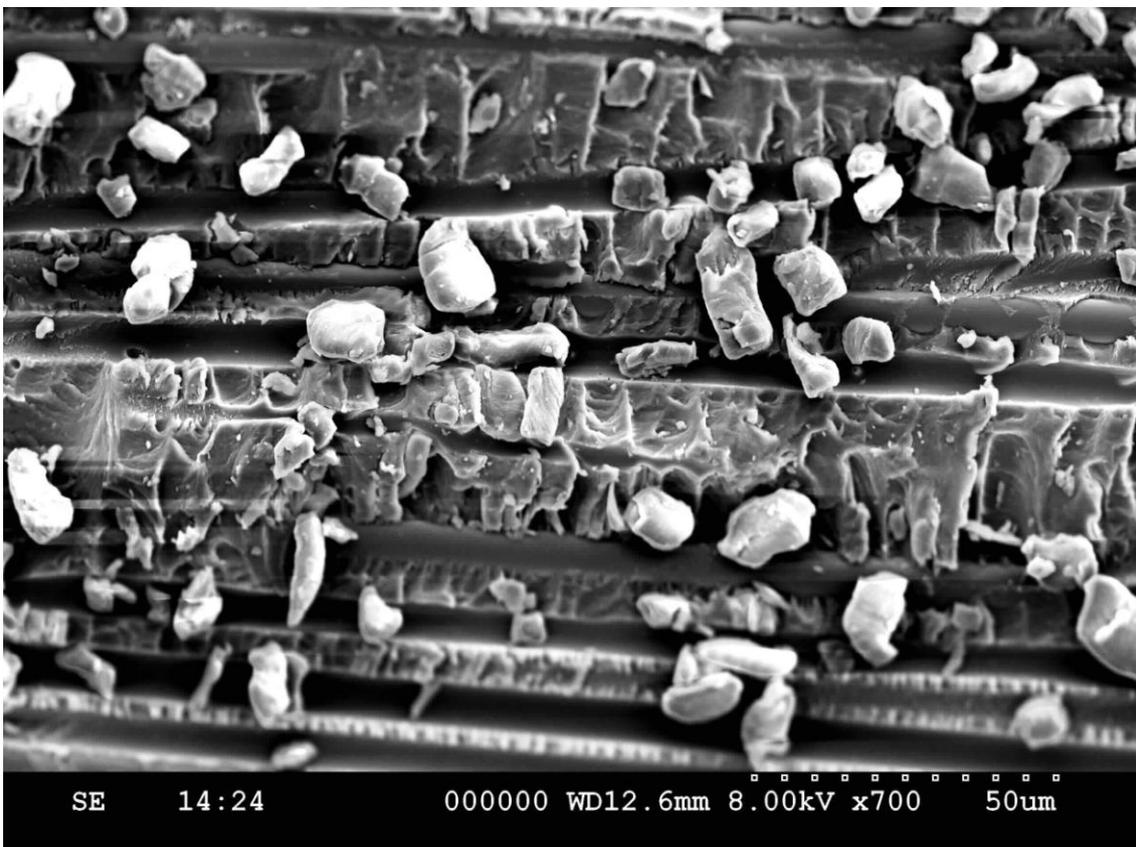
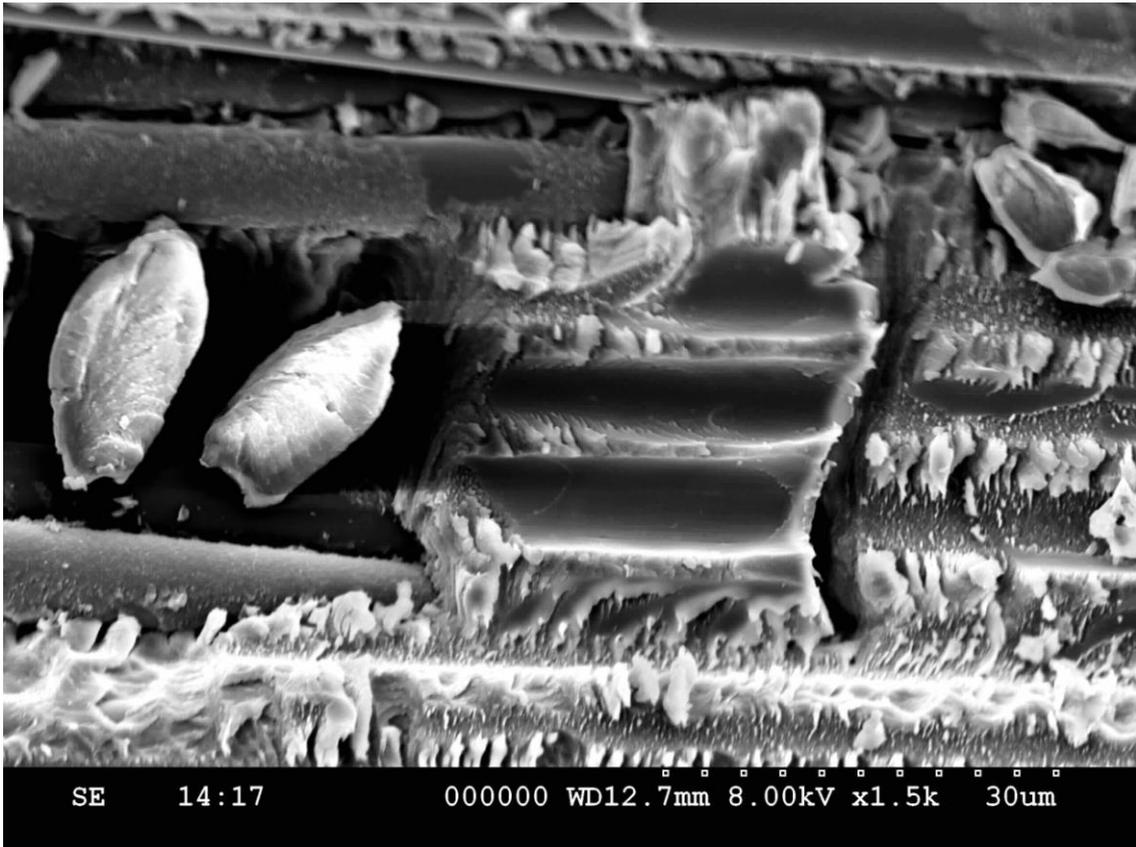
Anexo VIII: Micrografías

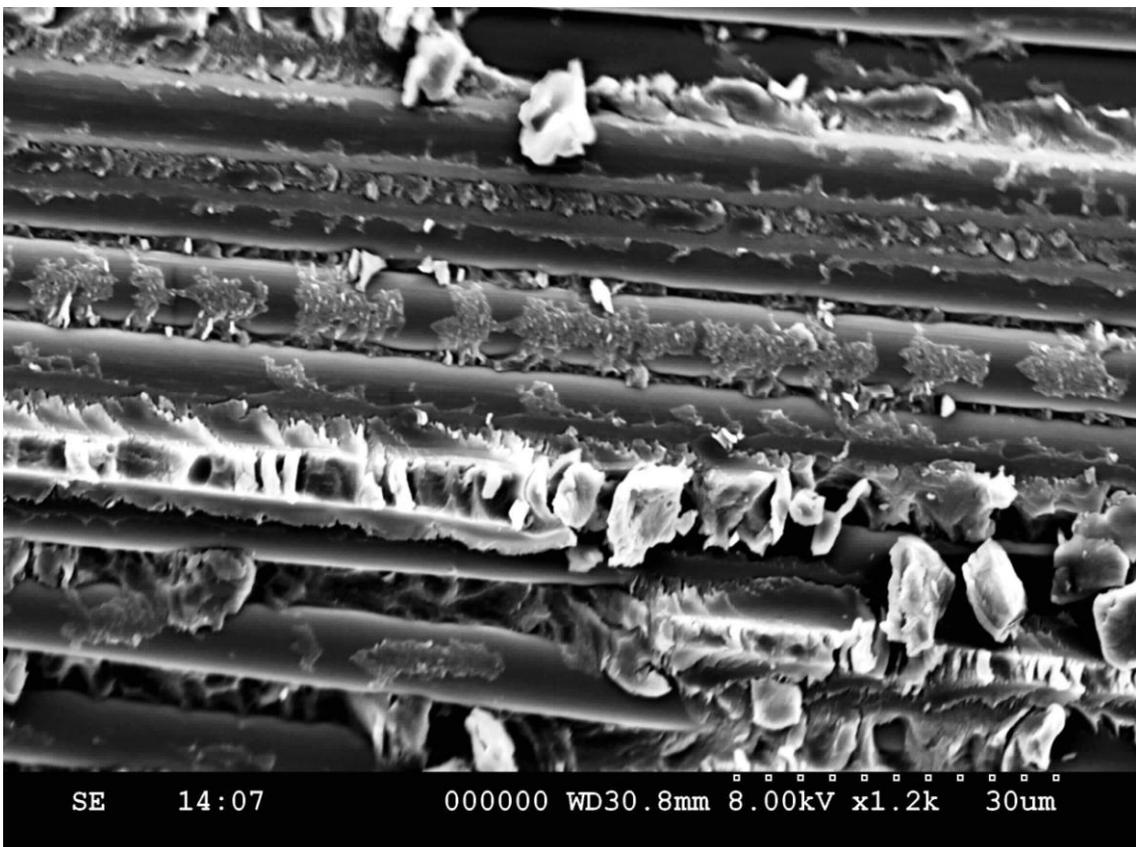
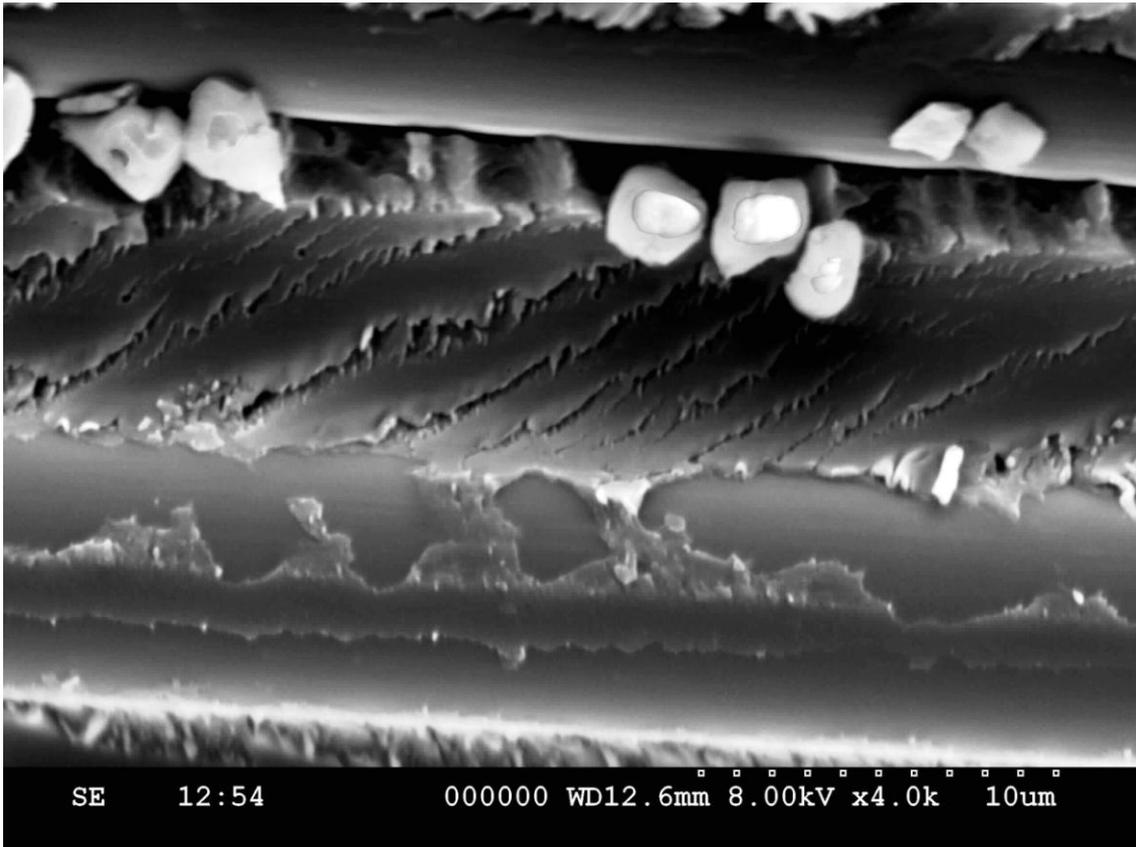
AVIII.1.- Probeta 8.6











AVIII.2.- Probeta 11.5

