

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERÍA
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL



**COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL DE LOS
PANELES SÁNDWICH BASADO EN LA
NORMA EUROPEA EN14509:2006.**

INFORME DE SUFICIENCIA

**Para optar el Título Profesional de:
INGENIERO CIVIL**

LUIS ALBERTO MUNAYCO MALDONADO

Lima – Perú

2013

Las personas más importantes de mi vida han sido el estímulo para culminar esta etapa, sin su aliento, apoyo y paciencia, el final me pudo ser esquivo.

Junior, Joaquín, esto es por ustedes, los amo con todo mi corazón, nunca olviden eso, nunca olviden que los amo.

Milu, el simple hecho de tu compañía impulsa la búsqueda de objetivos, gracias por estar siempre a mi lado gorda.

Papá gracias por lo mejor que me pudiste dar, mi educación, siempre luchaste porque sea lo que soy, gracias padre.

Mamá, el mejor regalo fueron tus valores y el amor a Dios, gracias madre.

ÍNDICE

	Pág.
RESUMEN	3
LISTA DE TABLAS	4
LISTA DE FIGURAS	5
LISTA DE SIMBOLOS Y SIGLAS	7
INTRODUCCIÓN	8
CAPÍTULO I: TECNOLOGÍA DE LOS PANELES SÁNDWICH	9
1.1. EL ORIGEN DE LA TECNOLOGÍA SÁNDWICH	9
1.2. PRINCIPIOS DE LA TECNOLOGÍA SÁNDWICH	10
1.2.1. Definiciones	10
1.2.2. Características	11
1.3. MATERIALES	12
1.3.1. Materiales del núcleo	12
1.3.2. Materiales de las caras	22
1.4. PRINCIPIO DEL COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL	24
1.5. FABRICACIÓN	27
1.6. VENTAJAS	29
CAPÍTULO II: COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL DE LOS PANELES SÁNDWICH	31
2.1. INTRODUCCIÓN	31
2.2. ANÁLISIS DE PANELES SÁNDWICH	33
2.2.1. Análisis de paneles sándwich con caras lisas o ligeramente nervadas	33
2.2.2. Análisis de paneles sándwich con caras nervadas	47
2.3. CAPACIDAD DE CARGA EN PANELES SÁNDWICH	57
2.3.1. Principios para la evaluación de la resistencia	57
2.3.2. Modos de falla	60
2.4. CARGAS, FACTORES DE CARGA Y MATERIAL Y PROCEDIMIENTOS DE DISEÑO	70
2.4.1. Ecuaciones de diseño	70

2.4.2.	Cargas en los paneles sándwich	72
2.4.3.	Reglas de combinación	73
2.4.4.	Coeficientes de combinación y factores de seguridad	76
CAPÍTULO III: NORMATIVA EUROPEA EN14509		80
3.1.	INTRODUCCIÓN	80
3.2.	ENSAYOS MECÁNICOS SEGÚN LA NORMA EN14509:2006	81
CAPÍTULO IV: CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES		108
4.1.	CONCLUSIONES	108
4.2.	RECOMENDACIONES	108
BIBLIOGRAFÍA		109
ANEXOS		111

RESUMEN

Este Informe de Suficiencia tiene como finalidad el estudio teórico del comportamiento estructural de los paneles sándwich constituidos por caras metálicas y núcleo de espumas plástica rígidas o lanas minerales utilizadas en la construcción civil, el cual está basado en la teoría de vigas.

En la primera parte se hará una introducción general sobre esta técnica de construcción, mostrando un poco de historia acerca del uso de este sistema, los materiales componentes de los paneles sándwich que son utilizados, tanto en el núcleo como las caras, la fabricación de los paneles, las ventajas, etc.

La segunda parte del informe abordará específicamente el comportamiento estructural de los paneles sándwich de acuerdo con la literatura europea y la Norma Europea EN14509, la cual rige la calidad estructural de los paneles fabricados, comercializados y utilizados en la Unión Europea. Será presentado el estudio de las acciones internas, los modos de ruptura, las resistencias y los procedimientos de diseño.

Finalmente serán presentados todos los ensayos mecánicos, exigidos por la norma EN14509. Los resultados de estos ensayos son de utilidad en el diseño de los paneles sándwich.

PALABRAS CLAVE: Paneles sándwich. Comportamiento estructural. Espumas plásticas rígidas. Ensayos mecánicos.

LISTA DE TABLAS

	Pág
Tabla 1: Ecuaciones para el dimensionamiento de paneles con caras lisas o ligeramente nervadas con uno, dos o tres vanos	46
Tabla 2: Valores de diseño de las solicitaciones que se utilizan para combinar las acciones en el estado límite último	74
Tabla 3: Valores de diseño de las solicitaciones que se utilizan para combinar las acciones en el estado límite de servicio	75
Tabla 4: Valores de coeficientes de combinación ψ_0 y ψ_1	76
Tabla 5: Valores alternativos de los coeficientes de combinación ψ_0 y ψ_1	77
Tabla 6: Factores de seguridad de carga γ_F	77
Tabla 7: Factores de seguridad de material γ_M	79

LISTA DE FIGURAS

	Pág
Figura 1: El X-33, nave espacial con paredes compuestas de paneles sándwich	9
Figura 2: Aeronave "El Mosquito" de la II Guerra Mundial	10
Figura 3: Panel Sándwich con caras metálicas y núcleo en lana de roca	10
Figura 4: Panel Sándwich con caras metálicas y núcleo en poliuretano	10
Figura 5: Panel Sándwich Tipo Panel Metálico	11
Figura 6: Planchas de espuma plástica rígida de poliuretano (PUR)	14
Figura 7: Planchas de espuma plástica rígida de poliestireno expandido (EPS)	14
Figura 8: Caras de la reacción química del PUR	15
Figura 9: Panel sándwich con núcleo de EPS	17
Figura 10: Bloques de Poliestireno Expandido (EPS)	17
Figura 11: Bloques de Lana de Roca (LDR)	21
Figura 12: Bobinas de acero	22
Figura 13: Láminas de acero con sistemas alternativos de protección	23
Figura 14: Comportamiento estructural de un panel sándwich simplemente apoyado	26
Figura 15: Línea de producción continua de paneles sándwich de EPS	28
Figura 16: Paneles con caras lisas o ligeramente nervadas	32
Figura 17: Paneles con caras nervadas	32
Figura 18: Esfuerzos solicitantes resultantes en un panel sándwich con caras lisas o ligeramente nervadas	33
Figura 19: Distribución de esfuerzos solicitantes en la sección transversal de un panel con caras lisas o ligeramente nervadas	33
Figura 20: Panel simplemente apoyado con una carga uniformemente distribuida	38
Figura 21: Panel simplemente apoyado con una carga puntual aplicada	41
Figura 22: Solución para paneles con dos vanos	45
Figura 23: Solución para paneles con tres vanos	45
Figura 24: Esfuerzos resultantes en un panel sándwich con caras nervadas	47

Figura 25: Distribución de esfuerzos resultantes en un panel sándwich con caras nervadas	47
Figura 26: Modos de fallo en los paneles sándwich de pared y techo	61
Figura 27: Modos de pandeo en una cara lisa y nervada hecha de chapas metálicas finas	62
Figura 28: Definición del ancho efectivo de la parte plana comprimida de la cara nervada	64
Figura 29: Apoyo con reacción positiva provocando compresión (a) y apoyo con reacción negativa provocando tracción (b)	65
Figura 30: Corte de probetas en paneles nervados	81
Figura 31: Curva carga-deformación	82
Figura 32: Ensayo de flexión de cuatro puntos	84
Figura 33: Ensayo de flexión de cuatro puntos en un panel con núcleo de PUR	85
Figura 34: Probetas falladas del ensayo de corte. Falla al corte en muestras 1 y 2, falla por arrugamiento en la probeta 3	85
Figura 35: Línea de regresión que muestra la resistencia de esfuerzo cortante a largo plazo	88
Figura 36: Panel simplemente apoyado: 4 cargas lineales	91
Figura 37: Panel simplemente apoyado: 4 cargas lineales (alternativa)	91
Figura 38: Panel simplemente apoyado: Presión de aire	91
Figura 39: Detalle del apoyo del panel	91
Figura 40: Ensayo de apoyo central simulado – carga hacia abajo	102
Figura 41: Ensayo de apoyo central simulado – carga hacia arriba	103
Figura 42: Localización de las probetas de ensayo para ensayo del peso específico	103
Figura 43: Ensayo para la determinación de la resistencia en la reacción del apoyo en el extremo	106
Figura 44: Definición de la carga final en un ensayo de reacción de apoyo extremo	107

LISTA DE SÍMBOLOS Y SIGLAS

- RAL Sistema de color del Instituto Alemán de Control de Calidad y Marcas. Sus siglas significan: Reichsausschuß für Lieferbedingungen
- NCS Sistema de color del Instituto Escandinavo del Color de Suecia. Sus siglas significan: Natural Color System.

INTRODUCCIÓN

El uso de los paneles sándwich ha ido incrementándose con el pasar de los años, teniendo inicialmente un uso exclusivo en refrigeración industrial. Ahora se usa esta tecnología también en ambientes climatizados. Sin embargo la carencia de una norma que regule desde la fabricación, comercialización y el diseño de estos paneles, ha hecho que adoptemos parámetros fundamentados sólo en la experiencia del instalador. Más aún, en la actualidad, los paneles sándwich se usan en grandes centros comerciales para optimizar el consumo de energía en sus ambientes climatizados y no existe norma que regule su uso.

Lo que ocurre en nuestro país, ya ha venido sucediendo hace muchos años en muchos países de Europa, teniendo inicialmente cada país una norma independiente que regule la fabricación, comercialización y uso de estos paneles. En el año 2006 se publicó un primer borrador de la Norma Europea EN 14509, la cual fue aprobada en el año 2009, norma que regula el uso de estos paneles en todos los países miembros de Europa, pero que va más allá de eso, regula desde la fabricación, hasta la comercialización, estableciendo una marca internacional única con el cual se podrá comercializar estos paneles, la marca CE.

Los paneles sándwich son elementos estructurales compuestos, donde la sinergia de los componentes de ellos, aportan grandes propiedades estructurales al sándwich y lo hace un producto que, gracias a su alta resistencia estructural y su bajo peso, se convierte en un material idóneo para ser usado como cerramientos y/o coberturas en ambientes que se requieran conservar una temperatura interna y con ello reducir el consumo de energía de los equipos de refrigeración, tanto comercial como industrial.

En la actualidad, se ha formado un Comité Técnico en la Cámara Peruana de Construcción (CAPECO) para regular el uso de tecnologías que colaboren con el uso eficiente de la energía en nuestro país, sin embargo no incluyen regulación alguna respecto al uso de esta tecnología llamada Tecnología Sándwich.

CAPÍTULO I: TECNOLOGÍA DE LOS PANELES SÁNDWICH

1.1. EL ORIGEN DE LA TECNOLOGÍA SÁNDWICH

El primer aterrizaje exitoso en la luna en 1969 fue el resultado de aplicaciones de nuevas tecnologías como cohetes, computadoras y paneles sándwich (DAVIES, 2001). A pesar que el interés público estuvo centrado en los cohetes y las computadoras, fue sólo con la ayuda de la tecnología sándwich que pudo construirse una nave que fuera al mismo tiempo ligera en peso y lo suficientemente fuerte para resistir los esfuerzos de aceleración y aterrizaje. Se puede ver inmediatamente la ventaja de los paneles sándwich: alta resistencia y elevada rigidez con un bajo peso.

Los investigadores de la historia de las construcciones sándwich, parecen no estar de acuerdo en quien fue la primera persona que publicó una descripción de las ventajas de combinar diferentes materiales como un sándwich. Sin embargo es muy probable que la idea de las construcciones sándwich no haya venido de una sola persona, sino de varios ingenieros en forma independiente y en distintos tiempos, incluso desde el siglo XIX (BRANNER, 1995).

Antes de 1960, la tecnología sándwich quedó enteramente confinada a aplicaciones aeroespaciales. Alrededor de este año, varios usos alternativos fueron descubiertos tales como edificaciones, almacenes refrigerados, industria automovilística y de navíos. Este periodo fue también el inicio del boom de los elementos pre-fabricados en la construcción civil.

Se dice que la primera vez que la tecnología sándwich vio la producción en masa fue en la fabricación de la aeronave “El Mosquito” en Inglaterra durante la II Guerra Mundial (BRANNER, 1995).

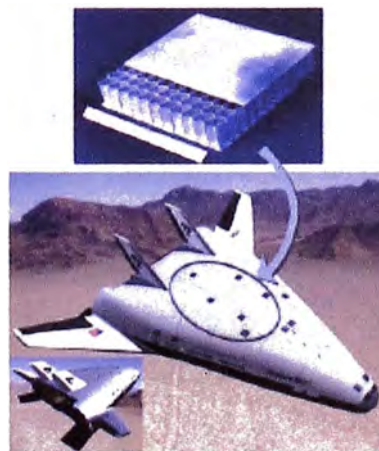


Figura 1. El X-33, nave espacial con paredes compuestas de paneles sándwich.

Fuente: Instituto Tecnológico de Georgia, EEUU, 2006.



Figura 2. Aeronave "El Mosquito" de la II Guerra Mundial.
Fuente: KTH Aeronautical and Vehicle Engineering, 2004.

1.2. PRINCIPIOS DE LA TECNOLOGÍA SÁNDWICH

1.2.1. Definiciones

La estructura de los paneles sándwich siempre siguen el mismo patrón básico; dos caras, las cuales son relativamente delgadas pero de alta resistencia. Estas caras encierran un núcleo, relativamente denso y ligero, presentando además una adecuada rigidez en la dirección normal a las caras del panel. Muchos tipos de paneles sándwich se pueden obtener combinando diferentes caras y materiales para el núcleo. Las caras pueden ser de acero, aluminio, madera, fibra reforzada e incluso concreto, mientras que el núcleo puede ser hecho de corcho, madera balsa, caucho, material plástico sólido, espuma rígida (poliuretano, poliestireno, espuma fenólica), lana mineral, panel metálico e incluso papel.

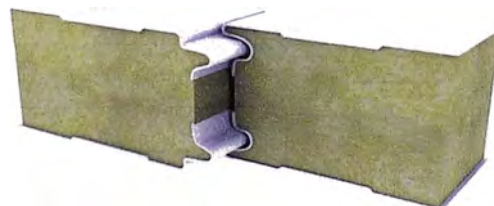


Figura 3. Panel Sándwich con caras metálicas y núcleo en lana de roca.
Fuente: Hussmann Koxka, 2012



Figura 4. Panel Sándwich con caras metálicas y núcleo en poliuretano.
Fuente: Hussmann Koxka, 2012



Figura 5. Panel Sándwich Tipo Panel Metálico.

Fuente: Cel Components, 2013

1.2.2. Características

Al combinar materiales para formar paneles compuestos, las propiedades positivas de los mismos pueden ser sumadas, mientras que las propiedades negativas pueden ser eliminadas. Por ejemplo: las propiedades de aislante térmico de las espumas plásticas o la lana de roca solo pueden ser usadas si éstas son protegidas de la humedad a través de caras impermeables, mientras que las propiedades de resistencia y rigidez de las chapas metálicas solo pueden ser usadas si son endurecidas contra el pandeo local bajo una fuerza de compresión por la presencia de un núcleo (DAVIES, 2001).

Los paneles sándwich combinan las propiedades positivas de las caras metálicas, es decir la capacidad de carga, protección del aislamiento contra daños mecánicos, protección contra la intemperie y barrera de vapor con las propiedades positivas del núcleo, es decir aislamiento térmico y acústico y protección contra la corrosión de la cara interna. (DAVIES, 2001).

Davies (2001) menciona que el panel sándwich debe su éxito a las siguientes propiedades favorables:

- Alta capacidad de carga con un bajo peso.
- Excelente y durable aislamiento térmico.
- Barreras absolutas de vapor y agua.
- Excelente estanqueidad.
- Las caras metálicas con tratamiento superficial proporcionan resistencia a la intemperie y ambientes agresivos.
- Fácil y rápido montaje, incluso en climas hostiles.
- Fácil reparación y sustitución en caso de daños.
- Económica producción en masa con alta calidad uniforme.
- Larga vida con bajo costo de mantenimiento.
- Óptimo comportamiento al fuego de paneles con núcleo de lana de roca.

Naturalmente, los paneles sándwich tienen algunas propiedades desfavorables:

- Mal comportamiento al fuego de paneles con núcleo rígido de espuma plástica.
- La cara expuesta al calor es susceptible a mayores deformaciones.
- Fluencia cuando es sometido a cargas constantes en elementos de espuma plástica.
- Aunque los elementos sándwich dan un buen aislamiento al sonido comparado con otras alternativas de similar peso, el nivel de aislamiento alcanzado es característico de las construcciones ligeras.

1.3. MATERIALES

Los paneles sándwich usados para recubrimientos en muros y techos de edificaciones deben competir con productos tradicionales a fin de obtener nuevos mercados. De ello se deduce que su diseño debe proporcionar una solución efectiva para una combinación de requisitos incluyendo las propiedades mecánicas, durabilidad y consideraciones estéticas, así como eficiencia y economía en la producción de estos paneles.

Casi todos los productores de paneles sándwich en el mundo concentran su producción en paneles con caras metálicas y espuma plástica rígida o lana mineral para el material del núcleo. Aunque otras combinaciones de material son posibles y puede de hecho ser una circunstancia particularmente ventajosa, ellos forman sólo una pequeña parte de la producción total porque ellos requieren métodos especiales de producción (HELENIUS, 2001).

Un panel sándwich tiene una estructura compuesta por tres capas. Las caras rígidas, con un módulo de elasticidad relativamente alto, las cuales se mantienen separadas por un núcleo mucho más ligero el cual tiene una rigidez al corte lo suficiente como para absorber los esfuerzos por corte. El núcleo también actúa como una capa de aislamiento térmico muy eficaz.

1.3.1. Materiales del núcleo

Los materiales usados como núcleos de paneles sándwich deben tener propiedades mecánicas, físico-químicas y de fabricación adecuadas, siendo generalmente usadas las espumas plásticas o las lanas minerales.

El proceso de producción de los paneles sándwich puede ser hecho de dos maneras:

- Son usadas chapas pre-fabricadas, las cuales son pegadas a un núcleo a través de adhesivos.
- Los componentes líquidos son mezclados e inyectados. Estos se expanden entre las caras metálicas adhiriéndose a ellas durante ese proceso.

Las propiedades mecánicas relevantes son la resistencia y módulos de elasticidad a la tracción, compresión y cizallamiento además de la resistencia del adhesivo. Para todos los materiales altamente poliméricos, esas propiedades dependen de la temperatura ambiente y la humedad presente. Esto se aplica particularmente al performance de las espumas rígidas cuando son sometidas a cargas durante un largo periodo de tiempo, pues en ese caso ellas presentan un comportamiento visco-elástico (fluencia).

Para las espumas plásticas, las propiedades mecánicas aumentan con el aumento del peso específico. Pero para las lanas minerales, el peso específico no es el mayor factor para la determinación de las propiedades mecánicas, pues las lanas pueden ser producidas utilizando tecnologías específicas de fabricación.

Las propiedades físico-químicas exigidas son: alto aislamiento térmico, resistencia a la absorción de humedad, buena performance al fuego, aislamiento acústico.

Todas estas exigencias entran en conflicto entre sí y no pueden ser totalmente satisfechas por un solo material. Así, se escoge el material para el núcleo de acuerdo con un orden de prioridad de esas exigencias.

1.3.1.1. Espumas plásticas rígidas.

En la actualidad, los materiales que poseen un mayor aislamiento térmico son las espumas rígidas. Las propiedades de los materiales de los diferentes tipos de espumas varían de acuerdo con los materiales base usados. Es posible variar la estructura del material de un determinado grupo de espumas cambiando un detalle de la formulación o del proceso de fabricación. Esto puede resultar en una estructura de células abiertas o cerradas, o en espumas rígidas o flexibles.

Los materiales más frecuentemente usados son:

- Poliuretano / poliisocianurato (PUR / PIR), Figura 6;
- Poliestireno expandido / extruido (EPS / XPS), Figura 7.

Figura 6. Planchas de espuma plástica rígida de poliuretano (PUR).

Fuente: Poliuretanos S.A., 2007

Figura 7. Planchas de espuma plástica rígida de poliestireno expandido (EPS).

Fuente: Termotécnica, 2012

POLIURETANO / POLIISOCIANURATO (PUR / PIR).

Son materiales termoestables, lo que significa que sólo pueden formarse una vez, después de la cual la forma no puede cambiar debido a la fuerte unión cruzada entre las moléculas.

Los dos materiales (PUR y PIR) son tratados juntos porque no hay una clara distinción entre ellos.

La espuma de poliuretano (PUR) es hecha a través de la reacción entre dos materiales bases, el polioliol y el isocianato. El isocianato usado para las espumas rígidas de poliuretano es el diisocianato, conocido como MDI. Además del polioliol y el MDI, en la mezcla se coloca:

Agua; sirve como catalizador y expansor.

Gas expansor; con características expansivas, responsable de las propiedades aislantes y controla el peso específico.

Catalizador; aumenta la velocidad de reacción.

Retardante a la llama; aumenta el tiempo que tarda el material en que se prenda fuego.

Surfactante (silicona); tiene propiedades como el rebajamiento de la tensión superficial, la emulsificación de los ingredientes incompatibles, la promoción de la nucleación de las burbujas de aire durante el mezclado y la estabilización de la espuma en crecimiento por la reducción de los puntos de tensión y la reducción de las paredes de las células.

Todos estos materiales son mezclados con el polioliol, formando así una mezcla conocida como formulado, pues si fueran mezclados con el MDI, reaccionarían, lo que no ocurre cuando son mezclados con el polioliol. Este formulado sólo es mezclado con el MDI en la hora de la inyección, en donde ocurre la reacción.

Koschade (2006) menciona que la reacción química ocurre en 4 caras, la cuales pueden ser vistas en la figura 8:

1ra cara: el MDI es mezclado con el formulado de polioliol e inmediatamente crea un líquido viscoso.

2da cara: ese líquido viscoso comienza a transformarse en espuma.

3ra cara: la espuma genera calor (reacción exotérmica) y se expande con excelente adhesividad, pudiendo adherirse con fuerza y en forma permanente a varias sustancias, como las chapas de acero.

4ta cara: se forma una película en la superficie y toda la espuma endurece continuamente.



Figura 8. Caras de la reacción química del PUR.

Fuente: Rolf Koschade, 2006

Cuanto más homogéneo es el proceso de inyección, más homogénea será la sección transversal de la espuma.

El resultado de la reacción es la espuma rígida de poliuretano, que puede ser considerada como un material hecho de millones de pequeñas células. Cada célula está llena de gas expansor y sus paredes consisten de poliuretano. La razón de la excelente propiedad térmica del poliuretano es debido a la baja conductividad térmica que esos gases presos en las células posee (KOSCHADE, 2006).

El poliisocianurato (PIR) difiere del poliuretano solamente en la proporción de los materiales base, mientras que el PUR se usa una proporción poliol:MDI de 100:100, en el PIR se usa 100:150. Por lo tanto, hay más MDI en el PIR que en el PUR, pero las propiedades mecánicas son generalmente similares, a pesar que algunas propiedades físico-químicas puedan cambiar debido a la diferente estructura química.

Las primeras espumas de PIR mostraron propiedades térmicas superiores, pero alta fragilidad y dificultad en el proceso. Fueron hechas modificaciones en los polioles de esas primeras formulaciones y se obtuvo un PIR modificado, el cual es usado hasta el día de hoy. Éste posee estabilidad térmica superior y mejor performance en relación al fuego.

El peso específico usado para el PUR y PIR está entre 35-50kg/m³.

En la figura 4 se puede ver un panel sándwich con núcleo de PUR, el cual tiene una densidad aproximada de 40kg/m³.

POLIESTIRENO EXPANDIDO (EPS)

Según Helenius (2001), el poliestireno es un material termoplástico, es decir, se le puede alterar su forma a través del calor. Es conocido mundialmente como un buen aislante térmico, pero es menos significativo para las aplicaciones de paneles sándwich porque éste no tiene propiedades de auto-adherencia con las caras (como el PUR). Consecuentemente, se debe usar planchas de EPS, las cuales deben ser pegadas a las caras a través de adhesivos. En la figura 9 se puede ver un panel sándwich con núcleo de EPS.

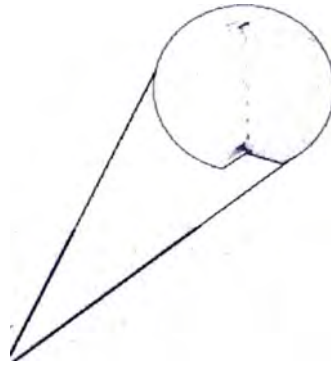


Figura 9. Panel sándwich con núcleo de EPS.

Fuente: Danica, 2012

El poliestireno expandido es hecho a través de gránulos de poliestireno que contienen un gas expansor, el pentano, el cual transforma estos gránulos en espuma bajo la influencia de la temperatura. El EPS puede ser producido en línea continua o moldes. En ambos casos son calentados con vapor de agua caliente, que hacen que los gránulos se expandan y liberen pentano, el cual es mantenido encapsulado dentro de las perlas expandidas. Estas perlas se unen, mas no forman una estructura de célula totalmente cerrada. Debido a los procesos de fabricación, el EPS tiende a contraerse cuando el pentano escapa de la espuma y la diferencia de presión es ecualizada (HELENIUS, 2001). En la figura 10 se muestra los bloques de EPS resultantes de este proceso de fabricación.



Figura 10. Bloques de Poliestireno Expandido (EPS).

Fuente: Termotécnica, 2012

Las planchas de EPS deben ser en primer lugar curadas, para eliminar la contracción, para luego ser coladas con las chapas metálicas. El adhesivo utilizado para hacer este colado no debe contener solventes, pues el EPS tiene una muy baja resistencia a ellos. Se obtienen buenos resultados cuando se usan adhesivos de dos componentes basados en poliuretano.

El EPS es mucho más ligero que el PUR, pero el PUR posee un aislamiento térmico dos veces mejor que el EPS, es por ese motivo que es preferido.

El peso específico del EPS usado como núcleo de paneles sándwich está entre 15-20kg/m³.

1.3.1.2. Propiedades características de las espumas plásticas rígidas.

Peso específico y propiedades mecánicas.

Según Helenius (2001), aumentando el peso específico, se aumentan las propiedades mecánicas. Para las espumas de PUR usadas en la construcción civil, se usa un peso específico de 40kg/m³. Con ese valor, el 4.5% del volumen total, consiste de poliuretano sólido y el 95.5% es ocupado por el gas expansor. La selección del peso específico debe contar con tres criterios importantes: mejorar adhesividad, mejorar las propiedades mecánicas y mejorar el aislamiento térmico.

Las células del poliuretano son anisotrópicas porque ellas se deforman en la dirección del crecimiento de la espuma. Sin esa influencia, las células serían teóricamente isotrópicas, con el formato de un dodecaedro. Debido a la anisotropía de las células, hay diferencias en las propiedades mecánicas en relación a la dirección del crecimiento de la espuma. Esto no es válido solamente para el PUR. Sin embargo, la diferencia disminuye al aumentar el peso específico debido al aumento del espesor de las paredes de las células, las cuales distribuyen mejor los esfuerzos.

Por lo tanto, las direcciones significativas para la medición de la resistencia y el módulo de elasticidad en compresión y tracción son los dos planos ortogonales, uno normal y el otro paralelo a las caras y el cizallamiento es medido en el plano del panel.

La resistencia a la tracción del adhesivo entre el núcleo y la chapa es de extrema importancia, pues el núcleo y el adhesivo estarán en tracción en el instante en que la cara metálica tienda a doblarse localmente hacia arriba durante el

“arrugamiento”. En general, la resistencia a la tracción del adhesivo debe ser mayor que el del propio núcleo.

A altas temperaturas, las espumas plásticas tienden a ser más suaves y viscoelásticas y a temperaturas más bajas tienden a ser más rígidas y fuertes.

El “creep” es una de las principales características de las espumas plásticas y debe ser considerada cuando el panel fuera sometido a cargas permanentes y de larga duración. El creep es cuando el material continúa deformándose sin alteración alguna de la carga, comportándose como un fluido viscoso.

Aislamiento Térmico.

Helenius (2001) menciona que la transferencia de calor a través de las espumas plásticas rígidas es principalmente el resultado de la conducción del calor a través de las paredes de las células y de los gases presos dentro de ellas. Hay muy poca transferencia de calor por radiación en las espumas y no existe transferencia de calor por convección. La conductividad térmica es fuertemente influenciada entonces por el tipo de gas expansor usado, con un valor medio de 0.020-0.024W/m°C en el PUR inmediatamente después de su fabricación. Debido a que los gases estarán presos en las células del núcleo y el núcleo estaría sellado con las caras metálicas, el intercambio de esos gases por aire o humedad (que poseen mayores valores de conductividad térmica) es muy limitada, así la conductividad térmica de un panel envejecido aumenta a 0.024-0.030W/m°C para el poliuretano. Esos valores no son significativamente dependientes del peso específico, como las otras propiedades.

La conductividad térmica de la mayoría de los materiales aislantes es dependiente de la temperatura y generalmente esa relación es lineal, más ese no es el caso del PUR. En la práctica, se utiliza el valor encontrado a una temperatura de 10°C (HELENIUS, 2001).

La humedad puede influenciar la conductividad térmica, por eso es importante garantizar que el vapor no penetre en la espuma en las cámaras frigoríficas donde la temperatura es mantenida debajo del punto de congelamiento.

Performance en relación al fuego

Como consecuencia de su base orgánica, todas las espumas plásticas son combustibles. El comportamiento en relación al fuego, sin embargo, puede ser alterado usando materiales base apropiados, procesos de inyección especial,

agentes retardantes o incluyendo material orgánico. Sin embargo, la temperatura en que la espuma comienza a descomponerse químicamente e inflama es poco afectada por los aditivos, lo que ellos hacen es retardar el proceso de quema (HELENIUS, 2001).

Las propiedades en relación al fuego de las espumas plásticas es uno de los aspectos más problemáticos de la tecnología de los paneles sándwich y es lo que más se viene discutiendo en la actualidad.

Estabilidad dimensional.

Según Helenius (2001), todas las espumas plásticas están sujetas a alteraciones de sus dimensiones debido al cambio de temperatura. Esto ocurre porque cuando la temperatura aumenta, la presión de los gases presos en las células aumenta y las células se dilatan. El fenómeno inverso ocurre cuando el panel es rápidamente enfriado. Helenius (2001) afirma además que las espumas de poliuretano, cuando están expuestas largamente a una temperatura de 80°C, presentan una alteración en su espesor de apenas +2% y cuando están expuestas a una temperatura de -20°C, presentan una alteración menor a -1%.

Existen otros materiales también usados en la fabricación de paneles sándwich como las lanas minerales (por ejemplo la lana de roca llamada también LDR), sin embargo para fines de este informe, nos concentraremos sólo en las espumas plásticas rígidas por ser las de mayor uso.

1.3.1.3. Lan as minerales.

Las lan as minerales son usadas cuando es necesario que el panel sándwich tenga resistencia al fuego, ya que éstas son hechas de material inorgánico. Las materias primas más comunes para la fabricación de las lan as minerales son los minerales fundidos como rocas y vidrio, dando origen a la lana de roca (LDR) y la lana de vidrio. De los materiales mencionados, la lana de roca (figura 11) es la que posee mejor resistencia a las altas temperaturas y a la humedad. Este material es entonces, el más adecuado como núcleo en paneles sándwich.



Figura 11. Bloques de lana de roca (LDR).

Fuente: Rockwool, 2013

La lana de roca es producida a través de sílice derretida, la cual es colocada en una máquina que rota rápidamente y la fuerza centrífuga lanza las gotas líquidas. Estas gotas se enfrían rápidamente tomando la forma de fibras, las cuales son recogidas. Para unir estas fibras se utiliza resina fenólica. También se añaden aceites con la finalidad de mantener el material repelente al agua. El material es prensado y curado antes de ser cortado.

La lana de roca posee los poros abiertos, tornándose susceptible a la absorción de agua y penetración de vapor, sin embargo, usando aditivos específicos, esa absorción puede ser reducida.

Como consecuencia de su estructura interna, la lana de roca tiene pésimas propiedades estructurales. Debido al proceso de fabricación, todas sus fibras están en la misma dirección, haciendo esto empeorar su comportamiento estructural. Sin embargo, el hecho de que el material sea incombustible, torna viable buscar alternativas para mejorar su desempeño estructural. Una solución simple para esto fue descubierta: los bloques de lana de roca son fabricados con las fibras en forma horizontal. Estos bloques son cortados en láminas, perpendicularmente a la dirección de las fibras, con un ancho igual al espesor del panel. Para ser colocadas en el panel, estas láminas son viradas para que la altura se convierta en el espesor del panel y las fibras queden orientadas normalmente a las caras, lo que mejora su comportamiento estructural. Sin embargo, incluso usando este artificio, las espumas plásticas todavía poseen un mejor desempeño estructural. El peso específico usado está entre $70\text{-}150\text{Kg/m}^3$, siendo el más común 80Kg/m^3 (HELENIUS, 2001).

1.3.2. Materiales de las caras

Para las caras son generalmente usados materiales de pequeño espesor y de alta resistencia. Estos materiales deberán cumplir las exigencias de fabricación, así como las exigencias de funcionalidad en relación al viento, estanqueidad al agua y al vapor de agua, las exigencias estructurales y además adecuada resistencia al fuego y a la corrosión. No todos estos requisitos son de igual importancia para cualquier caso dado pero es evidente que son económicamente satisfechos por las láminas metálicas, especialmente por las láminas de acero y aluminio.

De igual forma que en los materiales del núcleo, nos concentraremos en las caras de acero, por ser las de mayor comercialización.

1.3.2.1. Caras de acero.

Las chapas delgadas de acero son frecuentemente las más usadas como material de cara.

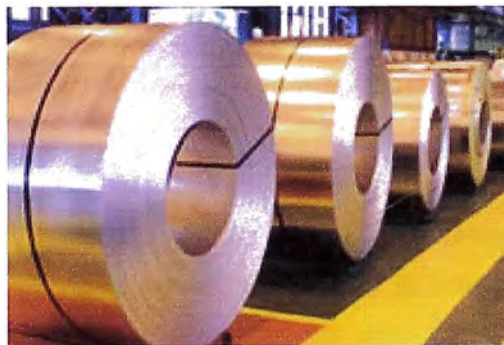


Figura 12. Bobinas de acero.
Fuente: CSN, Brasil, 2012

En general, sólo las chapas con recubrimiento de protección metálica y orgánica (plásticas) deben ser usadas. Chapas con recubrimiento de protección orgánica sin una camada de protección metálica no deben ser usadas. Es mucho más usado el acero pre-pintado.



Figura 13. Láminas de acero con sistemas alternativos de protección.

Fuente: Helenius, 2001

En la figura 12 se puede ver dos posibles variaciones de recubrimientos. El acero es usualmente laminado en frío, después pre-recubierto de una capa de protección metálica contra la corrosión, siendo la más común por inmersión en caliente de zinc puro, pero aleaciones de zinc-aluminio o aluminio-zinc son también aplicados a las láminas de acero. Las capas de zinc por sí solas, generalmente no proveen suficiente protección contra la corrosión y su apariencia estética es pobre. Al mismo tiempo, una confiable unión entre el núcleo y la superficie metálica de la cara es difícil obtener, de modo que otros recubrimientos orgánicos son usualmente adicionados. Esta capa metálica protege del desgaste mecánico y químico del acero.

Luego del recubrimiento metálico, ambos lados de las láminas de acero son usualmente recubiertos con un tratamiento previo, que permite una mejor adherencia del revestimiento, usualmente llamado "primer" (espesores entre $5\mu\text{m}$ y $10\mu\text{m}$) el cual provee una buena adherencia entre el recubrimiento metálico y la capa de protección orgánica. Este recubrimiento orgánico se adhiere con facilidad a esta capa de primer y se aplica inmediatamente después del primer. Normalmente, el espesor del recubrimiento orgánico aplicado en el

lado reverso (back side) es de 7-15 μm y algo mayor que este valor en el lado superior (top side).

Helenius (2001) menciona que en las construcciones con paneles sándwich, el esfuerzo de fluencia del acero (yield stress) es de menor interés, porque la capacidad del panel sándwich de soportar cargas es determinada a través del arrugamiento (wrinkling) de la cara en compresión o por el cizallamiento del núcleo, sin embargo esta situación no siempre es verdadera, ya que en algunos casos, el panel falla por fluencia.

En paneles con caras lisas, el arrugamiento de la cara ocurre inmediatamente después del pandeo elástico de la cara. Sin embargo, en paneles con caras nervadas, se obtiene alguna ventaja con el uso de un acero con un esfuerzo de fluencia superior, porque el arrugamiento de las caras sólo ocurrirá después de una redistribución significativa de las tensiones después del pandeo elástico inicial y también, porque tanto las capacidades de soporte de la reacción y de cizallamiento aumentan con el aumento del esfuerzo de fluencia. El valor del esfuerzo de fluencia también tiene una significativa relación con la resistencia a cargas locales. El valor de ese esfuerzo es mayor a 320N/mm^2 y los espesores de las chapas de acero más utilizadas son de 0.43 y 0.50mm.

Es muy importante elegir un sistema de protección contra la corrosión del acero para una utilización satisfactoria del panel bajo las condiciones de ambiente en que ella está localizada. No existe un sistema de protección contra la corrosión que pueda resistir a todos los tipos de ataques atmosféricos. Es necesario entonces identificar los factores del medio ambiente externo e interno a fin de hacer una elección que provea una mayor protección posible.

1.4. PRINCIPIO DEL COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL

Considerando un panel simplemente apoyado de caras lisas, se puede decir que:

Las caras resisten la flexión.

El núcleo resiste el cizallamiento.

La falla podrá ocurrir por:

Arrugamiento en la cara comprimida sometida a flexión.

Fluencia en la cara en tracción sometida a flexión.

Cizallamiento del núcleo.

El arrugamiento (wrinkling) es el pandeo local que ocurre en la cara comprimida. Esto sucede porque cuando el panel está sometido a flexión, la cara comprimida tiende a pandearse, tendiendo a separarse del núcleo, traccionando de esa forma el adhesivo que los une. Cuando el adhesivo no soporta esta tracción y rompe, ocurre el pandeo local de la cara (se llama pandeo local porque ella ocurre solamente en la zona donde el adhesivo no resistió la tracción, en el caso de un panel simplemente apoyado ocurriría en el centro del vano). Se da el nombre a ese modo de falla (arrugamiento) porque cuando eso ocurre, parece que el acero se ha arrugado.

Dentro de los tres modos de falla arriba mencionados, en la gran mayoría de veces, ocurre primero la falla por arrugamiento, siendo así el factor que servirá para dimensionar los paneles.

En la figura 14 se puede ver a modo de ejemplo, un panel simplemente apoyado con caras lisas (a). El panel está sujeto a una carga distribuida (viento o nieve). Los diagramas de fuerza cortante y momentos flectores se muestran en la figura (b) y (c) respectivamente. En la figura (d) se puede ver, en forma exagerada, el deslizamiento causado por el uso de un adhesivo de muy baja resistencia al corte. En la figura (e) se muestra las consecuencias de usar un material de núcleo con insuficiente resistencia al corte o rigidez. El "arrugamiento" de la cara superior (compresión) se puede ver en la figura (f). El modo de falla menos probable, se puede ver en la figura (g), corresponde a la fluencia de la cara inferior.

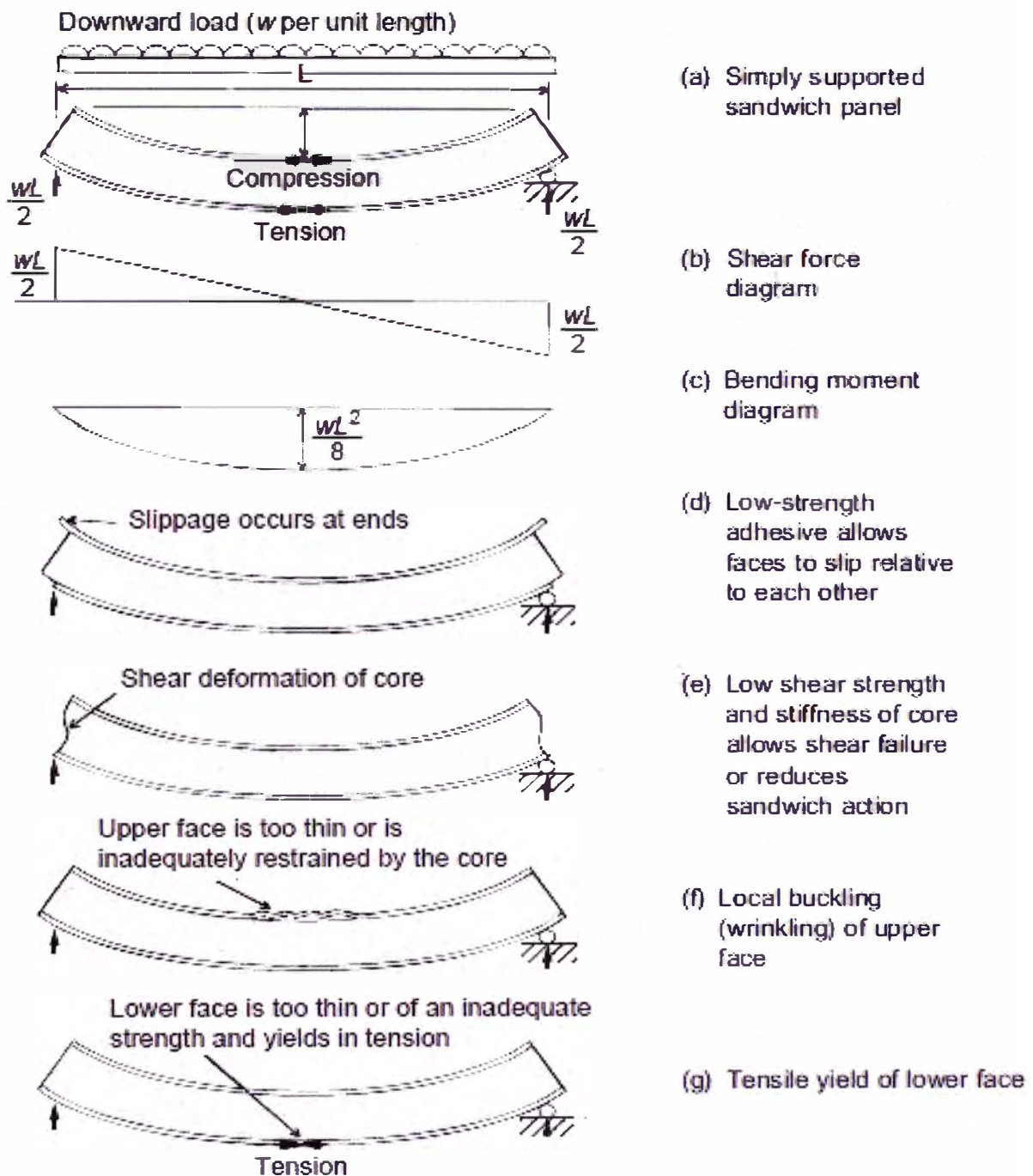


Figura 14. Comportamiento estructural de un panel sándwich simplemente apoyado.

Fuente: Davies, 2001

1.5. FABRICACIÓN

El proceso de fabricación de paneles puede ser hecho de dos maneras:

Paneles con el núcleo pre-fabricado.

Paneles con el núcleo inyectado.

1.5.1. Paneles con el núcleo pre-fabricado.

En este proceso, el panel es hecho con un núcleo pre-fabricado, el cual es pegado a las caras metálicas con un adhesivo. Generalmente este proceso es hecho con núcleos de EPS o LDR. El adhesivo es escogido teniendo en consideración la composición de los materiales a ser colados en el proceso de producción.

Generalmente, el adhesivo más usado es el que está hecho en base a poliuretano. En ese caso, los dos componentes base son mezclados (MDI y polioli) en el local y son pasados en las chapas de acero e inmediatamente unidos al núcleo. El panel es prensado a una determinada temperatura para acelerar la cura del adhesivo.

Este proceso puede ser hecho de forma continua o discontinua.

En la forma discontinua, las chapas de acero son previamente cortadas con el largo y nervaduras deseadas, se coloca la chapa inferior, se pasa el adhesivo en ella, se coloca el núcleo encima de la chapa, se pasa adhesivo en la chapa superior y se coloca encima del núcleo. Después de todo este procedimiento, el panel es prensado durante el tiempo necesario para que el adhesivo sea curado.

En la forma continua, las bobinas de acero son colocadas en la máquina, una encima (cara superior) y otra debajo (cara inferior). El núcleo (EPS o LDR) es colocado entre las chapas. La máquina realiza las nervaduras en las caras superior e inferior, coloca el adhesivo simultáneamente e inmediatamente las une con el núcleo. El panel es prensado y después es cortado en el tamaño deseado. La figura 15 muestra una máquina continua para la fabricación de paneles con núcleo pre-fabricado.



Figura 15. Línea de producción continua de paneles sándwich de EPS.

Fuente: Estructuras Industriales EGA S.A., 2012

1.5.2. Paneles con el núcleo inyectado.

En este proceso, el material usado es el poliuretano. La inyección del poliuretano puede ser continua o discontinua.

En la forma discontinua, el panel es hecho en un molde cuyas dimensiones serán las mismas que las del panel. La cara inferior es colocada en el fondo del molde y la cara superior es colocada en su posición a través de espaciadores. Una cantidad exacta de espuma entonces es inyectada a través de una cavidad dejada en el centro del lado del panel. Esta operación dura algunos segundos. Después de esto, el molde es prensado por un determinado tiempo para la cura de la espuma. Después, es retirado para la fabricación de otro panel.

En la forma continua se usa una línea automática de inyección continua. Así, como en el caso de núcleos pre-fabricados, las bobinas de acero son puestas en la máquina, una encima (cara superior) y otra debajo (cara inferior). El núcleo (PUR) será inyectado entre las chapas. La máquina hace las nervaduras en las caras superior e inferior, realiza un pre-calentamiento de las chapas y realiza la inyección del poliuretano. El panel es prensado hasta ser curado en la línea, que puede ser hasta de 30m de largo, después es cortado en el tamaño deseado, enfriado y embalado.

1.6. VENTAJAS

Según Galileo (2007), la construcción con paneles sándwich es:

Versátil: los paneles sándwich están disponibles hoy para cualquier tipo de aplicación. Todo es posible de hacer con ellos, desde simples paredes hasta aplicaciones en el sector de refrigeración. Sean como cubiertas o paredes, los paneles sándwich ofrecen un gran número de soluciones atractivas. Pueden ser utilizados en aeropuertos, predios administrativos, salas con clima controlado (salas limpias), cámaras frigoríficas, cámaras frías, hall de exhibición, hoteles, centros de logística, centro de deportes, centro de reciclaje, depósitos, etc.

Creativa: la creatividad no tiene límites con los paneles sándwich. Varios acabados superficiales, grandes números de colores RAL/NCS (sistemas de clasificación de colores más conocidos en Europa) e cubiertas metálicas, providencian toda la libertad exigida por la arquitectura moderna.

Larga durabilidad: precisan de poco mantenimiento y poseen una larga vida. Tratamientos superficiales modernos otorgan una óptima resistencia a la corrosión y protección UV (ultra violeta). Las espumas usadas son resistentes al envejecimiento y gracias a estas propiedades, los paneles sándwich dan a la estructura larga vida y mayor valor.

Moderna: los materiales usados en construcciones modernas necesitan obedecer ciertos criterios. Los paneles sándwich son hechos para construcciones modernas.

Flexible: una amplia gama de anchos y espesor de los paneles, de accesorios y formas, hacen que los paneles sándwich sean materiales para una construcción flexible.

Económica y ecológica: debido al alto grado de pre-fabricación, una estructura puede ser construida en un corto espacio de tiempo. El fácil manejo de los elementos estructurales garantiza un pequeño impacto al medio ambiente próximo a construcciones y el grande aislamiento térmico aumenta la economía de energía, ayudando a proteger las fuentes naturales.

Rápida y segura: debido a su bajo peso, los paneles son fáciles y rápidos de trabajar.

Técnicamente perfecta: poseen una alta resistencia a la flexión. Los paneles pueden soportar sobrecargas considerables. Los factores claves para eso son las dimensiones y nervaduras de las caras, así como el espesor y la densidad de la espuma.

CAPÍTULO II: COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL DE LOS PANELES SÁNDWICH

2.1. INTRODUCCIÓN.

La Norma Europea EN14509 – Self-supporting double skin metal faced insulating panel – Factory made products – Specifications (Paneles Sándwich Aislantes Auto-portantes de doble Cara Metálica – Productos hechos en Fábrica – Especificaciones) es la norma que regula los criterios de dimensionamiento de los paneles fabricados, comercializados y utilizados en la Unión Europea. Todo el análisis estructural hecho en este trabajo está basado en esta norma ya que no existe otra que sea más completa y actual que ésta.

Davies (2001) afirma que los paneles sándwich son componentes estructurales relativamente simples, que pueden ser analizados utilizando los principios convencionales de la mecánica estructural, sin embargo, debido a la influencia de un núcleo con material relativamente flexible, los paneles sándwich no pueden ser diseñados a través de la teoría convencional de vigas y placas. La mayoría de paneles sándwich son apoyados en una dirección, por lo tanto requieren de una teoría de vigas teniendo en consideración la flexibilidad al cizallamiento del núcleo. Otras consideraciones importantes en el aspecto estructural son: la *fluencia* que ocurre en las espumas plásticas rígidas cuando son sometidas a una carga constante durante un largo periodo y la *sensibilidad a los efectos de temperatura* de los paneles sándwich, ya que estos, debido a sus propiedades térmicas, pueden tener ambas caras del panel a diferentes temperaturas. Davies (2001) afirma que los principales factores que deben tenerse en cuenta al considerar el comportamiento estructural de estos elementos son:

La influencia de la flexibilidad al cizallamiento del núcleo en el comportamiento global.

La influencia del núcleo en restringir el pandeo local de las caras (arrugamiento).

La influencia de los esfuerzos y deformaciones debido a las grandes diferencias de temperatura.

La fluencia de los núcleos de espumas rígidas con el tiempo.

De acuerdo con la norma EN14509, los paneles son divididos en dos grupos: los paneles con caras lisas o ligeramente nervadas y los paneles con caras nervadas.

Los paneles con caras lisas o ligeramente nervadas (figura 16) son aquellos cuyas caras son constituidas por chapas metálicas lisas o con nervaduras de hasta 5mm.

Los paneles con caras nervadas (figura 17) son aquellos cuyas caras son constituidas por chapas metálicas con nervaduras mayores a 5mm.

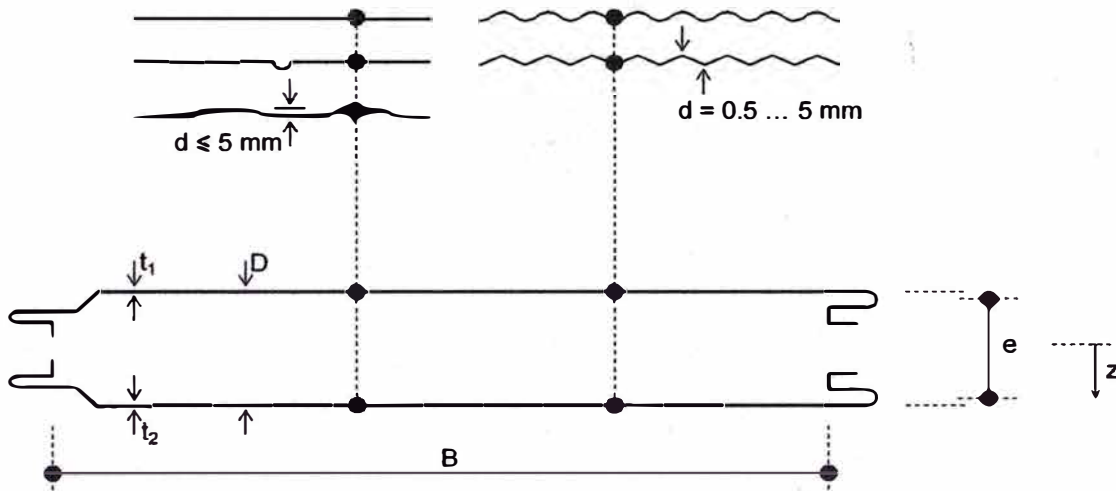


Figura 16. Paneles con caras lisas o ligeramente nervadas.

Fuente: CEN, 2006

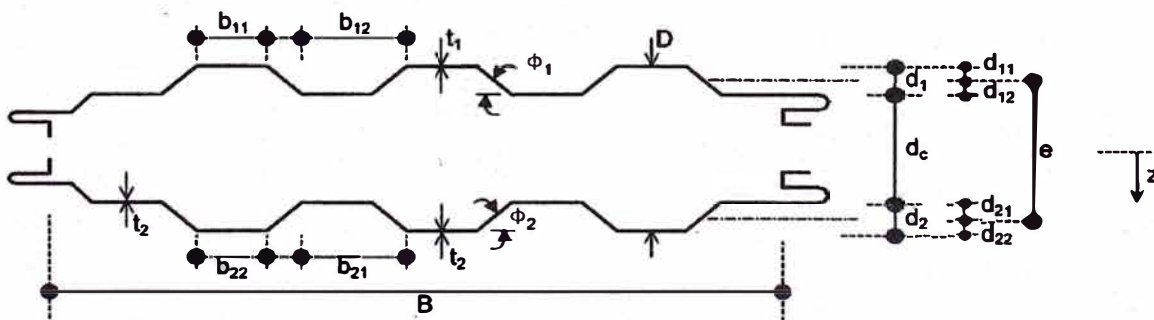


Figura 17. Paneles con caras nervadas.

Fuente: CEN, 2006

2.2. ANÁLISIS DE PANELES SÁNDWICH.

2.2.1. Análisis de paneles sándwich con caras lisas o ligeramente nervadas.

Los paneles con caras de chapas lisas o ligeramente nervadas son analizados a través de la teoría de vigas, adicionando la deformación debido al cizallamiento. Como ya fue citado anteriormente, las caras resisten la flexión y el núcleo resiste el cizallamiento. La figura 18 muestra los esfuerzos solicitantes resultantes en un panel sándwich de caras lisas y la figura 19 muestra la distribución de los esfuerzos solicitantes en la sección transversal del panel.

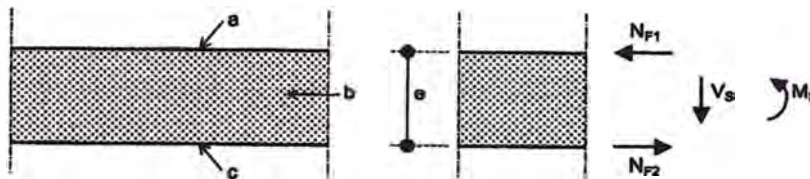


Figura 18. Esfuerzos solicitantes resultantes en un panel sándwich con caras lisas o ligeramente nervadas.

Fuente: CEN, 2006

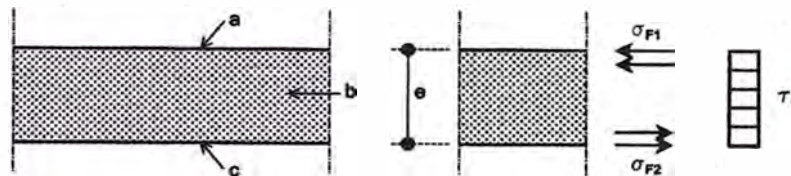


Figura 19. Distribución de esfuerzos solicitantes en la sección transversal de un panel con caras lisas o ligeramente nervadas.

Fuente: CEN, 2006

Donde:

- a cara superior
- b núcleo
- c cara inferior
- e distancia entre los centroides de las caras
- N_{F1} fuerza normal en la cara superior
- N_{F2} fuerza normal en la cara inferior
- V_s fuerza cortante en el núcleo
- M_s momento flector en las caras

- σ_{F1} esfuerzo normal debido a la flexión en la cara superior
 σ_{F2} esfuerzo normal debido a la flexión en la cara inferior
 τ_C esfuerzo de corte en el núcleo

El momento flector M_S es encontrado de acuerdo con la ecuación (2.1):

$$M_S = N \cdot e \quad (2.1)$$

Es decir, $N = M_S / e$, por lo que los esfuerzos normales en las chapas σ_{F1} (esfuerzos debido a la compresión en la flexión) y σ_{F2} (esfuerzo debido a la tracción en la flexión) están conforme las ecuaciones 2.2 y 2.3 respectivamente:

$$\sigma_{F1} = -\frac{N}{A_F} = -\frac{M_S}{e \cdot A_F} \quad (2.2)$$

$$\sigma_{F2} = \frac{N}{A_F} = \frac{M_S}{e \cdot A_F} \quad (2.3)$$

Donde A_F es el área de la cara cuyo esfuerzo está siendo calculado. El esfuerzo de corte τ_C se encuentra suponiendo una distribución constante de esfuerzos (ver figura 19) dada por la ecuación (2.4):

$$\tau_C = \frac{V_S}{A_C} \quad (2.4)$$

Donde A_C es el área del núcleo.

Según la teoría clásica de vigas, sólo es considerada la deformación debido a la flexión. No se considera la deformación debido al corte ya que su contribución es muy pequeña. En caso de los paneles sándwich, la deformación debido al corte no puede ser despreciada, pues la flexibilidad del núcleo es muy grande.

La rigidez a la flexión para paneles sándwich es llamada B_S y es dada por la ecuación (2.5):

$$B_S = \frac{E_{F1} A_{F1} E_{F2} A_{F2} e^2}{E_{F1} A_{F1} + E_{F2} A_{F2}} \quad (2.5)$$

Donde A_{F1} y A_{F2} son las áreas de la sección transversal de las caras 1 y 2 respectivamente; E_{F1} y E_{F2} son los módulos de elasticidad longitudinal de las caras 1 y 2 respectivamente y e es la distancia entre los centroides de las caras. La ecuación de la línea elástica, ecuaciones (2.6), (2.7) y (2.8), muestran que:

Curvatura:

$$w'' = \frac{1}{\rho} = -\frac{M}{B_S} = \gamma' \quad (2.6)$$

Inclinación:

$$w' = \int -\frac{M}{B_S} = \gamma \quad (2.7)$$

Desplazamiento:

$$w = \iint -\frac{M}{B_S} \quad (2.8)$$

Donde w es la deflexión total. Si γ_1 es la inclinación debido a la flexión y γ_2 la inclinación debido al corte, entonces: $\gamma = \gamma_1 + \gamma_2$.

Utilizando la ley de Hooke, la relación entre las tensiones resultantes y la deformación debido al corte, será:

$$\tau_C = G_{eff}\gamma$$

Sustituyendo la ecuación (3.4),

$$\frac{V_S}{A_C} = G_{eff}\gamma$$

Despejando V_S , resulta:

$$V_S = A_C G_{eff}\gamma \quad (2.9)$$

Siendo el módulo de elasticidad transversal efectivo del núcleo $G_{eff} = G_C \frac{e}{d_C}$, donde G_C es el módulo de elasticidad transversal del núcleo y d_C es el espesor del núcleo.

Teniendo en cuenta que θ es la curvatura debido a la diferencia de temperatura, $\theta = \frac{\alpha_{F2}T_2 - \alpha_{F1}T_1}{e}$, donde α_{F1} y α_{F2} son los coeficientes de expansión térmica de las caras 1 y 2 respectivamente y T_1 y T_2 son las temperaturas en las caras, la relación entre las tensiones resultantes y la deformación debido a la flexión será:

$$w'' = \frac{M_S}{B_S}$$

$$\gamma'_2 + \theta = \frac{M_S}{B_S}$$

$$(\gamma' - \gamma'_1) + \theta = \frac{M_S}{B_S}$$

$$(\gamma' - w'') + \theta = \frac{M_S}{B_S}$$

$$M_S = B_S (\gamma' - w'' + \theta) \quad (2.10)$$

Las siguientes son las ecuaciones de equilibrio (2.11) y (2.12):

$$\frac{dM_S}{dx} = V_S \quad (2.11)$$

$$\frac{dV_S}{dx} = -q \quad (2.12)$$

Reemplazando (2.11) en (2.10), se obtiene la ecuación (2.13):

$$B_S(\gamma'' - w''') - A_C G_{eff} \gamma = 0 \quad (2.13)$$

Reemplazando (2.12) en (2.9), se obtiene la ecuación (2.14):

$$A_C G_{eff} \gamma' = -q \quad (2.14)$$

Utilizando las ecuaciones (2.13) y (2.14) es posible encontrar las ecuaciones (2.15) y (2.16):

$$\gamma'' = \frac{-q'}{A_C G_{eff}} \quad (2.15)$$

$$B_S w'' = q - \frac{B_S q''}{A_C G_{eff}} \quad (2.16)$$

Según Davies (2001), en muchos casos, en la práctica, los momentos flectores y los esfuerzos de corte son estáticamente determinados y para determinar las deflexiones, se puede utilizar las ecuaciones (2.17) y (2.18), las que a continuación serán demostradas:

$$\tau_C = \gamma \cdot G_{eff}$$

$$\frac{V_S}{A_C} = \gamma \cdot G_{eff}$$

$$\gamma = \frac{V_S}{A_C G_{eff}} \quad (2.17)$$

La curvatura de un elemento, debido a la flexión es $w'' = -\frac{M_S}{B_S}$, debido a la diferencia de temperatura es $w'' = -\theta$ y debido al cizallamiento es $w'' = \frac{V_S'}{A_C G_{eff}}$, como puede ser visto por la deducción de la ecuación (2.19). Así:

$$w'' = -\frac{M_S}{B_S} + \frac{V_S'}{A_C G_{eff}} - \theta \quad (2.18)$$

Considerando un elemento dx de un panel deformado solo por la acción del cizallamiento:

$$\tan \gamma \approx \gamma = \frac{dw}{dx}$$

$$\gamma = \frac{\tau_c}{G_{eff}} = \frac{V_s}{G_{eff} A_c}$$

Así:

$$\frac{dw}{dx} = w' = \frac{V_s}{G_{eff} A_c}$$

$$w'' = \frac{V_s'}{G_{eff} A_c} \quad (2.19)$$

2.2.1.1. Paneles simplemente apoyados con carga uniformemente distribuida.

Al dimensionar un panel sándwich es necesario verificar la tensión máxima debido a la flexión, la tensión máxima al cizallamiento y la deformación máxima. La figura 20 representa un panel simplemente apoyado con una carga uniformemente distribuida "q" y vano "L".

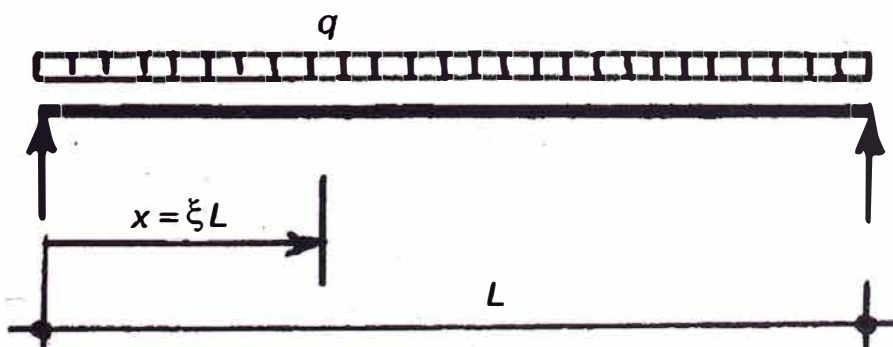


Figura 20. Panel simplemente apoyado con una carga uniformemente distribuida.

Fuente: Davies, 2001

Como fue mostrado por las ecuaciones (2.2) y (2.3), la tensión debido a la flexión en la chapa es $\sigma = \pm \frac{M_S}{e.A_F}$, por lo que la tensión máxima debido a la flexión para un panel simplemente apoyado con carga distribuida será de acuerdo con la ecuación (2.20):

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \pm \frac{M_{Sm\acute{a}x}}{e.A_F} = \pm \frac{qL^2}{8.e.A_F} \quad (2.20)$$

La tensión debido al cizallamiento en el núcleo está dada por la ecuación (2.4), por lo tanto la tensión máxima será como se presenta en la ecuación (2.21):

$$\tau_{Cm\acute{a}x} = \frac{V_{Sm\acute{a}x}}{A_C} = \frac{qL}{2.A_C} \quad (2.21)$$

El cálculo de la deformación máxima es hecho según Davies (2001), utilizando la ecuación de la línea elástica y admitiendo que $\xi = \frac{x}{L}$ en la figura 20.

De la figura 20 se puede ver que:

$$M_S = \frac{qL^2}{2} (\xi - \xi^2) \quad (2.22)$$

$$V_S = \frac{qL}{2} (1 - 2\xi) \quad (2.23)$$

En primer lugar calcularemos el desplazamiento debido a la flexión w_B . La curvatura, la inclinación y el desplazamiento serán de acuerdo con las ecuaciones (2.24), (2.25) y (2.26):

$$\text{Curvatura: } w_B'' = -\frac{M_S}{B_S} = -\frac{qL^2}{2B_S} (\xi - \xi^2) \quad (2.24)$$

Integrando una vez e insertando la constante de integración A se obtiene:

$$\text{Inclinación: } w_B' = -\frac{qL^3}{2B_S} \left(\frac{\xi^2}{2} - \frac{\xi^3}{3} + A \right) \quad (2.25)$$

Las condiciones de contorno son $w_B = 0$ cuando $\xi = 0$ y $\xi = 1$, así $A = -1/12$, esto significa:

$$\text{Desplazamiento: } w_B = \frac{qL^4}{24B_S} \xi(1 + \xi)(1 + \xi - \xi^2) \quad (2.26)$$

Después es calculado el desplazamiento debido al cizallamiento w_S . La curvatura, inclinación y desplazamiento para esos casos son de acuerdo con las ecuaciones (2.27), (2.28) y (2.29):

$$\text{Curvatura: } w_S'' = -\frac{v_S'}{A_C G_{eff}} = -\frac{q}{A_C G_{eff}} \quad (2.27)$$

$$\text{Inclinación: } w_S' = -\frac{qL}{A_C G_{eff}} (\xi + A) \quad (2.28)$$

$$\text{Desplazamiento: } w_S = \frac{qL^2 \xi}{2A_C G_{eff}} (1 - \xi) \quad (2.29)$$

El desplazamiento total es mostrado en la ecuación (2.30):

$$w = w_B + w_S = \frac{qL^4}{24B_S} \xi(1 - \xi)(1 + \xi - \xi^2) + \frac{qL^2 \xi}{2A_C G_{eff}} (1 - \xi) \quad (2.30)$$

Considerando $k = \frac{3B_S}{A_C G_{eff} L^2}$ y reordenando la ecuación (2.30), se llega a la ecuación (2.31):

$$w = \frac{qL^4 \xi}{24B_S} (1 - \xi)(1 + \xi - \xi^2 + 4k) \quad (2.31)$$

El desplazamiento máximo ocurre en el centro del vano, donde $\xi = 0.5$. Por lo tanto el desplazamiento máximo está representado por la ecuación (2.32):

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{5qL^4}{384B_S} (1 + 3.2k) \quad (2.32)$$

2.2.1.2. Paneles simplemente apoyados con carga puntual.

La figura 21 representa un panel simplemente apoyado con una carga puntual "P" aplicada en el vano "L".

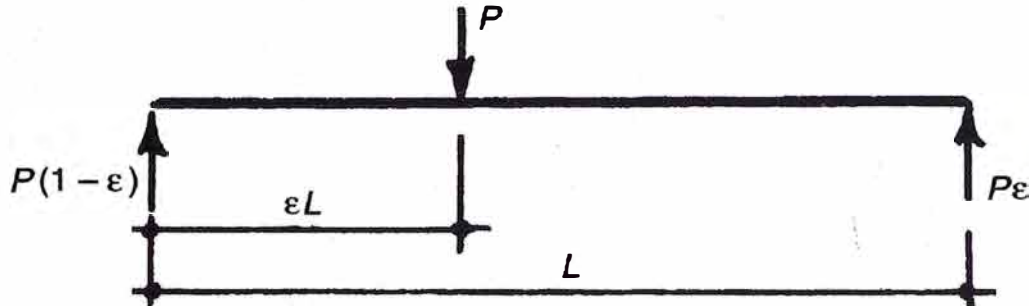


Figura 21. Panel simplemente apoyado con una carga puntual aplicada.

Fuente: Davies, 2001

La tensión máxima debido a la flexión para un panel simplemente apoyado con una carga puntual aplicada, en el caso especial de que la carga se encontrara en el centro del vano, será de acuerdo con la ecuación (2.33):

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \pm \frac{M_{S m\acute{a}x}}{e \cdot A_F} = \pm \frac{PL}{4 \cdot e \cdot A_F} \quad (2.33)$$

La tensión máxima de corte será como está representado en la ecuación (2.34):

$$\tau_{C m\acute{a}x} = \frac{V_{S m\acute{a}x}}{A_C} = \frac{P}{2 \cdot A_C} \quad (2.34)$$

El cálculo de la deformación máxima es hecho, según Davies (2001), utilizando la misma notación del caso anterior y considerando la convención de Macauley, donde el contenido en el interior de las llaves solamente es considerado cuando el mismo fuera positivo.

De la figura 21, se encuentra que:

$$M_S = PL(1 - \epsilon)\xi - PL\{\xi - \epsilon\} \quad (2.35)$$

$$V_S = P(1 - \epsilon) - P\{\xi - \epsilon\} \quad (2.36)$$

Primero es calculado el desplazamiento debido a la flexión w_B . Entonces la curvatura, la inclinación y el desplazamiento será de acuerdo con las ecuaciones (2.37), (2.389 y (2.39):

Curvatura:

$$w_B'' = -\frac{M_S}{B_S} = -\frac{PL}{B_S} [(1 - \varepsilon)\xi - \{\xi - \varepsilon\}] \quad (2.37)$$

Inclinación:

$$w_B' = -\frac{PL^2}{B_S} \left[(1 - \varepsilon) \frac{\xi^2}{2} - \frac{\{\xi - \varepsilon\}^2}{2} + A\xi \right] \quad (2.38)$$

Siendo A, la constante de integración, la cual se determina con las condiciones de frontera.

Desplazamiento:

$$w_B = \frac{PL^3}{6B_S} [-(1 - \varepsilon)\xi^3 + \{\xi - \varepsilon\}^3 + \xi\varepsilon(1 - \varepsilon)(2 - \varepsilon)] \quad (2.39)$$

A la izquierda de la carga, el desplazamiento está de acuerdo con la ecuación (2.40):

$$w_{B1} = \frac{PL^3}{6B_S} (1 - \varepsilon)\xi(2\varepsilon - \varepsilon^2 - \xi^2) \quad (2.40)$$

Después de un pequeño arreglo, a la derecha de la carga, el desplazamiento está de acuerdo con la ecuación (2.41):

$$w_{B2} = \frac{PL^3}{6B_S} \varepsilon(1 - \xi)(-\varepsilon^2 + 2\xi - \xi^2) \quad (2.41)$$

Después es calculado el desplazamiento debido al cizallamiento w_S . La curvatura y el desplazamiento para estos casos, están de acuerdo con las ecuaciones (2.42) y (2.43):

Curvatura:

$$w_S'' = \frac{V_S'}{A_C G_{eff}} \quad (2.42)$$

Desplazamiento:

$$w_S = \iint \frac{V_S'}{G_{eff} A_C} d\xi \cdot d\xi = \frac{PL}{G_{eff} A_C} [\xi(1 - \varepsilon) - \{\xi - \varepsilon\}] \quad (2.43)$$

A la izquierda de la carga, el desplazamiento está dado por la ecuación (2.44):

$$w_{S1} = \frac{PL}{G_{eff} A_C} \xi(1 - \varepsilon) \quad (2.44)$$

A la derecha de la carga, el desplazamiento está dado por la ecuación (2.45):

$$w_{S2} = \frac{PL}{G_{eff} A_C} \varepsilon(1 - \xi) \quad (2.45)$$

Sumamos ambas componentes del desplazamiento para obtener el desplazamiento total, la cual se muestra en la ecuación (2.46):

$$w_1 = w_{B1} + w_{B2} = \frac{PL}{G_{eff} A_C} \xi(1 - \varepsilon) + \frac{PL}{G_{eff} A_C} \xi(1 - \varepsilon) \quad (2.46)$$

Considerando $k = \frac{3B_S}{A_C G_{eff} L^2}$ y reordenando la ecuación (2.46), se llega a la ecuación (2.47):

$$w_1 = \frac{PL^3}{6B_S} (1 - \varepsilon) \xi (2k + 2\varepsilon - \varepsilon^2 - \xi^2) \quad (2.47)$$

El mismo procedimiento debe ser hecho para el lado derecho de la carga, obteniéndose la ecuación (2.48):

$$w_2 = \frac{PL^3}{6B_S} \varepsilon (1 - \xi) (2k - \varepsilon^2 + 2\xi - \xi^2) \quad (2.48)$$

El desplazamiento máximo ocurre en el centro del vano, donde $\xi = 0.5$ y $\varepsilon = 0.5$. Por lo tanto, el desplazamiento máximo es representado por la ecuación (2.49). El mismo resultado será obtenido utilizando la ecuación (2.47) y la ecuación (2.48):

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{PL^3}{48B_S} (4k + 1) \quad (2.49)$$

2.2.1.3. Paneles simplemente apoyados con diferencia de temperatura entre las caras.

Para este caso, los momentos flectores y las fuerzas de cizallamiento y por lo tanto las tensiones, son todas cero. Si la temperatura de las caras son T_1 y T_2 y los coeficientes de expansión térmica son α_{F1} y α_{F2} respectivamente, entonces:

$$\theta = \frac{\alpha_{F2}T_2 - \alpha_{F1}T_1}{e} \quad (2.50)$$

En la ecuación (2.18):

$$w'' = -\theta \quad (2.51)$$

Integrando dos veces y estableciendo como cero la deflexión en los extremos de la viga, resulta:

$$w = \frac{\theta L^2}{2} \xi(1 - \xi) \quad (2.52)$$

La deflexión máxima será en el centro del vano del panel igual a:

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{\theta L^2}{8} \quad (2.53)$$

2.2.1.4. Paneles con dos y tres vanos.

De acuerdo con Davies (2001), los resultados obtenidos para los tres casos anteriores pueden ser combinados para obtener las tensiones y desplazamientos

de paneles con más vanos. La figura 22 muestra el procedimiento para un panel con carga uniformemente distribuida.

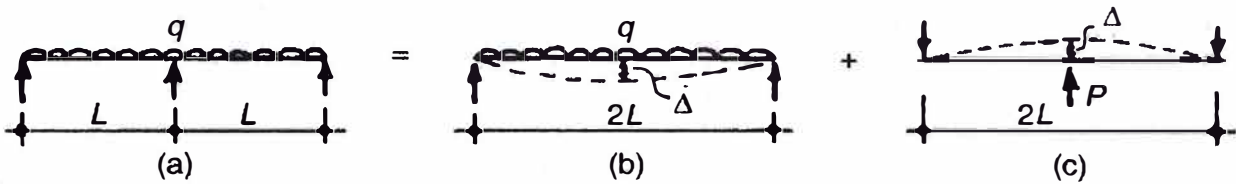


Figura 22. Solución para paneles con dos vanos.

Fuente: Davies, 2001

Para obtener una solución para paneles con dos vanos, es necesario adicionar las soluciones de dos casos: el primer caso es de un panel simplemente apoyado con vano L sujeto a una carga distribuida y el segundo caso es de un panel también simplemente apoyado con un vano $2L$ y con una carga P aplicada en el centro del vano, donde P es escogida de modo que los dos desplazamientos Δ sean iguales. Cuando exista diferencia de temperatura la solución debe ser hecha de la misma forma.

Para paneles con tres vanos, Davies (2001) afirma que ellos pueden ser calculados según la figura 23, donde también son calculados como combinaciones del caso de un panel simplemente apoyado con vano $3L$ sujeto a una carga distribuida q y una carga puntual a cada $1/3$ del panel. P debe ser escogida de modo que $\Delta = \Delta_1 + \Delta_2$.

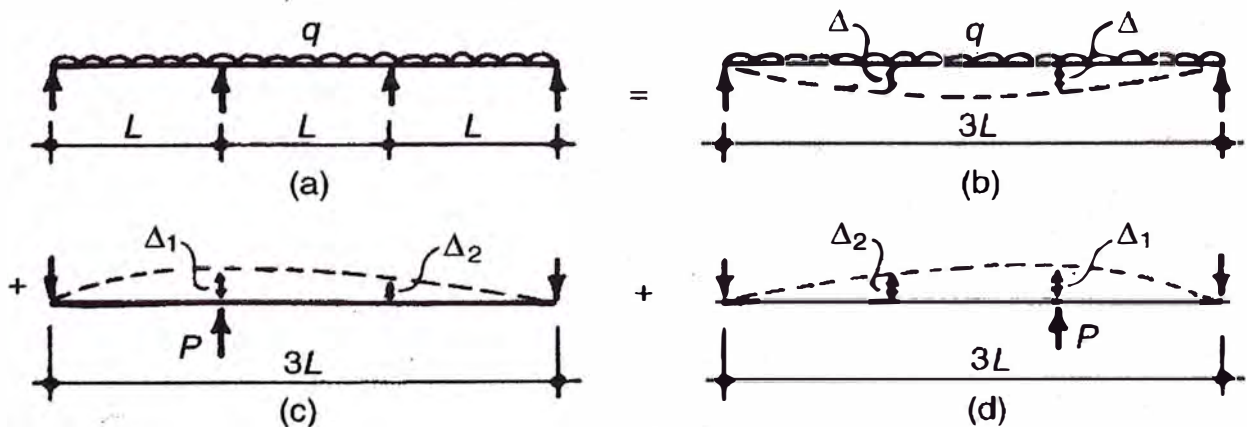


Figura 23. Solución para paneles con tres vanos.

Fuente: Davies, 2001

Davies (2001) creó una tabla con los casos más utilizados, que es la misma que está presente en la norma europea EN14509 y está representada abajo como tabla 1.

Tabla 1. Ecuaciones para el dimensionamiento de paneles con caras lisas o ligeramente nervadas con uno, dos o tres vanos.

Fuente: CEN, 2006

	Shear at end support	Shear at internal support	Intermediate support reaction	Bending moment in (end) span	Bending moment at internal support	Maximum deflection in span
Single span of L Uniform load q	$\frac{qL}{2}$			$\frac{qL^2}{8}$		$\frac{5qL^4}{384B_s}(1+3.2k)$
Temperature difference $T_1 - T_2$						$\frac{\theta L^2}{8}$
Two equal spans of L Uniform load q	$\frac{qL}{2} \left(1 - \frac{1}{4(1+k)}\right)$	$\frac{qL}{2} \left(1 + \frac{1}{4(1+k)}\right)$	$qL \left(1 + \frac{1}{4(1+k)}\right)$	$\frac{qL^2}{8} \left(1 - \frac{1}{4(1+k)}\right)^2$	$-\frac{qL^2}{8} \frac{1}{1+k}$	$\frac{qL^4}{48B_s} \frac{0.26+2.6k+2k^2}{1+k}$
Temperature difference $T_1 - T_2$	$-\frac{3B_s\theta}{2L} \frac{1}{1+k}$	$\frac{3B_s\theta}{2L} \frac{1}{1+k}$	$\frac{3B_s\theta}{L} \frac{1}{1+k}$	$-\frac{3B_s\theta}{4} \frac{1}{1+k}$	$-\frac{3B_s\theta}{2} \frac{1}{1+k}$	$\frac{\theta L^2}{32} \frac{1.1+4k}{1+k}$
Three spans of L Uniform load q	$\frac{qL}{2} \left(1 - \frac{1}{5+2k}\right)$	$\frac{qL}{2} \left(1 + \frac{1}{5+2k}\right)$	$qL \left(1 + \frac{1}{2(5+2k)}\right)$	$\frac{qL^2}{8} \left(1 - \frac{1}{5+2k}\right)^2$	$-\frac{qL^2}{10+4k}$	$\frac{qL^4}{24B_s} \frac{0.83+5.6k+2k^2}{5+2k}$
Temperature difference $T_1 - T_2$	$-\frac{6B_s\theta}{L} \frac{1}{5+2k}$	$\frac{6B_s\theta}{L} \frac{1}{5+2k}$	$\frac{6B_s\theta}{L} \frac{1}{5+2k}$	$-3B_s\theta \frac{1}{5+2k}$	$-6B_s\theta \frac{1}{5+2k}$	$\frac{\theta L^2}{4} \frac{1.06+k}{5+2k}$

$$B_s = \frac{E_{F1}A_{F1}E_{F2}A_{F2}e^2}{(E_{F1}A_{F1} + E_{F2}A_{F2})B}$$

$$k = \frac{3B_s}{L^2G_cA_c}$$

$$\theta = \frac{\alpha_2T_2 - \alpha_1T_1}{e}$$

A_c = cross-sectional area of the core ($G_cA_c = S$ = shear rigidity of the core)

NOTE For geometry and section properties see Figure E.1. For stress systems see Figures E.3 and E.4.

2.2.2. Análisis de paneles sándwich con caras nervadas.

Según Davies (2001), cuando una o ambas caras del panel fueran nervadas, se necesita un análisis más general que tenga en cuenta la rigidez a la flexión de las caras.

La figura 24 muestra las fuerzas solicitantes resultantes en un panel sándwich de caras nervadas y la figura 25 muestra la distribución de los esfuerzos solicitantes en una sección transversal del panel.

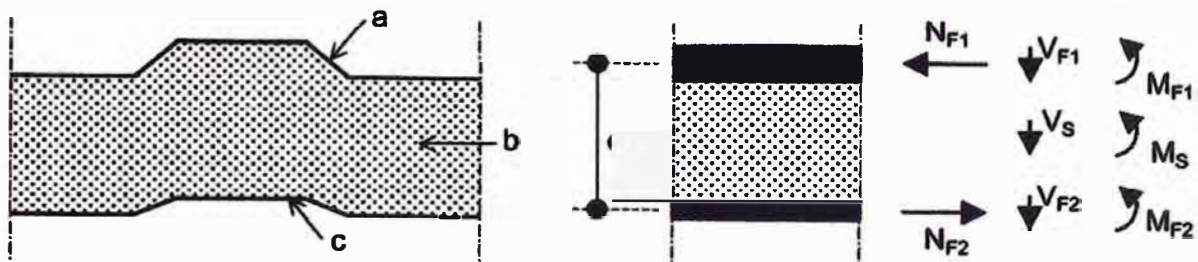


Figura 24. Esfuerzos resultantes en un panel sándwich con caras nervadas.

Fuente: CEN, 2006

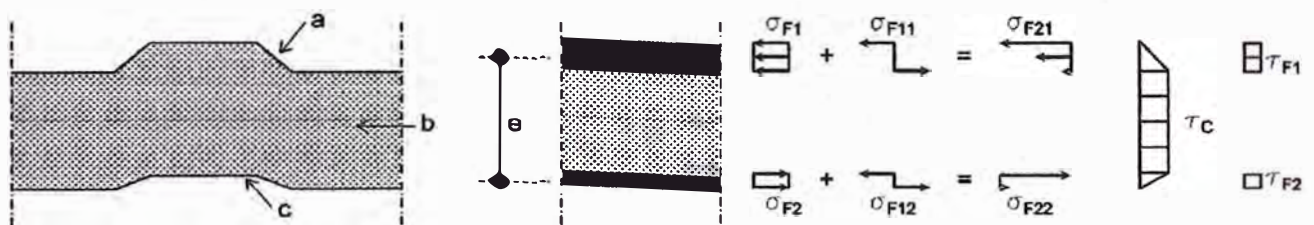


Figura 25. Distribución de esfuerzos resultantes en un panel sándwich con caras nervadas.

Fuente: CEN, 2006

Donde:

a = cara superior;

b = núcleo aislante;

c = cara inferior;

e = distancia entre los centroides de las caras;

N_{F1} = fuerza normal en la cara superior;

N_{F2} = fuerza normal en la cara inferior;

V_{F1} = fuerza de corte en la cara superior;

V_S = fuerza de corte en el núcleo;

V_{F2} = fuerza de corte en la cara inferior;

M_{F1} = momento flector en la cara superior;

M_S = momento flector en el núcleo;

M_{F2} = momento flector en la cara inferior;

σ_{F1} y σ_{F2} = esfuerzo normal debido al momento sándwich;

σ_{F11} y σ_{F12} = esfuerzo normal debido al momento en las caras;

σ_{F21} y σ_{F22} = sumatoria de esfuerzos normales (esfuerzo normal total) debido al momento sándwich y debido al momento en las caras;

τ_C = esfuerzos de corte en el núcleo;

τ_{F1} y τ_{F2} = esfuerzos de corte en las caras.

Los esfuerzos normales totales, mostrados en la figura 25 como σ_{F21} (superior) y σ_{F22} (inferior), serán tratadas en este informe como: esfuerzo normal total superior igual a σ_{F1} y esfuerzo normal total inferior igual a σ_{F2} .

El esfuerzo normal total superior (σ_{F1}) será igual al esfuerzo debido al momento sándwich $\left(-\frac{M_S}{eA_{F1}}\right)$ más el esfuerzo debido al momento en la cara superior

$\left(-\frac{M_{F1}}{Z_{F1}}\right)$. El esfuerzo normal total en la cara inferior (σ_{F2}) será igual al esfuerzo

debido al momento sándwich $\left(\frac{M_S}{eA_{F2}}\right)$ más el esfuerzo debido al momento en la

cara inferior $\left(-\frac{M_{F2}}{Z_{F2}}\right)$, donde Z es el módulo de la sección.

Por lo tanto, según Davies (2001):

$$\sigma_{F1} = -\frac{M_S}{eA_{F1}} - \frac{M_{F1}}{Z_{F1}}$$

$$\sigma_{F2} = \frac{M_S}{eA_{F2}} - \frac{M_{F2}}{Z_{F2}}$$

El estudio del elemento deformado es el mismo que para paneles con caras lisas.

Utilizando la ecuación de la línea elástica, se obtiene las relaciones dadas por las ecuaciones (2.54) y (2.55):

Cara 1:

$$M_{F1} = -B_{F1}w'' \text{ y } V_{F1} = -B_{F1}w''' \quad (2.54)$$

Cara 2:

$$M_{F2} = -B_{F2}w'' \text{ y } V_{F2} = -B_{F2}w''' \quad (2.55)$$

La rigidez a la flexión de la parte sándwich ya fue mostrada anteriormente, ver ecuación 2.5. La rigidez a la flexión de cada una de las caras está de acuerdo con las ecuaciones (2.56) y (2.57).

Rigidez a la flexión de la cara superior:

$$B_{F1} = E_{F1}I_{F1} \quad (2.56)$$

Rigidez a la flexión de la cara inferior:

$$B_{F2} = E_{F2}I_{F2} \quad (2.57)$$

Según Davies (2001), debido a que los esfuerzos resultantes de las dos caras son proporcionales a las mismas deformaciones, es conveniente tratarlas juntas, como se demuestra en las ecuaciones (2.58), (2.59) y (2.60):

$$M_D = M_{F1} + M_{F2} \text{ , por lo tanto } M = M_D + M_S \quad (2.58)$$

$$V_D = V_{F1} + V_{F2} \text{ , por lo tanto } V = V_D + V_S \quad (2.59)$$

$$B_D = B_{F1} + B_{F2} \text{ , por lo tanto } B = B_D + B_S \quad (2.60)$$

A través de las ecuaciones (2.9), (2.10), (2.54) y (2.55), se obtienen las ecuaciones diferenciales (2.61) y (2.62):

$$V = A_C G_{eff} \gamma - B_D w''' \quad (2.61)$$

$$M = B_S (\gamma' + \theta) - B w'' \quad (2.62)$$

Suponiendo que L es el largo del vano del panel, y: $\alpha = \frac{B_D}{B_S}$, $\beta = \frac{B_S}{A_C G_{eff} L^2}$,

$\lambda^2 = \frac{1+\alpha}{\alpha\beta}$, aislando γ , se encuentra la ecuación (2.63):

$$w'''' - \left(\frac{\lambda}{L}\right)^2 w'' = \left(\frac{\lambda}{L}\right)^2 \frac{M}{B} + \frac{1+\alpha}{\alpha} \frac{q}{B} - \left(\frac{\lambda}{L}\right)^2 \frac{\theta}{1+\alpha} \quad (2.63)$$

Aislando w , se encuentra la ecuación (2.64):

$$\gamma'' - \left(\frac{\lambda}{L}\right)^2 \gamma = -\frac{\beta \lambda^2 V}{B} \quad (2.64)$$

De acuerdo con Davies (2001), las ecuaciones (2.63) y (2.64) como se presentan líneas arriba, son muy utilizadas cuando la distribución del momento flector total M y la fuerza de corte V son conocidas, como por ejemplo en sistema estáticamente determinados. Para esos casos, las soluciones generales de esas ecuaciones diferenciales son:

$$w = C_1 \cosh \frac{\lambda x}{L} + C_2 \sin \frac{\lambda x}{L} + C_3 + C_4 x + w_P \quad (2.65)$$

$$\gamma = D_1 \cosh \frac{\lambda x}{L} + D_2 \sinh \frac{\lambda x}{L} + \gamma_P \quad (2.66)$$

Según Davies (2001), w_P y γ_P son integrales particulares que dependen de la carga. Como esas soluciones necesitan satisfacer a la ecuación (2.11), se obtiene la ecuación (2.67) y (2.68):

$$D_1 = (1 + \alpha) \frac{\lambda}{L} C_2 \quad (2.67)$$

$$D_2 = (1 + \alpha) \frac{\lambda}{L} C_1 \quad (2.68)$$

Davies (2001) afirma que de esa forma las constantes de integración se reducen a cuatro y pueden ser determinadas por las condiciones de frontera, en particular, para paneles simplemente apoyados:

$$w(0) = 0, \quad w''(0) = 0, \quad w(L) = 0 \quad \text{y} \quad w''(L) = 0$$

Por lo tanto, como para paneles con caras lisas, hay tres casos fundamentales que son: los paneles simplemente apoyados con una carga uniformemente distribuida, carga puntual aplicada en cualquier posición a lo largo del vano y una diferencia de temperatura uniforme entre las caras. Es a través de una combinación de esos casos que la mayoría de los otros casos, los cuales son importantes en la práctica, pueden ser deducidas (DAVIES, 2001).

2.2.2.1. Paneles simplemente apoyados con carga uniformemente distribuida.

Usando la misma notación que antes, $\xi = \frac{x}{L}$, se obtiene para un panel simplemente apoyado con carga uniformemente distribuida:

$$M = \frac{qL^2}{2} (\xi - \xi^2), \quad V = \frac{qL}{2} (1 - 2\xi) \quad \text{y} \quad \xi = \frac{x}{L} \quad (2.69)$$

El desarrollo de las ecuaciones siguientes es realizado de acuerdo con Davies (2001), donde muestra que las integrales particulares (2.65) y (2.66), en ese caso serán de acuerdo con (2.70) y (2.71):

$$W_P = \frac{qL^4}{24B} \left(\xi^4 - 2\xi^3 - \frac{12}{\alpha\lambda^2} \xi^2 \right) \quad (2.70)$$

$$\gamma_P = \frac{qL^3\beta}{2B} (1 - 2\xi) \quad (2.71)$$

Las constantes de integración serán expresadas por medio de las ecuaciones (2.72), (2.73), (2.74) y (2.75):

$$C_1 = \frac{qL^4}{\alpha\lambda^4 B} \quad (2.72)$$

$$C_2 = -\frac{qL^4}{\alpha\lambda^4 B} \frac{\cosh \lambda - 1}{\sinh \lambda} \quad (2.73)$$

$$C_3 = -\frac{qL^4}{\alpha\lambda^4 B} \quad (2.74)$$

$$C_4 = -\frac{qL^3}{B} \left(\frac{1}{24} + \frac{1}{2\alpha\lambda^2} \right) \quad (2.75)$$

Por lo tanto, la solución completa será como las ecuaciones (2.76) y (2.77):

$$w = \frac{qL^4}{B} \left[\frac{1}{24} \xi(1 - 2\xi^2 + \xi^3) + \frac{\xi(1-\xi)}{2\alpha\lambda^2} - \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - \cosh \frac{\lambda(1-2\xi)}{2}}{\alpha\lambda^4 \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.76)$$

$$\gamma = \frac{qL^3 \beta}{B} \left[\frac{(1-2\xi)}{2} - \frac{\sinh \frac{\lambda(1-2\xi)}{2}}{\lambda \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.77)$$

Luego de algunos cálculos más, las solicitaciones resultantes son obtenidas de acuerdo con las ecuaciones (2.78), (2.79), (2.80) y (2.81):

$$M_s = \frac{qL^2}{1+\alpha} \left[\frac{\xi(1-\xi)}{2} - \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - \cosh \frac{\lambda(1-2\xi)}{2}}{\lambda^2 \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.78)$$

$$M_D = \frac{qL^2 \alpha}{1+\alpha} \left[\frac{\xi(1-\xi)}{2} + \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - \cosh \frac{\lambda(1-2\xi)}{2}}{\alpha\lambda^2 \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.79)$$

$$V_s = \frac{qL}{1+\alpha} \left[\frac{1-2\xi}{2} + \frac{\sinh \frac{\lambda(1-2\xi)}{2}}{\lambda \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.80)$$

$$V_D = \frac{qL\alpha}{1+\alpha} \left[\frac{1-2\xi}{2} + \frac{\sinh \frac{\lambda(1-2\xi)}{2}}{\alpha\lambda \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.81)$$

Como los valores importantes para las solicitaciones y desplazamientos son en el centro del vano donde $\xi = 0.5$, se obtienen las ecuaciones (2.82) y (2.83):

$$M_S = \frac{qL^2}{1+\alpha} \left[\frac{1}{8} - \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - 1}{\lambda^2 \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.82)$$

$$M_D = \frac{qL^2\alpha}{1+\alpha} \left[\frac{1}{8} - \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - 1}{\alpha\lambda^2 \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.83)$$

Por lo tanto, los esfuerzos normales totales superior e inferior serán respectivamente según las ecuaciones (2.84) y (2.85):

$$\sigma_{F1} = - \frac{M_S}{eA_{F1}} - \frac{M_D}{Z_{F1}} \frac{B_{F1}}{B_D} \quad (2.84)$$

$$\sigma_{F2} = \frac{M_S}{eA_{F2}} + \frac{M_D}{Z_{F2}} \frac{B_{F2}}{B_D} \quad (2.85)$$

Y el desplazamiento máximo en el centro del vano es según la ecuación (2.86):

$$w = \frac{qL^4}{B} \left[\frac{5}{384} + \frac{1}{8\alpha\lambda^2} - \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - 1}{\alpha\lambda^4 \cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.86)$$

2.2.2.2. Paneles simplemente apoyados con carga puntual.

Este caso es idéntico al mostrado en la figura 21, siendo la única diferencia que la rigidez de las caras no puede ser descuidada. De acuerdo con Davies (2001), si la carga puntual es aplicada en una posición $x = e$, osea $\xi = \frac{e}{L} = \varepsilon$, el momento flector y el esfuerzo de corte son dados por las ecuaciones:

$$M = PL(1 - \varepsilon)\xi - PL\{1 - \varepsilon\} \quad (2.87)$$

$$V = P(1 - \varepsilon) - P\{1 - \varepsilon\}^0 \quad (2.88)$$

Como anteriormente, fue usada la notación de Macauley. Según Davies (2001), las integrales particulares para este caso de carga y de acuerdo con las ecuaciones (2.89) y (2.90):

$$w_P = \frac{PL^3}{6B} [-(1 - \varepsilon)\xi^3 + \{\xi - \varepsilon\}^3] - \frac{PL^3}{B\lambda^2} \left[(1 - \varepsilon)\xi + \frac{1}{\alpha} \frac{1}{2} (\xi - \varepsilon) - \left(\frac{L}{\lambda}\right) \sinh \lambda(\xi - \varepsilon)\{\xi - \varepsilon\}^0 \right] \quad (2.89)$$

$$\gamma_P = \frac{\beta PL^2}{B} [1 - \varepsilon - (1 - \cosh \lambda(\xi - \varepsilon)\{\xi - \varepsilon\}^0)] \quad (2.90)$$

A continuación se muestran las ecuaciones con los desplazamientos, inclinaciones, momentos sándwich, momentos en las caras, esfuerzos de corte en el núcleo y esfuerzos de corte en las caras, siendo el índice 1 el que representa los valores a la izquierda de la aplicación de la carga y el índice 2 representa los valores a la derecha de la aplicación de la carga.

$$w_1 = \frac{PL^3}{B} \left[\frac{1}{6} (1 - \varepsilon)\xi(2\varepsilon - \varepsilon^2 - \xi^2) + \frac{1}{\alpha\lambda^2} (1 - \varepsilon)\xi - \frac{1}{\alpha\lambda^3} \frac{\sinh(1-\varepsilon)}{\sinh \lambda} \sinh \lambda\xi \right] \quad (2.91)$$

$$w_2 = \frac{PL^3}{B} \left[\frac{1}{6} (1 - \xi)(-\varepsilon^2 + 2\xi - \xi^2) + \frac{1}{\alpha\lambda^2} \varepsilon(1 - \xi) - \frac{1}{\alpha\lambda^3} \frac{\sinh \lambda\varepsilon}{\sinh \lambda} \sinh \lambda(1 - \xi) \right] \quad (2.92)$$

$$\gamma_1 = \frac{PL^2}{B} \beta \left[1 - \varepsilon + \frac{\sinh \lambda(1-\varepsilon)}{\sinh \lambda} \cosh \lambda\xi \right] \quad (2.93)$$

$$\gamma_2 = \frac{PL^2}{B} \beta \left[-\varepsilon + \frac{\sinh \lambda \varepsilon}{\sinh \lambda} \cosh \lambda(1 - \xi) \right] \quad (2.94)$$

$$M_{S1} = PL \frac{1}{1+\alpha} \left[(1 - \varepsilon)\xi - \frac{\sinh \lambda(1-\varepsilon)}{\lambda \sinh \lambda} \sinh \lambda \xi \right] \quad (2.95)$$

$$M_{S2} = PL \frac{1}{1+\alpha} \left[\varepsilon(1 - \xi) - \frac{\sinh \lambda \varepsilon}{\lambda \sinh \lambda} \sinh \lambda(1 - \xi) \right] \quad (2.96)$$

$$M_{D1} = PL \frac{\alpha}{1+\alpha} \left[(1 - \varepsilon)\xi + \frac{\sinh \lambda(1-\varepsilon)}{\alpha \lambda \sinh \lambda} \sinh \lambda \xi \right] \quad (2.97)$$

$$M_{D2} = PL \frac{\alpha}{1+\alpha} \left[\varepsilon(1 - \xi) + \frac{\sinh \lambda \varepsilon}{\alpha \lambda \sinh \lambda} \sinh \lambda(1 - \xi) \right] \quad (2.98)$$

$$V_{S1} = P \frac{1}{1+\alpha} \left[1 - \varepsilon - \frac{\sinh \lambda(1-\varepsilon)}{\sinh \lambda} \cosh \lambda \xi \right] \quad (2.99)$$

$$V_{S2} = P \frac{1}{1+\alpha} \left[-\varepsilon + \frac{\sinh \lambda \varepsilon}{\sinh \lambda} \cosh \lambda(1 - \xi) \right] \quad (2.100)$$

$$V_{D1} = P \frac{1}{1+\alpha} \left[1 - \varepsilon - \frac{\sinh \lambda(1-\varepsilon)}{\alpha \sinh \lambda} \cosh \lambda \xi \right] \quad (2.101)$$

$$V_{D2} = P \frac{1}{1+\alpha} \left[-\varepsilon - \frac{\sinh \lambda \varepsilon}{\alpha \sinh \lambda} \cosh \lambda(1 - \xi) \right] \quad (2.102)$$

2.2.2.3. Paneles simplemente apoyados con diferencia de temperatura entre las caras.

Si la temperatura de las dos caras son T_1 y T_2 con coeficientes de expansión térmica α_{F1} y α_{F2} :

$$\theta = \frac{\alpha_{F2}T_2 - \alpha_{F1}T_1}{e} \quad (2.103)$$

$$w_P = \frac{\theta}{2(1+\alpha)} x^2 \quad \gamma_P = 0 \quad (2.104)$$

Así se pueden obtener las soluciones completas:

$$w = \frac{\theta L^2}{1+\alpha} \left[\frac{\xi}{2} (1 - \xi) - \frac{1}{\lambda^2} \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - \cosh \lambda \frac{(1-2\xi)}{2}}{\cosh \frac{\lambda}{2}} \right] \quad (2.105)$$

$$\gamma = \frac{-\theta L}{\lambda} \frac{\sinh \lambda \frac{(1-2\xi)}{2}}{\cosh \frac{\lambda}{2}} \quad (2.106)$$

$$M_S = -\frac{\alpha \theta B_S}{1+\alpha} \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - \cosh \lambda \frac{(1-2\xi)}{2}}{\cosh \frac{\lambda}{2}} \quad (2.107)$$

$$M_D = +\frac{\alpha \theta B_S}{1+\alpha} \frac{\cosh \frac{\lambda}{2} - \cosh \lambda \frac{(1-2\xi)}{2}}{\cosh \frac{\lambda}{2}} \quad (2.108)$$

$$V_S = -\frac{\theta B_S}{\beta \lambda L} \frac{\sinh \lambda \frac{(1-2\xi)}{2}}{\cosh \frac{\lambda}{2}} \quad (2.109)$$

$$V_D = +\frac{\theta B_S}{\beta \lambda L} \frac{\sinh \lambda \frac{(1-2\xi)}{2}}{\cosh \frac{\lambda}{2}} \quad (2.110)$$

2.2.2.4. Paneles con dos y tres vanos.

Según Davies (2001), la solución para estos dos casos es idéntica a la solución que ya fue citada anteriormente. Las soluciones encontradas son relativamente numéricamente estables y son consideradas la mejor aproximación en las situaciones regulares. El método de elementos finitos es aplicado en situaciones irregulares, como paneles con vanos desiguales y carga no uniforme, presentando óptimos resultados.

2.3. CAPACIDAD DE CARGA EN PANELES SÁNDWICH.

2.3.1. Principios para la evaluación de la resistencia.

Hassinen (2001) afirma que en los paneles sándwich estructurales, hay varios modos de falla potenciales que pueden limitar y determinar la capacidad de resistir cargas del panel. Esa capacidad depende directamente de los materiales de las caras, del núcleo y de la adherencia entre ellos, también depende de las dimensiones de la estructura y del sistema estructural, así como del largo de los vanos, el ancho de los apoyos, el sistema de fijación, etc.

Para evaluar el rendimiento estructural de estructuras sándwiches, debe ser determinada la resistencia del panel con referencia a los diferentes modos de falla posibles. Los ensayos de carga indican directamente la resistencia del panel. Sin embargo, los resultados de los ensayos están asociados a una probeta en particular, con un determinado vano y forma de aplicación de carga, siendo así exigidos muchos ensayos para cubrir todos los modos de falla necesarios para el dimensionamiento de todo intervalo de vano, sistemas estáticos, espesores de paneles y combinaciones de carga (HASSINEN, 2001).

Alternativamente y de forma preferencial, la resistencia del panel puede ser descrita por modelos matemáticos basados en el proceso físico de los eventos que ocurren en cada modo de fallo individualmente. En esos modelos matemáticos, se requieren los datos relativos a las propiedades de los materiales para describir la rigidez y la resistencia del núcleo y de las caras y en la mayoría de veces, esos datos deben ser obtenidos experimentalmente. En particular, las propiedades del núcleo pueden variar dentro del mismo núcleo de una probeta y debe haber variaciones también entre paneles producidos durante cierto periodo de tiempo. Así, antes de evaluar la resistencia, deben ser determinados los valores característicos estadísticamente confiables de las propiedades de los materiales incorporados en los modelos matemáticos, llevando en consideración el proceso de fabricación. Es extremadamente importante que haya un control de las propiedades de los materiales de los paneles fabricados a través de ensayos regulares para garantizar el nivel de los valores usados en el dimensionamiento (HASSINEN, 2001).

Después de cierto periodo de servicio, la resistencia de un panel de pared o techo de un edificación depende de la historia de esfuerzos, del tiempo, de la temperatura y de la humedad relativa y de otras cargas climáticas relacionadas a la ubicación de la edificación. Se puede decir entonces, que la resistencia de un

panel no es constante y depende de la historia de la aplicación de cargas mecánicas y climáticas en las caras, núcleo y juntas del panel. Las siguientes son algunas observaciones, que según Hassinen (2001) se basan en experimentos y la experiencia práctica, que han influenciado en los actuales modelos de diseño para determinar la resistencia de los paneles:

Los esfuerzos de corte causados por las cargas típicas de servicio permanente y de corta duración son pequeñas y suelen ser del orden del 10 al 30% de los esfuerzos iniciales de corte en el núcleo. Así, la influencia de esos esfuerzos no tienen un efecto significativo en la resistencia de larga duración de los paneles sándwich típicos;

Las caras y las juntas entre los paneles impiden la entrada de agua y humedad, así, la influencia de la humedad en la resistencia del núcleo puede ser omitida. Sin embargo, en algunas construcciones especiales, como paredes y techos de cámaras frigoríficas y de congelado, los gradientes de temperatura y humedad son más significativos. En esos casos, la realización de un cuidadoso detalle y una alta calidad en la instalación son suficientes para garantizar la resistencia de la estructura a largo plazo;

La resistencia y el módulo de elasticidad de las espumas plásticas disminuyen con el incremento de la temperatura. La reducción correspondiente en la resistencia y rigidez del núcleo debe ser tomada en cuenta en las evaluaciones de aquellas resistencias las cuales dependen de las propiedades del núcleo a temperaturas elevadas. Los modos de falla relevantes son: falla por cizallamiento del núcleo y falla por arrugamiento de la cara expuesta debido a los esfuerzos causados por las altas cargas de temperatura en el verano;

La resistencia a la compresión de la cara, la resistencia al corte del núcleo y la adherencia entre el núcleo y las caras cambian, con el tiempo, individualmente o en conjunto con la historia mecánica (carga) y climática (intemperie). Por este motivo, una reducción de la resistencia al corte del núcleo debido a cargas de larga duración (como peso propio, nieve, etc.) debe ser usada en el diseño de paneles usados horizontalmente (techos y tejas);

Con las alteraciones químicas y físicas en el núcleo y el adhesivo debido a las cargas climáticas, la resistencia en relación a diferentes modos de falla,

pueden cambiar. Las resistencias en un determinado tiempo t deben ser comparadas con las solicitaciones en ese mismo tiempo.

Hassinen (2001) señala que la resistencia y el comportamiento estático de los paneles sándwich, están basados en la acción compuesta de tres capas estructurales, las dos caras y el núcleo. Para que esta acción se mantenga en cortos y largos periodos, es necesario que el adhesivo entre el núcleo y las caras tenga una resistencia mínima. Un valor característico para la resistencia a la tracción, que puede ser considerado como una exigencia mínima para garantizar la acción compuesta es $0.075 \frac{N}{mm^2}$.

Para el diseño es necesaria la utilización de las dimensiones geométricas del panel. Estas dimensiones deben corresponder a las reales. Generalmente las dimensiones geométricas nominales son usadas en los cálculos, en ese caso las dimensiones reales (del producto fabricado) deben ser iguales a las dimensiones usadas en los cálculos con cierta tolerancia, pues las resistencias y las propiedades son sensibles a las alteraciones en las dimensiones. Estas tolerancias pueden ser encontradas en la norma europea EN 10143.

Los espesores de las caras metálicas poseen una gran influencia en la resistencia a la flexión del panel. Hassinen (2001) indica que es recomendable usar la ecuación (2.111) siguiente para encontrar el valor del espesor de diseño t_d :

$$t_d = t_{nom} - t_{zinc} - 0.5t_{tol} \quad (2.111)$$

Donde t_{nom} es el espesor nominal de la chapa de acero, t_{zinc} es el espesor total de las dos camadas de zinc y t_{tol} es el espesor normal menos la tolerancia según EN10143.

2.3.2. Modos de falla.

Hassinen (2001) afirma que los modos de falla relevantes de los paneles sándwich con caras lisas o ligeramente nervadas son:

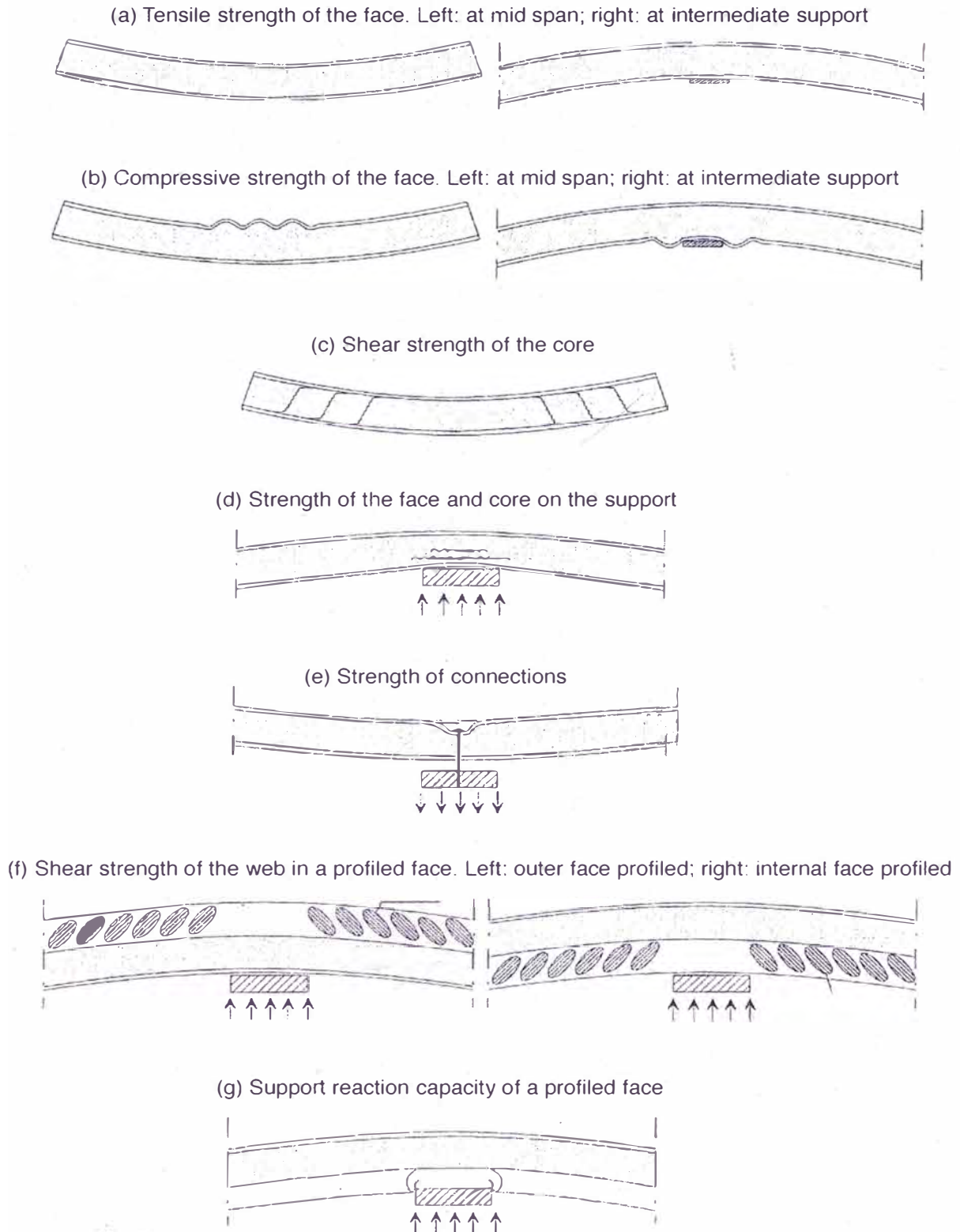
- Falla por tracción en las caras;
- Falla por compresión en las caras (arrugamiento);
- Falla por cizallamiento del núcleo o del adhesivo entre el núcleo y la cara;
- Falla por aplastamiento de la cara y del núcleo en los apoyos;
- Falla por tracción o cizallamiento del sistema de fijación (ejemplo: tornillo).

En paneles sándwich con caras nervadas, Hassinen (2001) indica dos formas de falla adicional:

- Falla por cizallamiento de la cara nervada (calandras);
- Falla en el apoyo de la cara nervada.

Todos estos modos de falla pueden ser visualizados en la figura 26.

No son deseables grandes desplazamientos en paneles de pared y techo, teniendo como criterio de diseño, el máximo desplazamiento admisible. Sin embargo, es importante enfatizar la existencia de la fluencia en los paneles horizontales, influencia importante en el desplazamiento del panel a lo largo del tiempo.



At the serviceability limit state, the failure modes at the intermediate supports generally have to be considered (failure modes (a (right)), (b (right)) and (e) to (g)).

At the ultimate limit state, the failure modes (a) to (e) for thin flat-faced sandwich panels and (a) to (g) (depending on the face geometry) for panels with profiled faces have to be considered.

Figura 26. Modos de falla en los paneles sándwich de pared y techo.

Fuente: ECCS, 2001

2.3.2.1. Falla por tracción en las caras.

La falla por tracción en las caras ocurre cuando el metal de la cara alcanza el esfuerzo de fluencia. El esfuerzo de fluencia de los metales es alto, siendo así difícil que ese modo de fallo ocurra. Según Hassinen (2001), el fallo por tracción en las caras sólo va a limitar el diseño en casos raros como cuando una cara nervada asimétrica y cargada de forma que ésta cause un alto momento flector en un apoyo intermedio.

2.3.2.2. Falla por compresión en las caras.

Según el Comité Europeo de Normalización - CEN (2006), la falla por compresión de la cara del panel ocurre por pandeo global en las caras nervadas y por pandeo local (arrugamiento) en las caras lisas o ligeramente nervadas. El pandeo localizado ocurre cuando la cara alcanza el esfuerzo de arrugamiento, formando una onda elástica de pandeo con un pequeño ancho. El esfuerzo de arrugamiento depende del espesor de la cara, de la rigidez y resistencia del material del núcleo y la luz entre apoyos, del tipo de nervadura de la cara. La figura 27 muestra los modos de pandeo que ocurren en una cara lisa y en una cara nervada.

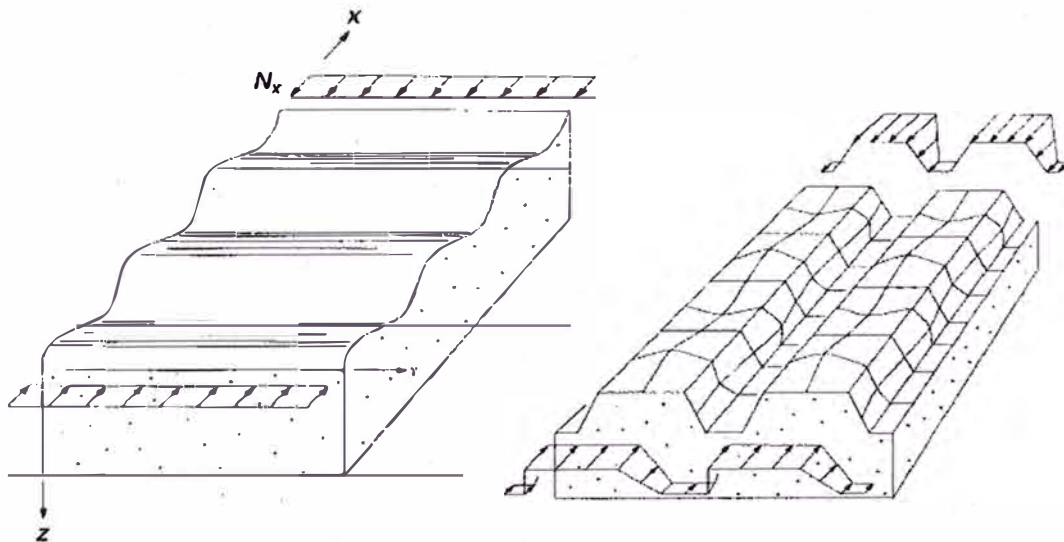


Figura 27. Modos de pandeo en una cara lisa y nervada hecha de chapas metálicas finas.

Fuente: Berner, 1998

Hassinen (2001) presenta los resultados de un análisis matemático clásico para el ancho de las ondas elásticas de pandeo (a) y para el esfuerzo de arrugamiento σ_w de las caras lisas.

Las ecuaciones (2.112) y (2.113) están basadas en un modelo de apoyo elástico, donde se asume que el núcleo consiste de un material elástico isotrópico ideal.

$$a_1 = \pi t \left[\frac{(1+\nu_C)(3-4\nu_C)}{12(1-\nu_F^2)(1-\nu_C)} \right]^{\frac{1}{3}} \left(\frac{E_F}{E_C} \right)^{\frac{1}{3}} \approx 1.816 t \left(\frac{E_F^2}{E_C G_C} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (2.112)$$

$$\sigma_{w1} = \frac{3}{2} \left[\frac{2(1-\nu_C)^2}{3(1+\nu_C)^2(3-4\nu_C)^2(1-\nu_F^2)} \right]^{\frac{1}{3}} (E_C^2 E_F)^{\frac{1}{3}} \approx 0.823 (E_C G_C E_F)^{\frac{1}{3}} \quad (2.113)$$

Las ecuaciones (2.114) y (2.115) están basadas en un modelo simplificado donde solamente las tres tensiones y deformaciones del núcleo más importantes ($\sigma_z, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \varepsilon_z, \gamma_{xz}, \gamma_{yz}$) son tomadas en consideración.

$$a_2 = \pi t \left[\frac{1}{6(1-\nu_F^2)} \right]^{\frac{1}{3}} \left(\frac{E_F}{E_C G_C} \right)^{\frac{1}{6}} \approx 1.784 t \left(\frac{E_F^2}{E_C G_C} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (2.114)$$

$$\sigma_{w2} = \frac{3}{2} \left[\frac{E_C G_C E_F}{6(1-\nu_F^2)} \right]^{\frac{1}{3}} \approx 0.852 (E_C G_C E_F)^{\frac{1}{3}} \quad (2.115)$$

Donde E_F y E_C son los módulos de elasticidad longitudinal de la cara y del núcleo, G_C es el módulo de elasticidad transversal del núcleo, ν_F y ν_C son los coeficientes de Poisson de la cara y del núcleo.

En las expresiones aproximadas, los valores del coeficiente de Poisson son $\nu_F = 0.3$ (cara) y $\nu_C = 0.25$ (núcleo). En la práctica, los valores encontrados en las ecuaciones (2.112) y (2.114) y en las ecuaciones (2.113) y (2.115) son aproximaciones entre sí.

Esos valores para la tensión de arrugamiento, son valores idealizados para un modelo perfecto. Una cara delgada lisa rompe por pandeo plástico una vez que aparezca la primera onda elástica de arrugamiento. En la práctica, la ecuación que indica la tensión de cizallamiento se reduce con el fin de tener en cuenta las imperfecciones tales como la falta de planitud de las caras, la falta de

homogeneidad del núcleo y la inadecuada adherencia entre el núcleo y las caras. La norma EN14509 recomienda usar la siguiente ecuación:

$$\sigma_w = 0.5(E_F E_C G_C)^{\frac{1}{3}} \quad (2.116)$$

En la práctica, este valor es encontrado a través de ensayos mecánicos, el que genera valores bien superiores al de la ecuación (2.116), el cual es bien conservador para núcleos de espumas plásticas rígidas.

En paneles con caras nervadas, la ruptura generalmente ocurre por pandeo de la parte plana de la calandra que es más solicitada durante la compresión. Según Hassinen (2001), el análisis para esta situación es realizada aislando esa parte plana más solicitada del resto de la calandra y su resistencia a la compresión es analizada asumiendo que ella está apoyada sobre un apoyo elástico que sería el núcleo, como es mostrado en la figura 28. El ancho (b) es igual al ancho de la parte plana.

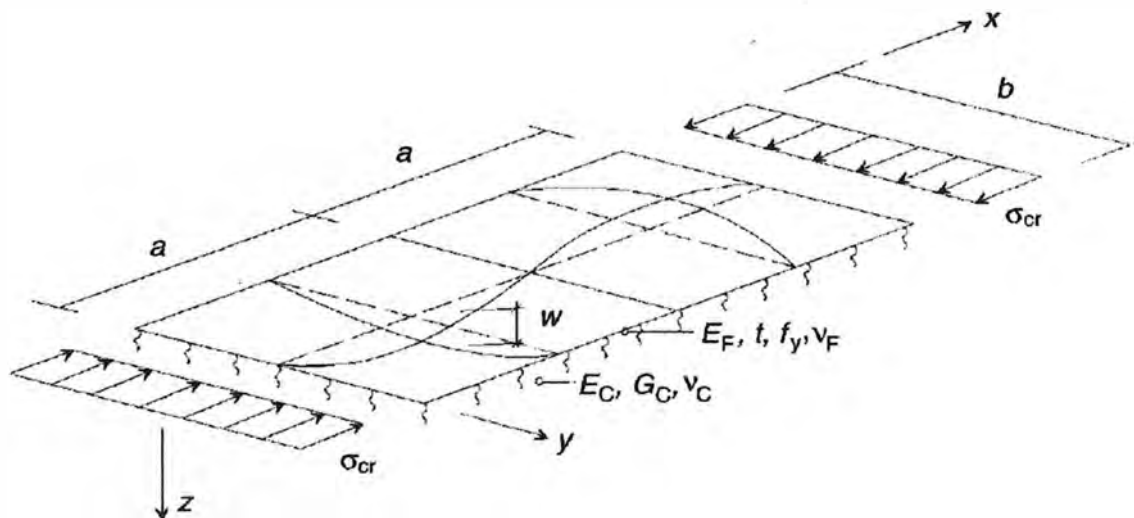


Figura 28. Definición del ancho efectivo de la parte plana comprimida de al cara nervada.

Fuente: ECCS/CIB, 2000

Así, la tensión de pandeo σ_F , considerando la restricción del núcleo, puede ser estimada como:

$$\sigma_F = K_\sigma \frac{\pi^2 E_F}{12(1-\nu_F^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (2.117)$$

$$K_{\sigma} = (16 + 7R + 0.0005R^2)^{\frac{1}{2}} \quad (2.118)$$

$$R = \frac{12(1-\nu_F^2)\sqrt{E_C G_C}}{\pi^3 E_F} \left(\frac{b}{t}\right)^3 \approx 0.35 \frac{\sqrt{E_C G_C}}{E_F} \left(\frac{b}{t}\right)^3 \quad (2.119)$$

2.3.2.3. Falla del núcleo y de la cara en el apoyo con reacción positiva.

La reacción en un apoyo en el extremo o un apoyo intermedio puede causar tracción o compresión en la conexión entre la estructura del apoyo y el panel sándwich. La reacción del apoyo que resulta en fuerzas de compresión en el contacto entre la estructura del apoyo y el panel es llamada reacción de apoyo positiva (figura 29-a) y la reacción del apoyo que resulta en fuerzas de tracción es llamada reacción de apoyo negativa (figura 29-b).

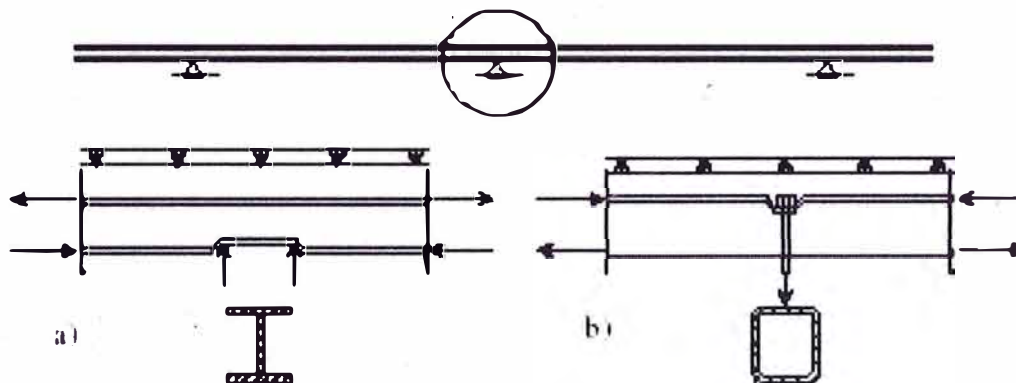


Figura 29. Apoyo con reacción positiva provocando compresión (a) y apoyo con reacción negativa provocando tracción (b).

Fuente: ECCS, 2000

Hassinen (2001) afirma que un panel sándwich puede romper en el apoyo por cizallamiento del núcleo, aplastamiento del núcleo o por pandeo y flexión de la cara (arrugamiento).

Según Hassinen (2001), la distribución de la presión de contacto entre la estructura de apoyo y el panel sándwich, depende de la flexibilidad del ala superior de la viga de soporte (considerando una viga con sección transversal I). Vigas de apoyo rígido como concreto o ciertas secciones de acero, concentran

las reacciones de apoyo en los extremos de la mesa, resultando en una reacción de apoyo aplicada a través de dos cargas, como se muestra en la figura 29-a. Esta distribución de las reacciones de apoyo es válida en el estado límite de servicio. En el estado límite último, la distribución de la presión de contacto, cambia después de una ruptura local tanto en el panel como la estructura de apoyo.

Interacción entre el momento flector y la reacción de apoyo.

Hassinen (2001) afirma que en un apoyo intermedio, la cara metálica que está en contacto con la estructura de apoyo, está sujeta a una fuerza de compresión axial. Esta fuerza aumenta el momento flector local M_{F2} causado por la reacción de apoyo, aumentando así las tensiones en la cara y en el núcleo. La mejor forma de estudiar este fenómeno, es a través de ensayos, como lo indica la norma europea EN14509.

Hassinen (2001) afirma que en el diseño práctico de los paneles de PUR, la interacción entre el momento flector y la reacción de apoyo, puede ser tomada en consideración sin ningún estudio detallado, reduciendo la resistencia de la cara comprimida en 10% ($f_{F_c,apoyo} = 0.90 f_{F_c}$) y evaluando la resistencia a la reacción de apoyo con un coeficiente de seguridad de $1/1.14 = 0.71$ ($F_R = 0.71 f_{c_c}$).

Caras nervadas

En el caso en que la cara que esté en contacto con la estructura de apoyo sea nervada, Hassinen (2001) afirma que se puede utilizar la siguiente fórmula semi-empírica para encontrar la resistencia característica de la reacción de apoyo (F_{R2}):

$$F_{R2} = 0.15nt^2(E_F f_y)^{\frac{1}{2}} \left[1 - 0.1 \left(\frac{r}{t} \right)^{\frac{1}{2}} \right] \left[0.5 + \left(\frac{L_s}{50t} \right)^{\frac{1}{2}} \left(2.4 + \left(\frac{\theta}{90} \right)^2 \right) \right]$$

(2.120)

Donde n es el número de espacios referentes a la mesa de la cara nervada (cara superior plana del trapecio de la cara nervada), r es el radio de la curva entre el ala inferior y el alma de la viga de soporte (cara lateral inclinada del trapecio de la cara nervada), L_s es el ancho del apoyo y θ es el ángulo entre la

viga de apoyo y el ala de la sección. Esta expresión es válida sólo para $45^\circ < \theta < 90^\circ$.

2.3.2.4. Falla del núcleo y de la cara en el apoyo con reacción negativa.

La reacción negativa en el apoyo, generalmente ocurre cuando el panel está sometido a una succión de viento o una diferencia de temperatura entre las caras. Este modo de ruptura depende completamente del sistema de conexiones del panel. Hassinen (2001) comenta que, si el panel está apoyado en placas continuas efectivamente rígidas, fijadas en la estructura del edificio a través de tornillos y remaches, el análisis de la resistencia del panel a las reacciones negativas, es similar al análisis de la resistencia para reacciones positivas. Sin embargo, si el panel es fijado directamente a la estructura con tornillos, la flexibilidad y resistencia del panel serán bien diferentes. La reducción de la resistencia depende de la geometría y de la rigidez de la cara y de la localización del tornillo en la cara. Según Hassinen (2001), la cabeza del tornillo causa tensiones de compresión en el núcleo, resultando en un aplastamiento local del mismo y el tornillo romperá por desgarro. La resistencia a la compresión de la cara y la resistencia a la tracción del tornillo vienen siendo estudiadas separadamente, basadas en observaciones experimentales. Sin embargo, fue descubierto a través de numerosos ensayos, que un óptimo método para considerar esa acción en el diseño, es disminuyendo 20% la resistencia a la compresión si el número de tornillos en el apoyo es menor o igual a 3 en todo el ancho del panel por metro ($f_{F_c,apoyo} = 0.80f_{F_c}$) y si el número de tornillos fuera mayor a 3, la reducción puede ser hecha a través de: $f_{F_c,apoyo} = 0.1(11 - n)f_{F_c}$ donde n es el número de tornillos por metro.

2.3.2.5. Falla por cizallamiento del núcleo.

De acuerdo con Hassinen (2001), la expresión teórica para la obtención de la tensión máxima de cizallamiento en la sección transversal de una viga sándwich simétrica con tres camadas y caras delgadas es:

$$\tau_c = \frac{V (\sum E_i S_i)_{\max}}{(\sum E_i I_i) b} = \frac{V \left(\frac{E_F t e}{2} + \frac{E_C d_c^2}{8} \right)}{\left(\frac{E_F t e^2}{2} + \frac{E_C d_c^2}{12} \right) b} \approx \frac{V \left(1 + \frac{E_C e}{4 E_F t} \right)}{\left(1 + \frac{E_C e}{6 E_F t} \right) e b} \quad (2.121)$$

Donde fue asumido que el espesor del núcleo $d_c \approx e$, V es la fuerza de corte en la sección transversal, S_i y I_i son el primer y segundo momento de inercia respectivamente y b es el ancho del panel.

Hassinen (2001) afirma que para paneles sándwich típicos con caras constituidas por chapas de acero o aluminio, el término $\left(\frac{E_c e}{4E_f t}\right)$ es menor que 0.03, entonces la ecuación (2.121) puede ser simplificada:

$$\tau_c \approx \frac{V}{eb} = \frac{V}{A_c} \quad (2.122)$$

Donde A_c es el área de la sección transversal del núcleo. Así, la resistencia al corte, puede ser evaluada como:

$$V_{CR} = A_c f_{cv} \quad (2.123)$$

Donde V_{CR} es la fuerza de corte crítica y f_{cv} es la resistencia al corte del núcleo. La sección crítica del núcleo en relación al corte puede ser en el centro de la sección transversal, pues es donde la espuma tiene menor densidad, o en la unión entre el núcleo y las caras. Hassinen (2001) comenta que la curva de tensión deformación de los materiales típicos usados como núcleo, generalmente poseen una parte aproximadamente lineal y un parte no lineal. El núcleo puede romper como un material frágil o puede presentar un comportamiento plástico al alcanzar el valor máximo donde $f_{cv} = \tau_c$. En el caso que el núcleo que presente un comportamiento muy no lineal en el ensayo, es decir, la deformación última de corte fuera muy alta, un criterio adicional debe ser usado para establecer la resistencia al corte, utilizando el valor correspondiente al 10% de la deformación.

En el caso que las caras sean nervadas, la distribución de la tensión de cizallamiento no será uniforme en el ancho del panel. Las tensiones de corte se concentrarán en las regiones del núcleo, donde la distancia entre la cara superior y la cara inferior fuera menor. Según Hassinen (2001), en la sección transversal de un panel sándwich con caras nervadas, la mejor herramienta para estudiar la distribución de las tensiones de corte son los métodos numéricos. En la práctica, la resistencia al corte para paneles nervados es evaluada a través de

la expresión (2.123). Sin embargo, debido a la naturaleza complicada del problema, es recomendada la verificación experimental.

2.3.2.6. Falla por cizallamiento de la cara nervada.

Las caras nervadas soportan una parte de la fuerza de corte total aplicada en el panel debido a su rigidez a la flexión. La tensión puede ser obtenida como:

$$\tau_{Fi} = \frac{V_{Fi}}{n s_w t} \quad i = 1, 2 \quad (2.124)$$

Donde n es el número de rigidizadores por unidad de ancho, s_w es el ancho del rigidizador, t es el espesor del panel y $i = 1, 2$ denota la cara superior o inferior.

2.3.2.7. Deflexiones.

La deflexión total de un panel sándwich con caras lisas puede ser expresada como la suma de las deflexiones parciales causadas por las deformaciones debido a la flexión y al corte. El desplazamiento o deflexión total de un panel con caras perfilados es influenciado también por la rigidez a la flexión de las caras.

Hassinen (2001) comenta que las espumas plásticas son materiales visco-elásticos cuyas deformaciones aumentan con el tiempo de carga (fenómeno llamado "creep", que en los paneles sándwich ocurrirá debido al corte). Se deduce entonces que los datos de las propiedades elásticas del material no son suficientes y la naturaleza visco-elástica del núcleo también debe ser considerada en los cálculos.

En paneles sándwich, la fluencia al corte es tomada en consideración, reduciendo el módulo de elasticidad transversal inicial $G(t)$ por un coeficiente de fluencia $\phi(t)$, como se muestra a continuación:

$$G(t) = \frac{G_0}{1+\phi(t)} \quad (2.125)$$

La fluencia al corte no aumenta sólo las deflexiones, también altera la distribución del momento flector y de los esfuerzos de corte en paneles estáticamente indeterminados. Por esta razón, los cálculos estáticos deben ser repetidos con dos o tres módulos de elasticidad transversal diferente,

correspondiente a los casos de cargas de larga duración. En la práctica, son consideradas casos de carga: nieve (o sobrecarga), peso propio y otras cargas permanentes cuando ocurren.

Hassinen (2001) también comenta que el módulo de elasticidad transversal y el coeficiente de fluencia de las espumas plásticas también son influenciadas por la temperatura. Cuanto mayor la temperatura, mayor será el coeficiente de fluencia y menor será el módulo de elasticidad transversal. Este efecto debe ser tenido en consideración si los paneles fueran sometidos a una temperatura mayor de la cual fue ensayado (+20°C).

2.4. CARGAS, FACTORES DE CARGA Y MATERIAL Y PROCEDIMIENTOS DE DISEÑO.

2.4.1. Ecuaciones de diseño.

Según CEN (2006), el diseño de los paneles sándwich es hecho a través de los métodos de estados límites, según las ecuaciones (2.126) y (2.127):

Para el estado límite último:

$$E_{ULS;d} \leq R_d \quad (2.126)$$

Donde:

$E_{ULS;d} = \sum \gamma_f \Psi S_{ki}$ es la sollicitación del cálculo;

$R_d = \frac{R_k}{\gamma_M}$ es la resistencia del cálculo;

γ_f es el factor de seguridad de carga;

Ψ es el factor de combinación;

S_k es la sollicitación característica;

R_k es la resistencia característica;

γ_M es el factor de seguridad del material.

Para el estado límite de servicio:

$$E_{SLS:d} \leq C_d \quad (2.127)$$

Donde:

$E_{SLS:d} = \sum \gamma_f \Psi S_{ki}$ es la sollicitación del cálculo;

$C_d = \frac{R_k}{\gamma_M}$ es la resistencia del cálculo;

El método de los estados límites garantiza que las sollicitaciones causadas por la combinación más crítica de carga en la estructura sean limitadas para que tengan una reserva de seguridad, cuando son comparadas con la resistencia de la estructura. Hassinen (2001) comenta que, ni las sollicitaciones ni las resistencias de las estructuras reales, pueden ser calculadas o definidas con precisión, pues existen variables aleatorias naturales de las cargas, divergencia en las propiedades de los materiales y en las dimensiones geométricas de la estructura. Por otra parte, los modelos estructurales que forman la base de los métodos de diseño y los ensayos mecánicos, nunca conseguirán representar fielmente una estructura real.

En la evaluación de las sollicitaciones, según Hassinen (2001), la estructura tiene que ser diseñada para soportar sollicitaciones características, correspondientes a cierta probabilidad de que ellas no serán excedidas durante la vida útil de la estructura. En el caso de cargas como viento y nieve (sobrecarga), los valores característicos de las sollicitaciones S_{ki} , son considerablemente mayores que las sollicitaciones que existen que cada año se producen en la realidad. Las sollicitaciones características deben entonces ser multiplicadas por factores de seguridad de carga γ_f , para definir las sollicitaciones del proyecto. Para tener en consideración el hecho de que todas las cargas no actuarán con sus valores máximos en la estructura al mismo tiempo, se utiliza un factor de combinación Ψ .

En las evaluaciones de las resistencias, según Hassinen (2001), debe tenerse en consideración las posibles alteraciones en las propiedades de los materiales, debido al histórico de carga, tiempo de carga, temperatura y otros factores que

pueden influenciar la resistencia. Para esto, es necesario definir la vida útil esperada. Después tener en consideración todos los efectos necesarios, los valores de las resistencias características R_k ó C_k son divididos por factores de seguridad del material γ_M , correspondiente a cada modo de ruptura.

Como se puede notar, dos estados límites fueron definidos para el diseño estructural de los paneles sándwich: el estado límite de servicio y el estado límite último. Hassinen (2001) afirma que en el estado límite de servicio, la estructura debe mantener exigencias estéticas, funcionales y de confort, lo que significa que grandes desplazamientos, vibraciones inconvenientes y deformaciones permanentes no son permitidos y en el estado límite último, la estructura debe soportar la más severa combinación de cargas sin entrar en colapso.

2.4.2. Cargas en los paneles sándwich.

Según CEN (2006), las cargas en paneles sándwich, son separadas en cargas permanentes y cargas variables.

Las cargas permanentes que deben ser consideradas son:

- Peso propio del panel;
- Carga de cualquier componente permanente que aplica carga en el panel;
- Deformaciones impuestas permanentemente, como diferencia de temperatura en cámaras frigoríficas.

Las cargas variables que deben ser consideradas son:

- Nieve (sobrecarga);
- Cargas vivas, como el acceso de personas en el techo;
- Cargas de viento;
- Cargas de montaje;
- Efectos climáticos (debido a la diferencia de temperatura entre las caras del panel en determinadas épocas del año).

Los gradientes de temperatura resultantes de la diferencia de temperatura entre la cara externa T_1 y la cara interna T_2 son acciones variables.

La temperatura de la cara externa T_1 tiene un valor máximo en verano, que depende del color y de la reflectividad de su superficie. Según CEN (2006), los valores de T_1 deben ser los siguientes:

Colores muy claros: $R_G = 75 - 90$ y $T_1 = +55^\circ\text{C}$;

Colores claros: $R_G = 40 - 74$ y $T_1 = +65^\circ\text{C}$;

Colores oscuros: $R_G = 8 - 39$ y $T_1 = +80^\circ\text{C}$.

Donde R_G es el grado de reflexión relativa al óxido de magnesio = 100%.

En paneles aislantes usados horizontalmente (como techos), la fluencia del material del núcleo debe ser considerada en el diseño.

Según CEN (2006), las resistencias para los diferentes modos de ruptura deben ser obtenidas a través de ensayos mecánicos.

2.4.3. Reglas de combinación.

2.4.3.1. Estado límite último.

Según CEN (2006), el estado límite último, que corresponde a la máxima capacidad del panel antes de entrar en colapso, debe ser caracterizado por la situación más crítica de los siguientes modos de ruptura tanto individualmente como combinados:

Fluencia de la cara del panel con consiguiente ruptura;

Arrugamiento (pandeo local) de la cara del panel con consiguiente ruptura;

Ruptura por corte del núcleo;

Ruptura del adhesivo entre la cara y el núcleo;

Ruptura por corte de una cara nervada o perfilada;

Aplastamiento del núcleo en un apoyo;

Ruptura de los paneles en los puntos de fijación con la estructura de apoyo.

La CEN (2006) afirma que para cada caso de carga, el valor de cálculo para las solicitaciones en el estado último debe obtenerse, sumando separadamente los efectos de las solicitaciones, multiplicadas por sus factores de seguridad de carga apropiados y coeficientes de combinación, como se muestra en la tabla 2:

Permanent actions G_d (self-weight etc.)	Variable actions Q_d	
	Dominant with its characteristic value	Others with their combination value
$\gamma_G \times G_k$	$\gamma_{Q1} \times Q_{k1}$	$\gamma_{Qi} \times \psi_{0i} \times Q_{ki}$

Tabla 2. Valores de diseño de las solicitaciones que se utilizan para combinar las acciones en el estado límite último

Fuente: CEN, 2006

Los valores de cálculo de la tabla 2, deben ser combinados de acuerdo con la ecuación (2.128):

$$S_d = \gamma_G G_k + \gamma_{Q1} Q_{k1} + \sum_{i>1} \gamma_{Qi} \psi_{0i} Q_{ki} \quad (2.128)$$

Donde:

G_k es el valor característico de la acción permanente;

Q_{k1} es el valor característico de la acción variable dominante;

Q_{ki} es el valor característico de la acción variable no dominante i ($i > 1$);

γ_G es el factor de seguridad parcial de la acción permanente;

γ_{Qi} es el factor de seguridad parcial de la acción variable i ;

ψ_{0i} es el coeficiente de combinación de la acción variable i ;

El valor del coeficiente de combinación se muestra en la tabla 4.

2.4.3.2. Estado límite de servicio.

De acuerdo con CEN (2006), la verificación del estado límite de servicio, debe ser suficiente para garantizar el funcionamiento apropiado de los paneles bajo cargas de servicio. El estado límite de servicio debe ser caracterizado por:

- Fluencia de la cara del panel sin una consecuente ruptura;
- Arrugamiento de la cara del panel sin una consecuente ruptura;
- Ruptura por corte del núcleo;
- Ruptura del adhesivo entre la cara y el núcleo;

- La adecuación de un límite de desplazamiento especificado.

La CEN (2006) especifica los desplazamientos límites que deben ser utilizados: en paneles usados como techos que serán sometidos a una carga de corta duración, el desplazamiento máximo es $\frac{vano}{200}$ y si fueran sometidos a una carga de larga duración, el desplazamiento máximo es $\frac{vano}{100}$. En paneles usados como pared, el desplazamiento máximo admisible también es $\frac{vano}{100}$.

Según CEN (2006), para cada caso de carga, el valor de cálculo de las solicitaciones en el estado límite de servicio, debe ser obtenido sumando separadamente los efectos de las solicitaciones y multiplicándolos por factores de seguridad de carga y coeficientes de combinación. La verificación del estado límite de servicio, debe considerar las tensiones y los desplazamientos.

En la tabla 3 se muestra dos tipos de combinaciones. La CEN (2006) comenta que la primera combinación (rara) debe ser usada para garantizar que no habrá daño visible en el panel en el estado límite de servicio. Para este propósito, es generalmente suficiente verificar que no habrá fluencia o arrugamiento en un apoyo intermedio de una cara en compresión. La segunda combinación (frecuente) debe ser usada para controlar los desplazamientos. Los factores de seguridad de carga γ_G y γ_Q deben ser iguales a 1.0, excepto donde otro valor sea especificado, por ese motivo ellos no son mostrados en la tabla.

Combination	Permanent actions G_d	Variable actions Q_d	
		Dominant	Others
Characteristic (rare)	G_k	Q_{k1}	$\psi_{0i} \times Q_{ki}$
Frequent	G_k	$\psi_{11} \times Q_{k1}$	$\psi_{0i} \times \psi_{1i} \times Q_{ki}$

Tabla 3. Valores de diseño de las solicitaciones que se utilizan para combinar las acciones en el estado límite de servicio

Fuente: CEN, 2006

Para la combinación característica (rara), usada para verificar la resistencia en los apoyos intermedios, es usada la ecuación (2.129):

$$S_d = \sum_{j \geq 1} G_{kj} + Q_{k1} + \sum_{i > 1} \Psi_{0i} Q_{ki} \quad (2.129)$$

Para la combinación frecuente, usada para verificar los desplazamientos, es usada la ecuación (2.130):

$$S_d = \sum_{j \geq 1} G_{kj} + \Psi_{11} Q_{k1} + \sum_{i > 1} \Psi_{0i} \Psi_{1i} Q_{ki} \quad (2.130)$$

Donde:

Ψ_{0i} es el coeficiente de combinación de una acción variable i ($i > 1$), a ser usada en la combinación característica (rara);

Ψ_{11} es el coeficiente de combinación de la acción dominante Q_{k1} , a ser usado en la combinación frecuente;

Ψ_{1i} es el coeficiente de combinación de la acción no dominante Q_{ki} ($i > 1$), a ser usado en la combinación frecuente.

Los valores de los coeficientes de combinación se encuentran en la tabla 4.

2.4.4. Coeficientes de combinación y factores de seguridad.

2.4.4.1. Coeficientes de combinación.

Según el CEN (2006), los coeficientes de combinación utilizados, deben ser de acuerdo con la tabla 4 y deben ser usados a menos que las regulaciones nacionales del país donde el panel será utilizado exijan otros valores.

Combination coefficients	Factors		
	Snow	Wind	Temperature
ψ_0	0,6	0,6	0,6 / 1,0 ^a
ψ_1	0,75 / 1,0 ^b	0,75 / 1,0 ^b	1,0

^a Coefficient $\psi_0 = 1,0$ is used if the winter temperature $T_1 = 0$ °C is combined with snow.

^b Coefficient $\psi_1 = 0,75$ for snow and wind is used if the combination includes the action effects of two or more variable actions and coefficient $\psi_1 = 1,0$ for snow and wind is used if there is, in the combination, only a single action effect representing the variable actions and it is caused by either the sole snow load or the sole wind load, acting alone.

NOTE Table E.6 should be read in conjunction with Table E.8

Tabla 4. Valores de coeficientes de combinación Ψ_0 y Ψ_1 .

Fuente: CEN, 2006

En la tabla 5, se muestra una alternativa de los valores de los coeficientes de combinación, la cual debe ser usada cuando las regulaciones del país donde los paneles serán utilizados los exigen.

Combination coefficients	Factors		
	Snow	Wind	Temperature
ψ_0	0,5 or 0,7 ^a	0,6	0,6
ψ_1	0,2 or 0,5 ^a	0,2	0,5

^a The higher values of snow load coefficient are applicable to Finland, Iceland, Norway and Sweden (see EN 1991-1-3) and to the remainder of CEN Member States for sites at an altitude greater than 1 000 metres above sea level.

Tabla 5. Valores alternativos de los coeficientes de combinación ψ_0 y ψ_1 .

Fuente: CEN, 2006

2.4.4.2. Factores de seguridad de carga.

De acuerdo con el CEN (2006), los valores de los factores de seguridad de carga γ_F presentados en la tabla 6, deben ser utilizados a menos que las regulaciones nacionales del país donde el panel será utilizado exijan otros valores. El factor entre paréntesis para acciones permanentes, debe ser usado si el efecto de esa acción es desfavorable.

Actions	Limit state	
	Ultimate limit state	Serviceability limit state
Permanent actions G	1,35 (1,00)	1,00
Variable actions	1,50	1,00
Temperature actions	1,50 ^a	1,00
Creep effects	1,00	1,00

^a Temperature actions may be replaced by 1,35 when regulatory provisions valid in the country of use of the panel so require.

Tabla 6. Factores de seguridad de carga γ_F

Fuente: CEN, 2006

2.4.4.3. Factores de seguridad de material.

De acuerdo con el CEN (2006), el factor de seguridad del material γ_M debe reflejar la variabilidad de las propiedades mecánicas de los paneles sándwich en los ensayos mecánicos realizados para diseñar los paneles y en los ensayos posteriores hechos para controlar la calidad de fabricación. Las fórmulas (2.131) y (2.132) presentan como los factores de seguridad del material deben ser calculados para el estado límite último y para el estado límite de servicio, y la tabla 7 presenta ejemplos de valores que deben ser obtenidos para un producto, con una relativa pequeña variación de sus propiedades.

Para el estado límite último:

$$\gamma_M = 1.05e^{(0.8 \times 4.7 - 1.645)\nu} = 1.05e^{2.115\nu} \quad (2.131)$$

Para el estado límite de servicio:

$$\gamma_M = 1.0e^{(0.8 \times 3.0 - 1.645)\nu} = 1.0e^{0.755\nu} \quad (2.132)$$

Donde ν es la variación de $\mathbf{Ln(x)}$ y \mathbf{x} es la población de los resultados de los ensayos.

A continuación se presenta la tabla 7, con ejemplos de los valores de los factores de seguridad de los materiales que deben ser obtenidos.

Property to which γ_M applies	Limit state	
	Ultimate limit state	Serviceability limit state
Yielding of a metal face	1,1	1,0
Wrinkling of a metal face in the span ($v \leq 0,09$)	1,25	1,1
Wrinkling of a metal face at an intermediate support (interaction with support reaction)	1,25 ^a	1,1
Shear of the core ($v \leq 0,16$)	1,5	1,1
Shear failure of a profiled face	1,1	1,0
Crushing of the core ($v \leq 0,13$)	1,4	1,1
Support reaction capacity of a profiled face	1,1	1,0
Failure of a fastener	1,33 ^b	1,0 ^b
Failure of an element at a point of connection	1,33 ^b	1,0 ^b

^a The material factor for wrinkling at the ultimate limit state is needed if the design is based on elastic analysis or if a non-zero bending resistance at intermediate supports is utilized in a design based on plastic analysis.

^b If the characteristic value of the strength of a fastening is not based on a sufficient number of tests for a statistically reliable value to be obtained, higher values of the material safety factors shall be used.

Tabla 7. Factores de seguridad de material γ_M

Fuente: CEN, 2006

CAPÍTULO III: NORMATIVA EUROPEA EN14509

3.1. INTRODUCCIÓN

Como se mencionó en el Capítulo II, la Norma Europea EN14509 – Self-supporting double skin metal faced insulating panel – Factory made products – Specifications (Paneles Sándwich Aislantes Auto-portantes de doble Cara Metálica – Productos hechos en Fábrica – Especificaciones) es la norma que regula los criterios de dimensionamiento de los paneles fabricados, comercializados y utilizados en la Unión Europea. Esta norma fue aprobada por el CEN (Comité Europeo de Normalización) el 19 de junio del 2006 después de 10 años de discusión entre los especialistas de los países europeos.

Esta norma tiene como objeto especificar los requisitos para la fabricación de paneles sándwich aislantes de doble cara metálica y auto-portantes, diseñados para colocación en discontinuo de:

Cubiertas y revestimientos de techos.

Paredes exteriores y revestimientos de paredes.

Paredes (incluyendo tabiques) y techos en el interior de edificios.

Paneles para cámaras frigoríficas.

La norma aplica para paneles sándwich cuyo núcleo aislante sea de poliuretano rígido (incluye PIR), poliestireno expandido, espuma de poliestireno extruido, espuma fenólica, vidrio celular o lana mineral.

El Anexo A de la norma, con carácter normativo, hace una revisión de los procedimientos de ensayo para las propiedades del material, que incluyen tanto del elemento panel como del núcleo aislante.

Los ensayos mecánicos vistos en la norma son de extrema importancia, pues es a través de ellos es que son conocidos los diferentes modos de ruptura, los cuales son necesarios para el dimensionamiento. También a través de los ensayos mecánicos son obtenidos datos importantes sobre el material, como los módulos de cizallamiento, de elasticidad, el coeficiente de fluencia, etc.

Existen dos tipos de ensayos. El primero son los que caracterizan al núcleo, por lo que son realizados con muestras pequeñas de 200mm x 200mm (ensayos de tracción, compresión y densidad). El segundo tipo de ensayo es aquel que caracteriza al panel como un todo y son realizados con muestras de panel entero (ensayos de cizallamiento, flexión, fluencia, interacción entre momento flector y reacción del apoyo).

La norma europea EN14509 exige que estos ensayos sean realizados en primer lugar para obtener los datos para el diseño de los paneles y posteriormente para mantener un control de calidad estructural de la producción, garantizando así que los paneles fabricados posean propiedades mecánicas iguales o superiores a las propiedades utilizadas para el diseño de los mismos.

En este capítulo serán presentados todos los ensayos mecánicos exigidos por la norma europea, explicando cómo se realiza la preparación de las muestras, cómo se deben realizar los ensayos y qué resultados deberían ser obtenidos.

3.2. ENSAYOS MECÁNICOS SEGÚN LA NORMA EN14509:2006

3.2.1. Ensayo de tracción perpendicular a las caras del panel.

El objetivo de este ensayo es medir la resistencia a la tracción perpendicular a las caras del panel (f_{ct}) y el módulo de elasticidad a la tracción del núcleo (E_{ct}).

Se deben tomar seis (06) probetas para este ensayo. Si las probetas se obtienen a partir de un único panel, las probetas se deben tomar en un rango de posiciones que cubra la anchura del panel. Por lo menos una probeta debe tomarse del centro del panel y otra probeta cerca del borde del panel, con el primer borde cortado no superior al 10% de la anchura de la cubierta del panel desde su borde exterior. Las probetas deben ser de sección transversal cuadrada con dimensiones entre 100mm y 300mm. En caso de paneles nervados, las probetas deben ser retiradas del espesor predominante (figura 30).



Figura 30. Corte de probetas en paneles nervados.

Fuente: CEN, 2006

El ensayo se debe realizar aumentando la carga sobre la probeta de forma continua o al menos en 10 incrementos, usando una máquina de ensayo de tracción. La velocidad de extensión debe ser de $10\text{mm} \pm 10\%$ por minuto. Durante el ensayo, la extensión se debe medir con una precisión del 1%.

El ensayo debe continuar hasta alcanzar la carga final (F_u) (figura 31). Si la probeta no presenta una carga final claramente definida, se debe parar el ensayo cuando la deformación relativa supera el 20%.

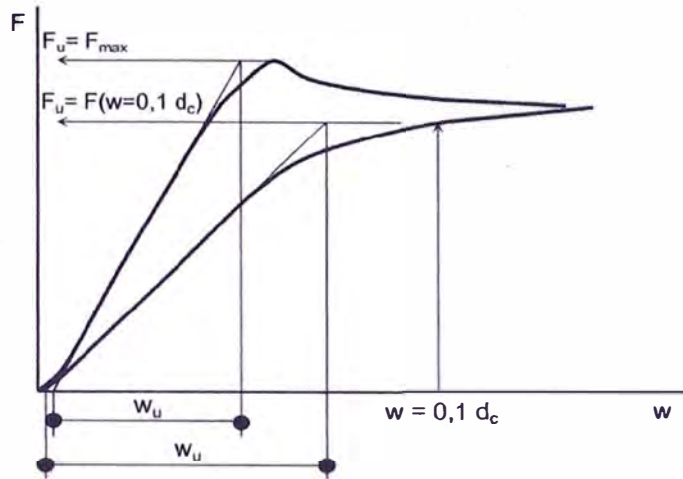


Figura 31. Curva carga-deformación

Fuente: CEN, 2006

La resistencia a la tracción f_{ct} es calculada por la ecuación (3.1):

$$f_{ct} = \frac{F_u}{A} \quad (3.1)$$

Donde:

F_u es la carga final,

A es el área de la sección transversal de la probeta, determinada a partir de las dimensiones tomadas.

El módulo de elasticidad a la tracción E_{ct} del material del núcleo es calculado por la ecuación (3.2):

$$E_{ct} = \frac{F_u d_c}{w_u A} \quad (3.2)$$

Donde:

d_c es el espesor del núcleo,

w_u es el desplazamiento ideal con la carga final basado en la parte lineal de la curva según se muestra en la figura 31.

Para el caso de paneles que estén expuestos a altas temperaturas (paneles exteriores usados como cubiertas), se debe obtener el módulo de elasticidad a la tracción a elevadas temperaturas, pues con el aumento de la temperatura, las propiedades mecánicas de las espumas plásticas disminuyen.

Este ensayo es idéntico al ensayo normal de tracción, pero en éste, las probetas se deben calentar de 20h a 24h en un horno a una temperatura de 80°C. Este ensayo se debe realizar antes de que la probeta se enfríe.

3.2.2. Resistencia y módulo de compresión del material del núcleo.

Este ensayo mide la resistencia a la compresión (f_{Cc}) y el módulo de elasticidad a la compresión (E_{Cc}) del material del núcleo.

Las probetas son similares a las del ensayo de tracción.

La probeta a ensayar se debe colocar entre las dos placas de carga rígidas paralelas de una máquina de ensayo de compresión. El índice de carga debe ser suficiente para provocar un desplazamiento equivalente al 10% del espesor \pm 25% por minuto. Durante el ensayo, el desplazamiento se debe medir con una precisión del 1% y se debe dibujar una curva de carga-deformación (figura 31).

La resistencia a la compresión f_{Cc} del material del núcleo es calculada usando la ecuación (3.3):

$$f_{Cc} = \frac{F_u}{A} \quad (3.3)$$

El módulo de elasticidad a la compresión E_{Cc} del material del núcleo es calculado por la ecuación (3.4):

$$E_{Cc} = \frac{F_u d_c}{W_u A} \quad (3.4)$$

3.2.3. Ensayo de resistencia a esfuerzo cortante sobre el material del núcleo.

El objetivo de este ensayo es encontrar la resistencia al esfuerzo cortante (f_{Cv}) así como el módulo de elasticidad al esfuerzo cortante (G_C), ambos valores para el material del núcleo.

La principal exigencia para el material del núcleo de un panel sándwich es su capacidad de resistir los esfuerzos cortantes. El método más recomendable es el de la flexión en cuatro puntos, cuyo esquema se muestra en la figura 32. Se

debe medir la carga final que soporta la probeta que rompe debido al esfuerzo cortante y se debe calcular el módulo a esfuerzo cortante a partir de la curva de carga-deformación.

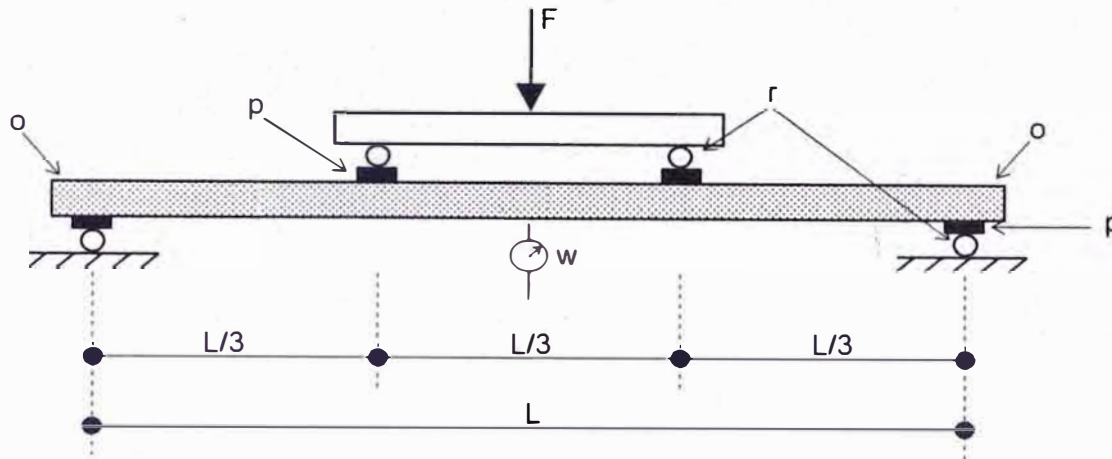


Figura 32. Ensayo de flexión de cuatro puntos

Fuente: CEN, 2006

Siendo en la figura 32:

- F carga aplicada
- r rodillos, radio 15mm
- w deformación medida
- p placas de metal de distribución de la carga de ancho L_s
- o resalte no mayor de 50mm

La longitud de la probeta para este ensayo debe ser tal que, ésta falle por corte y no por arrugamiento de la cara comprimida.

En la figura 33 se puede ver la aplicación de este ensayo y en la figura 34 algunos ejemplares típicos ya fallados. En estas fotos se puede ver tres probetas con dos tipos de fallas, una por corte y otra por compresión de la cara superior. Las longitudes de las probetas se escogieron a propósito, más largas de lo recomendado en este ensayo. Como consecuencia de ellos, existía la probabilidad de que ocurran ambos tipos de fallas.

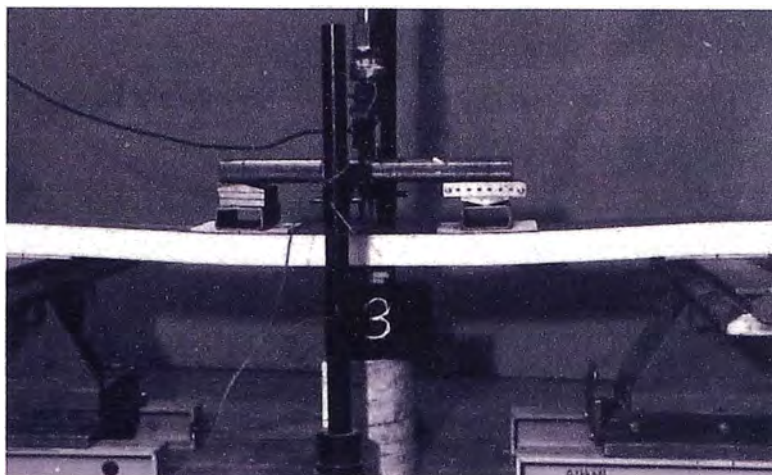


Figura 33. Ensayo de flexión de cuatro puntos en un panel con núcleo de PUR
Fuente: Davies, 2001

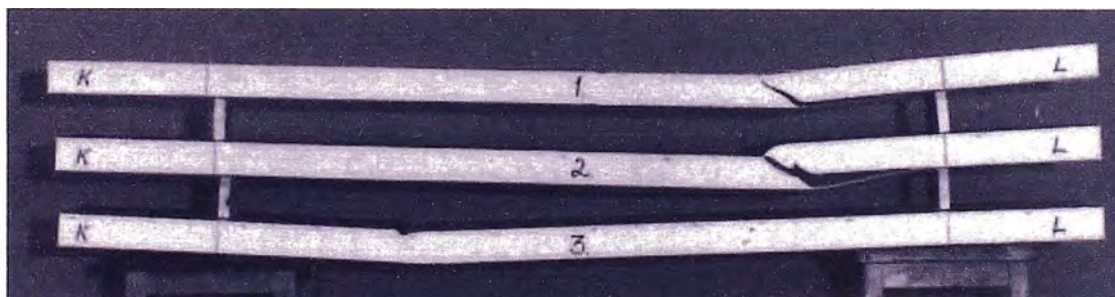


Figura 34. Probetas falladas del ensayo de corte. Falla al corte en muestras 1 y 2, falla por arrugamiento en la probeta 3
Fuente: Davies, 2001

Como se puede ver en la figura 32, se requieren placas de acero de distribución de la carga en los puntos de aplicación de la carga y los apoyos. El espesor de las placas de distribución de la carga debe ser entre 8mm y 12mm.

El ancho L_s de las placas debe ser 60mm como mínimo. Si es necesario, este valor se debe aumentar hasta 100mm, para evitar un aplastamiento local del núcleo. Si L_s es mayor de 100mm, el módulo de esfuerzo cortante G_c debe calcularse de una forma más precisa usando el método de ensayo 3.2.5.3.

Las probetas se deben cortar en la dirección longitudinal del panel. La posición se debe elegir de manera que las caras de la probeta sean planas (o ligeramente perfiladas) y paralelas. La anchura de la probeta (cualquier material del núcleo excepto lana de roca) debe ser de $100\text{mm} \pm 2\text{mm}$. Para las láminas de lana de roca, la anchura debe ser mayor a 100mm tal que incorpore el ancho de una

lamella (o lámina, material del núcleo que consiste en lana mineral cortada y orientada con las fibras perpendiculares a las caras antes del pegado) entera. Para paneles con núcleo de lana de roca y para paneles con caras nervadas, es preferible usar el ensayo 3.2.4.

La separación L se debe elegir de manera que se consiga una falla por esfuerzo cortante, siendo lo recomendado 1000mm. De no obtener una falla por esfuerzo cortante, reducir la separación en incrementos de 100mm hasta obtener este tipo de falla.

La resistencia al esfuerzo cortante y el módulo de esfuerzo cortante deben calculados a través del ensayo de flexión en cuatro puntos. El índice de carga debe ser suficiente tal que provoque un aumento en la deformación máxima equivalente al 10% del espesor \pm 25% por minuto. Durante el ensayo, la deformación se debe medir con una precisión del 1%. La carga se debe incrementar hasta el fallo y se debe dibujar una curva carga-deformación.

La resistencia al esfuerzo cortante final f_{Cv} del material del núcleo se debe calcular a partir de la carga máxima conseguida en una probeta que falla por esfuerzo cortante según la ecuación (3.5):

$$f_{Cv} = k_v \frac{F_u}{2Be} \quad (3.5)$$

Donde:

- F_u carga final soportada por la probeta que falla por esfuerzo cortante,
- B ancho medida de la probeta,
- e profundidad medida entre los centroides de la cara,
- k_v factor de reducción para los extremos cortados en núcleos preformados o de láminas.

La resistencia al esfuerzo cortante para los paneles con núcleo preformados o núcleo con lamellas (LDR) debe reducirse para tener en cuenta el hecho de que los extremos cortados de los materiales del núcleo tienen poca o ninguna resistencia de esfuerzo cortante.

Para los paneles con núcleo inyectado (PUR) o preformado en una única pieza, o para paneles con extremos cortados que se adhieren, $k_v = 1.0$. Para los otros paneles con núcleos preformados o de láminas, a menos que se pueda justificar un mejor resultado mediante un ensayo de toda la anchura de cubierta del panel (ensayo 3.2.4), k_v se debe calcular mediante la ecuación (3.6):

$$k_v = \frac{\text{anchura mín. material sin cortes a lo largo de una línea de extremos cortados}}{\text{anchura total del panel}} \quad (3.6)$$

Para cada probeta de ensayo, el módulo de esfuerzo cortante G_c se debe calcular a partir de la pendiente de la parte recta de la curva carga-deformación $[\Delta F/\Delta w]$ según la ecuación (3.7):

Rigidez a la flexión	$B_s = \frac{E_{F1} \cdot A_{F1} \cdot E_{F2} \cdot A_{F2}}{E_{F1} \cdot A_{F1} + E_{F2} \cdot A_{F2}} \cdot e^2$	
Desplazamiento a flexión	$\Delta w_B = \frac{\Delta F L^3}{56.34 B_s}$	
Desplazamiento por esfuerzo cortante	$\Delta w_s = \Delta w - \Delta w_B$	
Módulo de esfuerzo cortante	$G_c = \frac{\Delta F L}{6 B d_c \Delta w_s}$	(3.7)

Donde:

E_{F1}	módulo E de la cara superior,
A_{F1}	área medida de la sección transversal de la cara superior,
A_{F2}	área medida de la sección transversal de la cara inferior,
E_{F2}	módulo E de la cara inferior,
e	distancia medida entre los centroides de las caras,
Δw	desplazamiento a mitad de vano para un incremento de carga ΔF tomada de la pendiente de la parte lineal de la curva carga-deformación,
d_c	es el espesor del material del núcleo,
B	ancho de la probeta,
L	vano de la probeta de ensayo en fallo por esfuerzo cortante.

3.2.3.1. Resistencia al esfuerzo cortante reducida debido a cargas aplicadas por un largo plazo.

Cuando por cálculo se requiera en las aplicaciones de cubiertas y techos, y en el caso de no disponer de ensayos, se debe calcular la resistencia al esfuerzo cortante a largo plazo a 2,000h y 100,000h como sigue:

50% del valor a corto plazo, si el φ_t es menor o igual a 2.4 a 2,000h

30% del valor a corto plazo, si el φ_t es mayor de 2.4 a 2,000h.

Donde φ_t es el coeficiente de fluencia.

Cuando sea posible hacer el ensayo, debe ser realizado mediante el siguiente procedimiento: usando el método de la flexión en los cuatro puntos (figura 32) deben realizarse al menos 10 ensayos de carga a largo plazo. Se deben realizar sobre probetas nominales idénticas sometidas a un rango de cargas, que se deben mantener constantes después de su aplicación inicial. Las cargas se deben elegir de manera que los fallos de n (número de ensayos) ≥ 10 probetas se produzcan en un intervalo de tiempo $6\text{min} \leq t \leq 1,000\text{h}$. Las probetas cuyas rotura se produzca en $t > 1,000\text{h}$ también pueden incorporarse al análisis. No es necesario medir la deformación.

Sobre la base de las cargas de rotura obtenidas del ensayo, se debe dibujar una recta de regresión (figura 35), para mostrar la relación entre el valor medio de la resistencia de esfuerzo cortante a largo plazo y la resistencia de esfuerzo cortante inicial (resistencia a corto plazo) en función del tiempo de carga trazado en una escala logarítmica.

La resistencia de esfuerzo cortante a largo plazo, a 2,000h o 100,000h, se debe determinar mediante extrapolación usando la línea de regresión del valor medio.

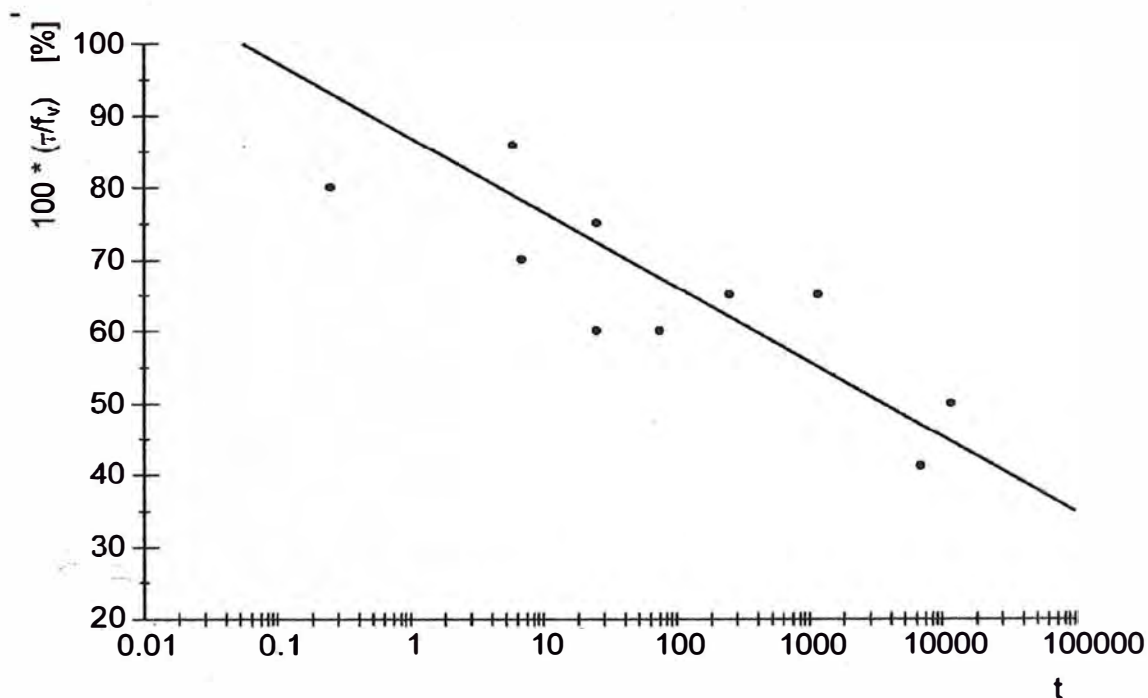


Figura 35. Línea de regresión que muestra la resistencia de esfuerzo cortante a largo plazo

Fuente: CEN, 2006

3.2.4. Ensayo para determinar las propiedades de esfuerzo cortante de un panel completo.

El objetivo de este ensayo es encontrar la resistencia al esfuerzo cortante (f_{cv}) así como el módulo de elasticidad al esfuerzo cortante (G_c).

Este ensayo es una alternativa al ensayo 3.2.3 y ofrece un método más confiable para determinar la resistencia al esfuerzo cortante y el módulo de esfuerzo cortante de los paneles con núcleos a base de lamellas (LDR) y preformados (EPS), en los cuales las juntas entre los elementos del núcleo pueden afectar las propiedades del esfuerzo cortante. Este ensayo se puede usar también para paneles con caras perfiladas.

Este ensayo es similar al ensayo 3.2.5 cuando se realiza sobre vanos suficientemente pequeños. Dicho ensayo puede ofrecer una determinación más fiable de la resistencia al esfuerzo cortante y del módulo de esfuerzo cortante cuando los resultados se ven afectados por la compresión del núcleo en los apoyos o debajo de las cargas de línea.

El esquema del ensayo se presenta en la figura 32. El vano debe ser suficientemente corto para asegurar la rotura por esfuerzo cortante.

Para paneles con material del núcleo discontinuo (EPS), los ensayos deben realizarse sobre toda la anchura útil del panel, incluyendo las juntas en el material del núcleo en la peor disposición que pueda darse en la práctica (las juntas en el material del núcleo cerca de los apoyos, son más críticas que las juntas cerca del punto central del vano). El vano recomendado es de 1000mm. Si no produce un fallo por esfuerzo cortante, el vano se debe reducir en incrementos de 100mm hasta el obtener un fallo por esfuerzo cortante.

El aumento de la carga debe ser suficiente para provocar un aumento en la deformación máxima equivalente al 10% del espesor \pm 25% por minuto. El aumento de la carga debe ser uniforme y suficiente para provocar un fallo en tres minutos desde el comienzo de la carga. La carga se debe incrementar hasta el fallo y se debe dibujar una curva de carga-deformación.

La carga F_U en el fallo proporciona la resistencia al esfuerzo cortante del panel completo, incluyendo la contribución del núcleo y las caras.

Para los paneles con caras planas o ligeramente perfiladas sometidas a dos cargas lineales aplicadas en los puntos situados en cada tercio del vano, el cálculo de la resistencia al esfuerzo cortante f_{cv} se calcula según la ecuación (3.8):

$$f_{Cv} = \frac{F_u}{2B_e} \quad (3.8)$$

El módulo de esfuerzo cortante G_c se calcula según la ecuación (3.7).

Para paneles con caras nervadas y/o otros sistemas de carga, la resistencia y el módulo de esfuerzo cortante del material del núcleo se debe determinar mediante cálculo. Donde sea relevante, este cálculo debe tener en cuenta las caras nervadas.

3.2.5. Ensayo para determinar la rigidez y la capacidad del momento flector de un panel simplemente apoyado.

El objetivo de este ensayo es encontrar el momento último (M_u), la tensión de fluencia de la chapa ($f_{y,obs}$), la tensión de arrugamiento (pandeo local) (σ_w) y el módulo de elasticidad al corte (G_c).

Este ensayo se usa para determinar la resistencia de flexión de los paneles en los que el vano L es suficientemente grande para asegurar una falla por flexión, es decir, arrugamiento, superación del límite elástico o doblado de la cara. La tensión de arrugamiento para las caras con secciones planas o ligeramente nervadas, o la tensión de doblado o superación de límite elástico para las caras nervadas se deben determinar posteriormente mediante cálculo.

Este ensayo también se puede usar para determinar un valor fiable para el módulo de esfuerzo cortante del material del núcleo.

Existen varios sistemas de carga alternativas que simulan una carga uniformemente distribuida sobre el panel. Todas ellas dan resultados similares para la resistencia de flexión y rigidez del panel.

El ensayo se debe realizar sobre un panel simplemente apoyado sometido a cuatro cargas lineales (figura 36 o 37) aplicadas en todo el ancho del panel, o a través de una cámara de vacío o de bolsas de aire (figura 38).

La carga se debe medir mediante celdas de carga situada debajo de los apoyos. El detalle del sistema de apoyo es mostrado en la figura 39. El ancho de los apoyos debe de ser de 50mm a 100mm y lo suficientemente ancho para evitar la rotura local del núcleo.

Cuando se use este ensayo para determinar la tensión de arrugamiento para su uso en cálculos de diseño, las condiciones del apoyo deben ser tales que no supongan ninguna restricción a la rotación del panel en el apoyo.

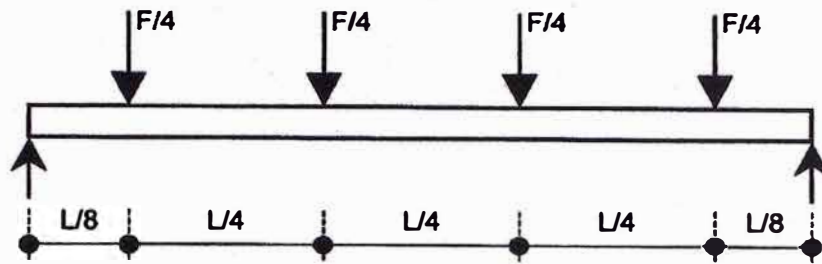


Figura 36. Panel simplemente apoyado: 4 cargas lineales
Fuente: CEN, 2006

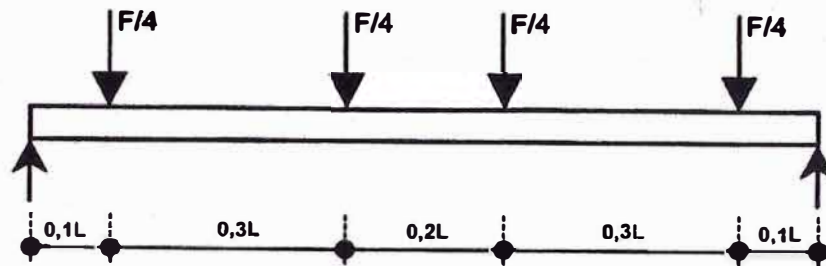


Figura 37. Panel simplemente apoyado: 4 cargas lineales (alternativa)
Fuente: CEN, 2006

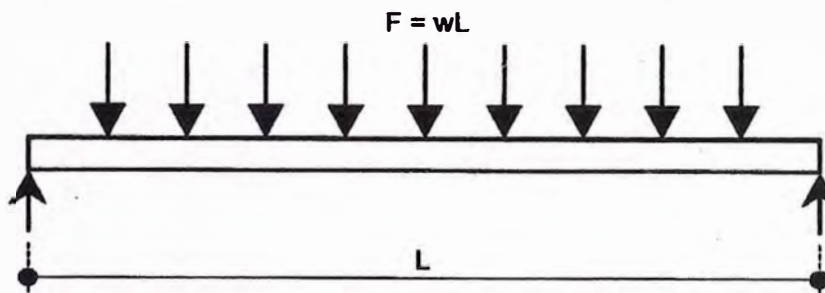


Figura 38. Panel simplemente apoyado: Presión de aire
Fuente: CEN, 2006

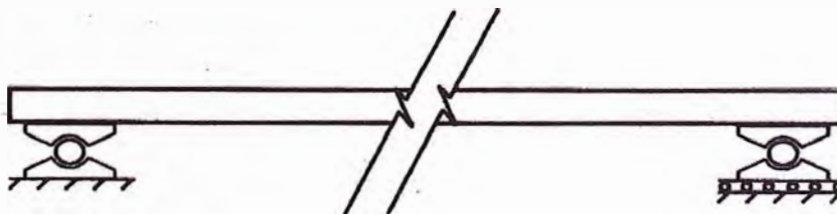


Figura 39. Detalle del apoyo del panel
Fuente: CEN, 2006

Como se ha dicho anteriormente, la probeta necesita tener un vano L necesario para garantizar la rotura por flexión. El vano necesario depende de varios factores incluyendo el espesor total del panel D . La tabla 1 ofrece valores una ayuda para la selección del valor del vano L .

Espesor total del panel (D)	Vano indicativo entre apoyos (L)
$D < 40\text{mm}$	3.0m
$40\text{mm} \leq D < 60\text{mm}$	4.0m
$60\text{mm} \leq D < 100\text{mm}$	5.0m
$D \geq 100\text{mm}$	6.0m

Tabla 1. Criterios de vano indicativo para obtener rotura por flexión

Fuente: CEN, 2006

Si los valores propuestos en la tabla 1 provocan una rotura por esfuerzo cortante, éstas se deben incrementar en 1.0m hasta que se obtenga una falla por flexión.

Para todos los paneles, incluyendo los que tienen cara superior e inferior similares, este ensayo se debe realizar en ambas orientaciones del panel ya que la tensión de arrugamiento puede verse muy afectada si la cara estaba en la parte superior o inferior durante la fabricación.

Antes del ensayo se debe aplicar una pequeña carga menor o igual al 10% de la carga de rotura, durante no más de cinco minutos y se debe retirar a continuación.

El panel se debe cargar de manera estable en por lo menos 10 incrementos hasta que se produzca la rotura. Durante todo el ensayo, la velocidad de deformación no debe superar 1/50 del vano por minuto. Se deben registrar la carga y la deformación en el centro del vano. Los transductores de desplazamiento deben tener una precisión de 0.1mm.

Se debe registrar la carga de rotura y la naturaleza y punto de rotura. Se debe dibujar una curva de carga-deformación.

La capacidad del momento flector M_u se determina mediante la ecuación (3.9):

$$M_u = \frac{F_u L}{8} \quad (3.9)$$

Donde:

M_u momento flector último registrado en el ensayo, incluyendo el efecto del peso propio de la probeta y la masa del equipo de carga.

F_u carga total registrada en el ensayo, incluyendo una tolerancia para el peso propio del panel y el peso del equipo de carga.

Los valores del momento flector determinados a partir de los ensayos también deben ser corregidos con los factores de corrección 3.2.5.1 y 3.2.5.2 antes de obtener los valores característicos a declarar.

La tensión de arrugamiento σ_w es solamente relevante de forma directa para los paneles con caras planas o ligeramente nervadas. Es obtenida a través del cálculo, usando el momento flector último obtenido del ensayo.

Si la cara en tensión es plana o ligeramente perfilada, la tensión de arrugamiento σ_w se obtiene mediante la ecuación (3.10):

$$\sigma_w = \frac{M_u}{eA_1} \quad (3.10)$$

Donde:

e profundidad entre los centroides de las caras.

A_1 área de la sección transversal de la cara a compresión.

Si la cara en tensión es nervada, la tensión de arrugamiento σ_w de la cara plana o ligeramente perfilada en compresión se debe determinar usando la ecuación (3.11):

$$\sigma_w = \frac{M_u - M_{F2}}{eA_1} \quad (3.11)$$

Donde M_{F2} es el momento flector soportado por la cara nervada y su valor debe ser obtenido mediante cálculo (ver capítulo 2).

Los valores de la tensión de arrugamiento obtenidos a partir de los ensayos, se deben revisar adicionalmente con los factores de corrección indicados en 3.2.5.1 y 3.2.5.2 antes de obtener los valores característicos declarados.

En el caso de haber ensayado los paneles con el menor espesor de acero en las caras, las tensiones de arrugamiento para paneles del mismo tipo con caras de mayor espesor se deben determinar usando la ecuación (3.12):

$$\sigma_{w,t_2} = f \cdot \sigma_{w,t_1} \quad (3.12)$$

Donde:

σ_{w,t_2} tensión de arrugamiento de una cara de mayor espesor, t_2

σ_{w,t_1} tensión de arrugamiento de la cara de menor espesor, t_1

$$f \quad \text{factor de reducción} = \frac{A_1 \cdot \sqrt[3]{I_2}}{A_2 \cdot \sqrt[3]{I_1}}$$

A_1, I_1 área en sección transversal y momento de inercia de la cara con t_1

A_2, I_2 área en sección transversal y momento de inercia de la cara con t_2

Para los paneles sin juntas en el núcleo, la tensión de arrugamiento σ_w se puede determinar como una alternativa al ensayo, mediante la ecuación (3.13):

$$\sigma_w = 0.5 \cdot \sqrt[3]{G_c \cdot E_c \cdot E_f} \quad (3.13)$$

Donde:

G_c módulo de esfuerzo cortante característico del material del núcleo

E_f módulo elástico del material de la cara a compresión

E_c media de los valores característicos de los módulos de tracción y compresión del material del núcleo, ecuación (3.14):

$$E_c = \frac{E_{ct} + E_{cc}}{2} \quad (3.14)$$

Aunque, en la mayoría de casos, se puede calcular el valor de la tensión de arrugamiento; para el cálculo generalmente se obtendrán valores más favorables mediante ensayos.

3.2.5.1. Factores de corrección aplicables a los resultados del ensayo de momento flector y de resistencia al arrugamiento.

En el caso de rotura a compresión del panel por la cara metálica perfilada (arrugamiento), los resultados individuales del ensayo se deben ajustar según la ecuación (3.15):

$$R_{adj,i} = R_{obs,i} \left(\frac{f_y}{f_{y,obs}} \right)^\alpha \left(\frac{t}{t_{obs}} \right)^\beta \quad (3.15)$$

Donde:

$R_{obs,i}$ es el resultado del ensayo i

$R_{adj,i}$ es el resultado del ensayo modificado según los valores de cálculo de espesor del metal y del límite elástico

f_y es el límite elástico de cálculo

$f_{y,obs}$ es el límite elástico medido en la probeta de ensayo

t es el espesor de cálculo del metal

t_{obs} es el espesor del metal medido de la probeta de ensayo

$\alpha = 0$, si $f_{y,obs} \leq f_y$

$\beta = 1$, si $f_{y,obs} > f_y$

Excepto para el modo de rotura a compresión de la cara perfilada:

$\alpha = 0.5$, si $f_{y,obs} > f_y$ y $\frac{b}{t} > 1.27 \sqrt{\frac{E_F}{f_y}}$

En general:

$\beta = 1.0$

Excepto para el modo de rotura a compresión de la cara perfilada:

$\beta = 1.0$, si $t_{obs} \leq t$

$\beta = 1.0$, si $t_{obs} > t$ y $\frac{b}{t} \leq 1.27 \sqrt{\frac{E_F}{f_y}}$

$\beta = 2.0$, si $t_{obs} > t$ y $\frac{b}{t} > 1.27 \sqrt{\frac{E_F}{f_y}}$

Donde $\frac{b}{t}$ = anchura respecto a la relación de espesor de la parte más ancha de la cara perfilada.

Los valores $R_{adj,i}$ se deben usar para presentar los resultados del ensayo individuales en la evaluación de la fuerza y resistencia características.

3.2.5.2. Factores de corrección para la capacidad del momento flector y la tensión de arrugamiento.

Para obtener el valor declarado de la tensión de arrugamiento o la capacidad del momento flector, los valores obtenidos en los ensayos se deben corregir con el factor de corrección k , el cual tiene en cuenta la reducción de la tensión de arrugamiento provocada por temperaturas más altas (k_1) y la variabilidad adicional en el caso de baja resistencia a la tracción perpendicular a las caras del panel (k_2): $k = k_1 \cdot k_2$

Para paneles que serán destinados a usos exteriores con la cara a compresión ligeramente perfilada o plana (arrugamiento) y con una temperatura de la cara mayor de +20°C según el procedimiento de cálculo (ver capítulo 2), se deben reducir los resultados obtenidos en los ensayos según la ecuación (3.16):

$$k_1 = \sqrt[3]{\left(\frac{E_{Ct,+80^\circ C}}{E_{Ct,+20^\circ C}}\right)^2} \quad (3.16)$$

Donde:

$E_{Ct,+20^\circ C}$ es el valor característico del módulo de tracción E del panel, perpendicular a las caras del panel a 20°C.

$E_{Ct,+80^\circ C}$ es el valor característico del módulo de tracción E del panel, perpendicular a las caras del panel a 80°C.

En todos los otros casos: $k_1 = 1.0$

En el caso de rotura a compresión del panel por la cara metálica ligeramente perfilada o plana (arrugamiento), los resultados del ensayo se deben ajustar según el siguiente procedimiento:

$$k_1 = 6.10f_{Ct} + 0.39 \quad \text{y} \quad k_2 \leq 1.0$$

Donde:

f_{Ct} es el valor característico de la resistencia a la tracción perpendicular a las caras del panel (MPa)

k_2 se debe usar solamente en caso de aplicar una carga uniformemente distribuida, es decir, cámara de vacío, bolsa de aire o similar.

3.2.5.3. Determinación del módulo de esfuerzo cortante del material del núcleo.

Si los ensayos 3.2.3 y 3.2.4 no producen una rotura por esfuerzo cortante claramente definida, se debe usar el ensayo de determinación de la capacidad del momento flector (ensayo 3.2.5) para obtener un valor fiable para el módulo de esfuerzo cortante del material del núcleo para paneles con caras planas o ligeramente perfiladas.

El vano debe permitir obtener una rotura por esfuerzo cortante fiable. Este es un método válido cuando hay un problema con la rotura del material del núcleo por debajo del punto de aplicación de las cargas o en los apoyos.

Si las dos caras del panel son planas o ligeramente perfiladas, se debe dividir la flecha total a mitad del vano en dos partes:

$$w = w_b + w_v$$

Donde:

w es la flecha medida en el centro del vano

w_b es la flecha debida a deformación axial en las caras (deformación por flexión)

w_v es la flecha debida a la deformación de esfuerzo cortante del material del núcleo.

El módulo de esfuerzo cortante del núcleo se debe determinar a partir de w_v .

Si la carga aplicada en el panel es uniformemente distribuida, G_c es calculado a través de las ecuaciones (3.17) y (3.18):

$$w_b = \frac{5}{384} \frac{FL^3}{B_s} \quad (3.17)$$

$$G_c = \frac{FL}{8A_c(w - w_b)} \quad (3.18)$$

Si la carga total aplicada se aplicara mediante cuatro líneas de cargas iguales $F/4$ en las posiciones $1/8, 3/8, 5/8, 7/8$ del vano, G_c es calculado a través de las ecuaciones (3.19) y (3.20):

$$w_b = \frac{41}{3,072} \frac{FL^3}{B_s} \quad (3.19)$$

$$G_c = \frac{FL}{8A_c(w - w_b)} \quad (3.20)$$

Si la carga total se aplica mediante cuatro líneas de cargas iguales $F/4$ en las posiciones $0.1L$, $0.4L$, $0.6L$, $0.9L$ del vano, G_c es calculado a través de las ecuaciones (3.21) y (3.22):

$$w_b = \frac{1.24}{96} \frac{FL^3}{B_s} \quad (3.21)$$

$$G_c = \frac{FL}{8A_c(w - w_b)} \quad (3.22)$$

En estas expresiones, la flecha w se debe tomar de la parte lineal de la curva de carga-deformación; F debe corresponder a la carga aplicada y:

$$B_s = \frac{E_{F1} \cdot A_{F1} \cdot E_{F2} \cdot A_{F2}}{E_{F1} \cdot A_{F1} + E_{F2} \cdot A_{F2}} e^2 \quad \text{y} \quad A_c = B \cdot e, \text{ basado en las dimensiones}$$

medidas del panel y sus componentes.

3.2.6. Determinación del coeficiente de fluencia.

El objetivo de este ensayo es encontrar el coeficiente de fluencia del núcleo (ϕ). Los paneles con núcleo de espuma plástica rígida sujetos a cargas aplicadas por un largo periodo de tiempo necesitan ser ensayadas para determinar su comportamiento visco-elástico. Este ensayo es realizado, sometiendo al panel soportado en dos apoyos a una carga constante uniformemente distribuida (figura 38).

El ensayo se debe realizar sobre un panel completo de vano igual al usado para el ensayo de flexión 3.2.5. Se deben ensayar los paneles de mayor espesor dentro de la familia de productos de paneles sándwich.

El panel es sometido a una carga permanente uniformemente distribuida (entre el 30% y el 40% de la carga promedio para la rotura de esfuerzo cortante) por un mínimo de 1000 horas. Esta carga no es excesivamente crítica y se obtendrán resultados similares para cualquier carga dentro de este rango. Durante la carga

del panel, la deformación se debe monitorear regularmente para obtener una relación entre deformación y tiempo.

Las mediciones de la deformación (flecha) en el punto central del vano deben comenzar al aplicar la carga total.

Los coeficientes de fluencia requeridos para el cálculo, se deben determinar mediante extrapolación de la curva deformación-tiempo obtenida a partir de los resultados del ensayo en el rango de tiempo $0 < t \leq 1000h$ representados en un diagrama semi-logarítmico.

El coeficiente de fluencia se requiere generalmente en $t = 2000h$ para la carga de nieve y $t = 100000h$ para acciones permanentes (peso propio).

3.2.6.1. Coeficiente de fluencia (núcleo) para paneles ligeramente nervados.

El coeficiente de fluencia para el núcleo de un panel tipo sándwich con caras ligeramente nervados, se debe determinar mediante la ecuación (3.23):

$$\varphi_t = \frac{w_t - w_0}{w_0 - w_b} \quad (3.23)$$

Donde:

w_t es la flecha en el momento t

w_0 es la deformación inicial en el momento $t=0$

w_b es la flecha provocada por la deformación elástica de las caras (sin deformación de esfuerzo cortante)

Si las deformaciones están determinadas a partir del gráfico deformación-tiempo en $t_1 = 200h$ y $t_2 = 1000h$, los coeficientes de fluencia requeridos se pueden determinar como sigue:

$$\varphi_{2000} = 1.2(1.43\varphi_{1000} - 0.43\varphi_{200}) = 1.7(\varphi_{1000} - 0.3\varphi_{200})$$

$$\varphi_{100000} = 3.86\varphi_{1000} - 2.86\varphi_{200}$$

3.2.6.2. Coeficiente de fluencia (núcleo) para paneles muy perfilados.

En el caso de paneles con caras muy perfiladas, la expresión para la deformación no puede separarse en deformaciones provocadas por la flexión y el esfuerzo cortante, ya que la distribución del momento flector en el componente del sándwich M_s y el componente de las caras M_{F1} , M_{F2} depende de la

resistencia al esfuerzo del núcleo. El coeficiente de fluencia se debe evaluar en base a las deformaciones medidas en función del tiempo.

Si una o las dos caras de un panel son nervadas, el coeficiente de fluencia se debe evaluar mediante la ecuación (3.24):

$$\varphi_t = \frac{\beta(C_D - 1)}{\beta_1(1 - \beta - \beta\rho(C_D - 1))} \quad (3.24)$$

Donde:

$C_D = \frac{w_t}{w_0}$ es la relación entre la flecha después de un tiempo de carga t y la flecha inicial

$\rho = 0.5$ un coeficiente de relajación, que en este caso tiene un valor de 0.5

$$\beta = \frac{I_F}{I_w} \quad I_w = I_F + \frac{I_S}{1+k}$$

Donde:

I_w momento de inercia de la(s) cara(s) nervadas (suma si ambas caras son nervadas)

I_S momento de inercia de la parte laminar

$$k = \frac{\pi^2 \cdot E_{F2} \cdot A_{F2} \cdot e^2}{\left[\frac{A_{F1}}{A_{F2}} + 1 \right] \cdot G_C \cdot A_C \cdot L^2}$$

$$\beta_1 = \frac{k\beta}{1+k}$$

Donde:

e es la profundidad medida entre los centroides de las caras

L es el vano en el ensayo de fluencia

Si las deformaciones se determinan a partir del gráfico deformación-tiempo, en $t_1 = 200h$ y $t_2 = 1000h$, los coeficientes de fluencia requeridos se pueden determinar con las fórmulas dadas en el punto anterior.

3.2.7. Interacción entre el momento flector y la reacción del apoyo.

Este ensayo se usa generalmente para determinar la resistencia a la flexión en el apoyo intermedio de un panel continuo sobre dos o más vanos. La correspondiente tensión de arrugamiento para las caras planas o ligeramente perfiladas, o la tensión de doblado o de límite elástico para las caras perfiladas, se debe determinar a continuación mediante cálculo.

Este ensayo se denomina a menudo como “ensayo con carga central simulada” porque simula las condiciones en el apoyo central de una viga de dos vanos.

La interacción entre el momento flector y la fuerza de reacción del apoyo se debe determinar a partir de un panel con un único vano sometido a una carga lineal en el centro del vano.

Para determinar la tensión de arrugamiento en el apoyo intermedio, se deben realizar dos tipos de ensayos:

- (a) Ensayos que simulan la carga hacia abajo (figura 40):
- (b) Ensayos que simulan la carga hacia arriba (figura 41):

Es importante que el vano sea suficiente para asegurar que:

Para el ensayo (a), la fuerza de compresión entre el panel y el apoyo (bajo la carga lineal) en el momento de la rotura por arrugamiento debe ser menor que la reacción del apoyo. Para los propósitos de este ensayo, la reacción del apoyo se debe determinar como el producto de la resistencia de compresión característica del material del núcleo y el área de la superficie de contacto de la pletina de carga que simula el apoyo, o la resistencia F_{R2} determinada según el capítulo 2.

Para el ensayo (b), las fuerzas en las sujeciones en el momento de la rotura por arrugamiento del panel son menores que sus valores de cálculo.

Esto asegura que todos los modos de rotura (arrugamiento de la cara, rotura a compresión del núcleo y rotura a tracción de la fijación) están diseñados con niveles de seguridad aproximadamente iguales.

Si el ensayo se realiza sobre una probeta más corta que lo descrito líneas arriba, el modo de rotura es probable que esté dominado por la rotura del núcleo y se obtendrá un valor conservador de la tensión de arrugamiento.

Deben registrarse el valor de la carga de rotura, la naturaleza y el punto de la rotura. Se debe dibujar una curva de carga-deformación para el desplazamiento en el punto de aplicación de la carga.

La capacidad del momento flector se debe dar mediante la ecuación (3.25):

$$M_u = \left[\frac{F_u}{4} + \frac{F_G}{8} \right] L \quad (3.25)$$

Donde:

F_u es la carga de rotura, incluyendo el peso del sistema de carga

F_G es el peso propio del panel

Los valores del momento flector calculados de esta manera, deberán ser corregidos adicionalmente con los factores de corrección indicados en 3.2.5.1 y 3.2.5.2 antes de obtener los valores característicos que se deben usar en el cálculo.

Si la cara en compresión es plana o ligeramente nervada, la tensión de arrugamiento se debe determinar mediante (3.10).

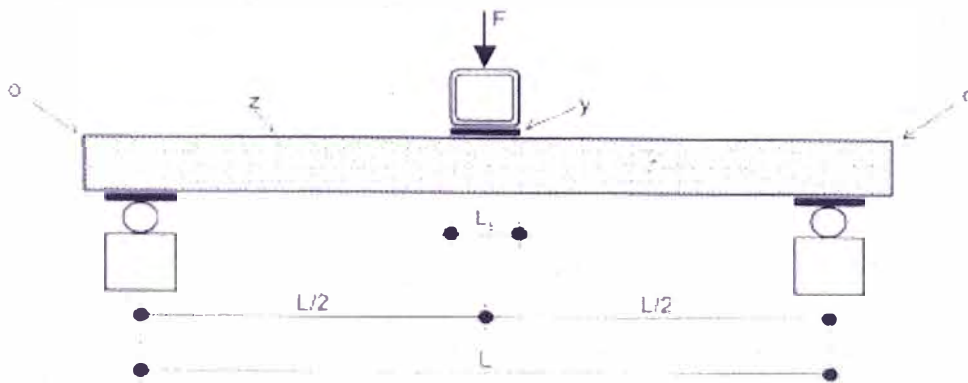


Figura 40. Ensayo de apoyo central simulado – carga hacia abajo

Fuente: CEN, 2006

Donde:

z en la práctica, es la cara contra el apoyo

y banda de metal, aproximadamente de 60mm x 4mm

L vano

o saliente con respecto a los extremos de la placa de apoyo, no superior a 50mm

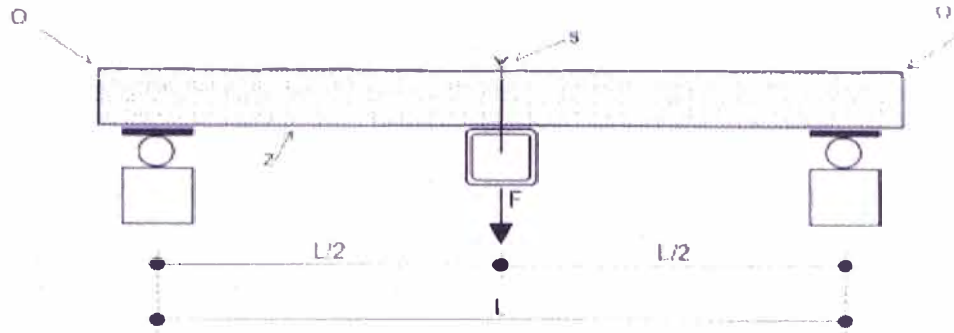


Figura 41. Ensayo de apoyo central simulado – carga hacia arriba

Fuente: CEN, 2006

Donde:

z en la práctica, es la cara contra el apoyo

s tornillos

L vano

o saliente con respecto a los extremos de la placa de apoyo, no superior a 50mm

3.2.8. Determinación de la densidad aparente del núcleo y de la masa del panel.

Para determinar el peso específico, las probetas deben ser retiradas durante la producción de los paneles sándwich de la siguiente forma:

- Paneles con núcleo de LDR y EPS: tres probetas del núcleo con dimensiones de 100mm x 100mm x espesor, deben ser retiradas antes de ser adheridas a las caras.
- Paneles con núcleo de PUR inyectado: tres probetas incluyendo las caras con dimensiones de 100mm x 100mm x espesor, deben ser cortadas en posiciones cubriendo el ancho del panel (figura 42).

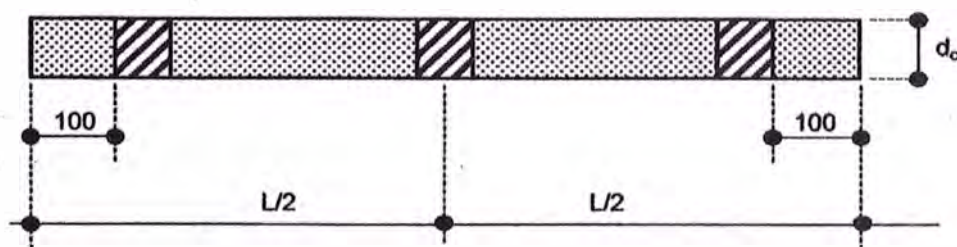


Figura 42. Localización de las probetas de ensayo para ensayo del peso específico

Fuente: CEN, 2006

Las caras deben ser removidas cuidadosamente. El espesor del núcleo cortado no puede exceder los 3mm en cada cara.

Los cálculos son definidos en la Norma Europea EN 1602, donde se divide la masa por el volumen de cada muestra y así obtener el peso específico.

La masa del panel se debe determinar por cálculo basado en las dimensiones nominales y las densidades nominales del material del núcleo y de las caras.

3.2.9. Ensayo para la resistencia a cargas puntuales y cargas repetidas.

3.2.9.1. Paneles sometidos a cargas puntuales.

Este ensayo comprueba la seguridad y capacidad de servicio de los paneles de cubierta o techo, por ejemplo, para el tránsito de una persona sobre el panel, o acceso ocasional durante y después de la instalación.

La probeta de ensayo debe ser un panel con todo el ancho útil. El vano debe ser el mayor posible previsto en la práctica.

En el panel simplemente apoyado, se debe aplicar una carga de 1.2kN. esta carga debe aplicarse en el punto central del vano, sobre el nervio del borde o sobre el borde en el caso de panel plano, mediante un bloque de madera de 100mm x 100mm. Para evitar tensiones puntuales, se debe colocar una capa de caucho de 10mm de espesor entre el bloque de madera y la cara metálica.

Los paneles deben soportar una carga puntual que puede provocar tres posibles situaciones:

Si el panel soporta la carga aplicada sin daño visible permanente, no hay restricciones para el acceso ocasional a la cubierta o al techo durante y después de la instalación.

Si el panel soporta la carga con daños visibles permanentes, se deben tomar medidas para evitar daños durante la instalación (por ejemplo, tablas para el paso). Además, no se debe permitir el acceso al techo una vez completado el montaje.

Si el panel no soporta la carga, se debe usar solamente sobre cubiertas o techos donde no se permita el acceso a pie. Esta limitación se debe indicar claramente en el panel.

3.2.9.2. Paneles sometidos a cargas repetidas.

Este ensayo comprueba la seguridad y capacidad de servicio de los paneles de cubierta o techo, por ejemplo, para el tránsito de una persona sobre el panel, para el acceso repetido durante y después de la instalación.

Se debe usar una máquina de ensayo universal de resistencia compresión-tracción con capacidad de carga cíclica. La máquina deberá incorporar un plato de carga a compresión de dimensiones 100mm x 100mm.

Se deben tomar y ensayar tres probetas de 100mm x 100mm.

El ensayo determina la adhesión entre las caras y el núcleo aislante (resistencia al a tracción) después de un ensayo de carga cíclica a compresión, que simula el acceso repetido a la cubierta o techo. Esto se debe comparar con los valores obtenidos para el panel normal.

Si el promedio de los resultados de resistencia de tracción obtenidos después de la carga cíclica cae por debajo del 80% del valor promedio obtenido sin carga cíclica, los paneles se deben considerar como inadecuados para cargas repetidas sin protección adicional.

3.2.10. Capacidad de reacción de apoyo en el extremo de un panel.

Si se requiere por necesidad de diseño, la capacidad de reacción en el extremo de un panel (F_{R1}) donde la cara de contacto es plana o ligeramente perfilada se debe determinar mediante ensayos sobre paneles de anchura total.

El ensayo debe ser realizado según la figura 43.

El apoyo de la derecha debe ser una placa de acero de 10mm de espesor sujeta firmemente con una inclinación de 1:20. El ancho del apoyo L_S debe ser la mínima usada en la práctica o se deben realizar ensayos para cada ancho de apoyo usada en la práctica. Las dimensiones L_1 , L_2 y L_3 se deben elegir de manera que la probeta de ensayo falle por compresión en el apoyo de la derecha, o, si el modo de fallo es un fallo por esfuerzo cortante entre la platina de carga (F) y la platina de apoyo (F_{R1}), la capacidad de reacción se debe tomar como la fuerza de reacción del apoyo en el momento del fallo por esfuerzo cortante. L_1 debe ser $> 1.5e$.

El incremento de la carga debe ser tal que la relación "w/e" aumente entre el 1% y el 3% por minuto. La resistencia a la compresión f_{Cc} del material del núcleo de la probeta, se debe determinar según 3.2.2.

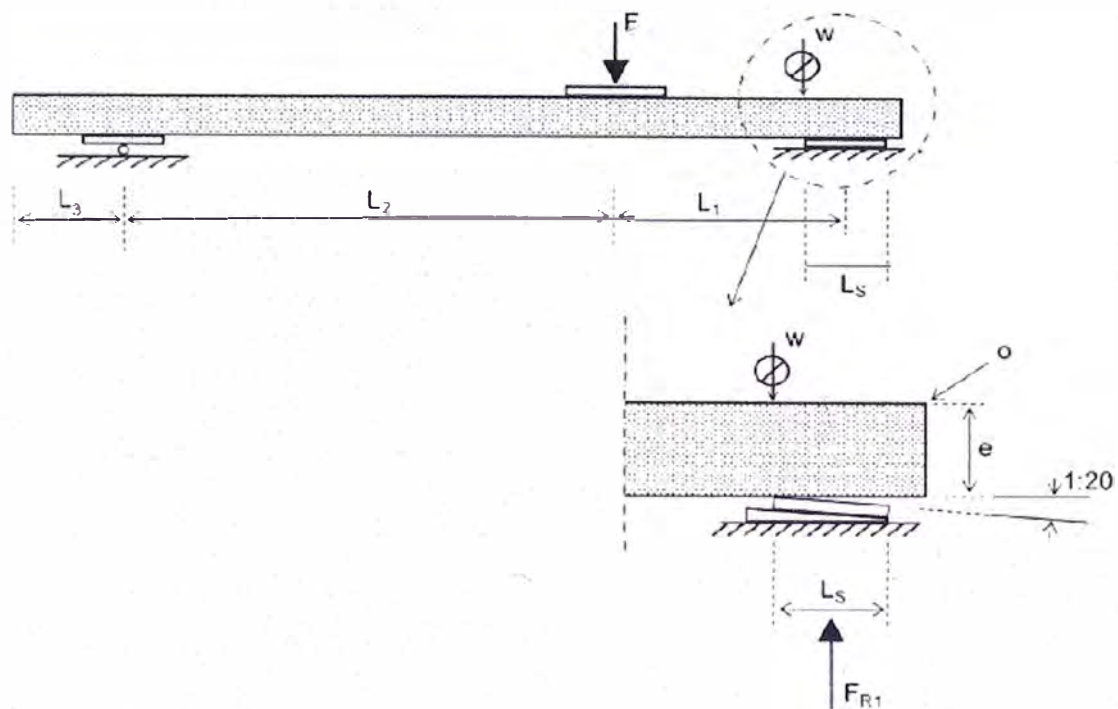


Figura 43. Ensayo para la determinación de la resistencia en la reacción del apoyo en el extremo
Fuente: CEN, 2006

Donde:

- w deformación de compresión
- L_s ancho del apoyo
- o saliente con respecto a los extremos de la platina de apoyo no superior a 50mm
- e distancia entre los centroides de las caras

El valor de ensayo de la capacidad de reacción F_{R1} , se debe medir mediante una celda de carga o calcular mediante la ecuación (3.26):

$$F_{R1} = \frac{L_2}{L_1 + L_2} F_u \quad (3.26)$$

Donde F_u es la carga máxima medida en el ensayo o la carga correspondiente a una deformación de compresión de $w = 0.1e$ (donde "e" es la profundidad entre los centroides de las caras) si esta deformación se consigue sobre la parte creciente de la curva carga-deformación y es menor que la carga máxima (figura 44).

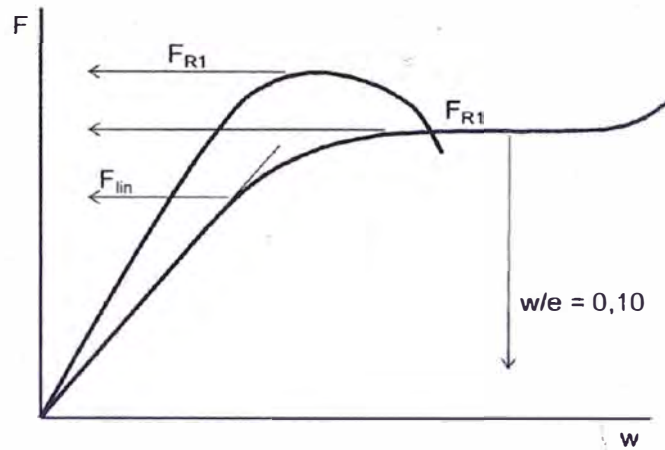


Figura 44. Definición de la carga final en un ensayo de reacción de apoyo extremo

Fuente: CEN, 2006

Donde:

- F reacción del apoyo
- F_{lin} carga al final de la parte lineal de la curva
- w compresión

Los resultados del ensayo se deben ajustar multiplicándolos por la relación f_{cc}/f_c . El valor característico ajustado de F_{R1} debe ser el valor que se use para el dimensionamiento.

La siguiente ecuación (3.27) para la capacidad del apoyo de extremo, define el parámetro de distribución k :

$$F_{R1} = B(L_S + 0.5 ke)f_{cc} \quad (3.27)$$

Donde:

- B ancho del panel
- L_S ancho del apoyo
- e distancia entre los centroides de las caras
- f_{cc} valor declarado de la resistencia a la compresión del núcleo
- k parámetro de distribución

Por lo tanto, el parámetro de distribución k se determina según la ecuación (3.28):

$$k = \frac{2(F_{R1} - f_{cc}BL_S)}{f_{cc}Be} \quad (3.27)$$

CAPÍTULO IV: CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1. CONCLUSIONES.

Los paneles sándwich son elementos con un buen comportamiento estructural, gracias a la sinergia entre los componentes del mismo.

El buen comportamiento de los paneles sándwich depende fundamentalmente del buen comportamiento al corte del núcleo, la resistencia adecuada de las caras y la buena adherencia entre las caras y el núcleo.

En los paneles con núcleo discontinuo (EPS), la unión entre éstos es un punto crítico en el comportamiento estructural de los paneles, ya que si esta unión cae en un punto de apoyo, en éste, los esfuerzos de corte son altos.

La falla por arrugamiento de la cara comprimida es más probable si la adherencia entre las caras y el núcleo no se garantiza.

En el capítulo II se indicaron las cargas a las cuales están sometidos los paneles sándwich. Se puede observar que no se ha considerado los efectos debido al sismo. Esta omisión obedece a que son elementos de poco peso y las acciones de viento son más significantes.

4.2. RECOMENDACIONES.

Las tablas de carga para los paneles sándwich nacionales muestran una sola tabla de carga (ver anexo A) para cada tipo de panel, indistintamente si es usado como muro o techo. Se recomienda hacer un análisis diferenciado, ya que ambos son casos distintos. Además se debe considerar las cargas por viento, ya que en nuestro país, existen zonas donde esta carga es determinante.

Existen un software del Instituto MAINZ de Alemania que ayuda notoriamente a los profesionales involucrados con los paneles sándwich en sus trabajos. Este software podría replicarse en nuestro país adecuándolo a nuestras especificaciones técnicas (específicamente cargas por viento).

Las tablas de carga que usualmente presentan las empresas nacionales que fabrican paneles sándwich están calculadas en base a una teoría de vigas sin considerar la flexibilidad del núcleo. En próximos trabajos, sería adecuado revisar las tablas de carga de dichos fabricantes y proponer una metodología para la elaboración de dichas tablas.

BIBLIOGRAFÍA

BERNER, K. Praxisgerechte Nachweise zur Trag- und Gebrauchsfähigkeit von Sandwichelementen. **Stahlbau**, Berlín, volumen 12, número 67, pág. 910-925, 1998.

CEN – European Committee for standardization. **Self-supporting skin metal faced insulating panels – Factory made products – Specifications**. Bruselas, EN 14509, 2006.

CSN – Compañía siderúrgica nacional. **Acero pre-pintado CSN**. Disponible en <<http://www.csn.com.br>>. Acceso el: 15 ago. 2012.

DÂNICA. **Cámaras frigoríficas industriales y construcción civil**. Disponible en <<http://www.danicacorporation.com/pt>>. Acceso el: 28 dic. 2012.

DAVIES, J. M. Introduction e Principles of structural behavior. In: DAVIES, J. M. **Lightweight Sandwich Construction**. [S. l.]: Blackwell Science, 2001. Capítulo 1 y 9.

ECCS – European Convention for Constructional Steelwork. **European Recommendations for Sandwich Panels: Part 1, Design**. [S. l.]: CIB Publication 257, 2001. 161p.

GALILEO. **Sandwich panel construction is...** Disponible en <<http://www.sandwichbau.de/>>. Acceso el: 30 ener. 2013

HASSINEN, J. Load-bearing capacity e Loads, Load and material factors and design procedure. In: DAVIES, J. M. [org] **Lightweight Sandwich Construction**. [S. l.]: Blackwell Science, 2001. Capítulo 10 y 11.

HELENIUS, A. Materials. In: DAVIES, J. M. [org] **Lightweight Sandwich Construction**. [S. l.]: Blackwell Science, 2001. Capítulo 3.

KOSCHADE, R. **Sandwich Panel Construction**. Mainz: Institut für Sandwichtechnik, 2006. 388p.

PROJEKT APOLLO. **Apollo 13**. Disponible en <<http://www.projekt-apollo.com/>>. Acceso el: 28 dic. 2012.

TERMOTÉCNICA. **Construcción Civil**. Disponible en <<http://www.termotecnica.com.br>>. Acceso el 28 ago. 2012.

PU.MA SRL. **Polyurethane Machinery**. Disponible en <<http://www.pumasrl.com/>>. Acceso el 06 nov. 2012.

ANEXO A



TAP 1180				
Espesor (mm)	Ancho Utíl (mm)	Transmitancia Térmica (Watts/m ² .K)	Peso Propio (Kg/m ²)	Luz Máxima (m)
50	1180	0.641	9.55	3.42
75	1180	0.444	10.05	4.16
100	1180	0.339	10.55	4.78
125	1180	0.275	11.05	5.32
150	1180	0.231	11.55	5.80
175	1180	0.199	12.05	6.24
200	1180	0.175	12.55	6.64
225	1180	0.156	13.05	7.02
250	1180	0.141	13.55	7.36

NOTAS:

- Se considera una deflexión máxima de L/200
- Se considera una sobrecarga 60 kgf/m²
- Se considera fases metálicas en acero de 0.50 mm. de espesor
- Se considera núcleo de poliestireno expandido (EPS) con densidad de 18 - 20 Kg/m³

Tabla de carga de paneles termo-aislantes CALAMINON

Fuente: CALAMINON, 2013



Empalme tipo "Trapezoidal" para espesores de 100 y 120mm



Empalme tipo "Inserto y Machihembrado" para espesores de 50 y 200mm

Espesor S	Coeficiente de Transmisión de calor K	Peso Panel Kg/m ²	Diagrama 1: P distribuido, L variable					Diagrama 2: P distribuido, L variable					
			P=kg/m ²	60	80	100	120	150	60	80	100	120	150
50	0.66	9.08	L=	421	383	355	334	310	520	473	439	413	383
75	0.44	9.58	L=	552	501	465	438	407	682	620	575	541	502
100	0.33	10.08	L=	668	607	564	531	493	826	751	697	650	609
120	0.28	10.48	L=	755	686	637	599	556	933	848	787	740	687
150	0.22	11.07	L=	876	796	739	695	645	1.083	984	913	859	791
200	0.17	12.07	L=	1.061	964	895	842	782	1.311	1.192	1.106	1.022	914

*Acero ASTM A 653 Fy=23001 kg/cm²
 *Las cargas de mano de obra y de tránsito que se aplican en este documento de trabajo y que la deflexión máxima permitida es de L/200
 *Los datos aquí presentados se basan en el supuesto de que se trata de paneles para muros, no se tiene en cuenta el efecto de la temperatura del panel.
 *Las cargas de viento se refieren a una velocidad de 12m/s (70 mph)

Tabla de carga de paneles termo-aislantes PRECOR

Fuente: PRECOR, 2013

ANEXO B

EJEMPLOS DE APLICACIÓN

El ejemplo presentado en esta parte, es un ejemplo clásico del libro "Lightweight Sandwich Construction" del autor Klaus Berner, citado en la bibliografía de este trabajo.

Este ejemplo indica el procedimiento completo para el diseño de un panel con caras ligeramente nervadas con dos vanos usado como pared sujeto a cargas climáticas. Está claro que en la práctica existe un gran número de posibilidades de vanos, geometrías y cargas, pero en este ejemplo se presentan las consideraciones principales. Según BERNER (2001), se debe notar que el caso de un panel con un vano es simplemente una simplificación del caso de dos vanos y éste último, es un caso muy similar al de tres vanos.

A. PANEL SÁNDWICH USADO COMO PARED.

El sistema estructural del ejemplo se muestra en la figura A1.

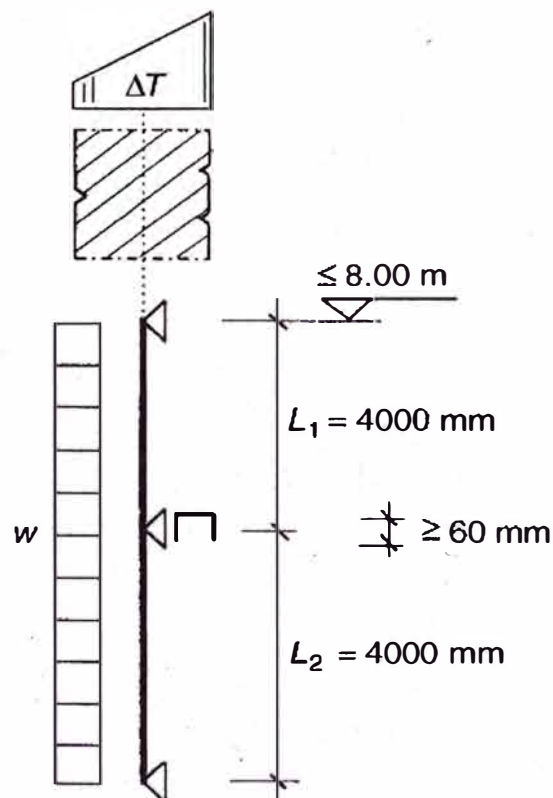


Figura A1. Esquema general de un panel de pared con dos vanos.

Fuente: Berner, 2001

Para la resolución del ejemplo, los siguientes puntos deben ser tomados en cuenta:

- El panel se diseñará para dos casos de carga:
 - (1) Presión de viento y diferencia de temperatura en invierno.
 - (2) Succión de viento y diferencia de temperatura en verano.
- En el estado límite último (ULS) se supone de forma conservadora, que se forma una “rótula plástica” con momento igual a cero en el apoyo intermedio. Como consecuencia de esto, los esfuerzos debido a la diferencia de temperatura son nulos y el problema se convierte en uno de un panel simplemente apoyado bajo cargas de presión y succión de viento.
- En el estado límite de servicio (SLS), las combinaciones de las cargas de viento y la acción de la temperatura deben ser consideradas teniendo en cuenta la continuidad en el apoyo intermedio. Los cálculos para este estado límite, por lo tanto, son mucho más complicado.
- No existen esfuerzos debido al peso propio del panel usado como pared, por lo tanto, no influye el “creep”.

A.1. Acciones (cargas).

Las cargas que actuarán sobre el panel son las siguientes:

Presión del viento: $w_D = + 0.50 \text{ KN/m}^2$

Succión del viento: $w_S = - 0.25 \text{ KN/m}^2$

Temperatura de invierno: $T_1 = -20^\circ\text{C}$ $T_2 = +20^\circ\text{C}$

Temperatura de verano: $T_1 = +65^\circ\text{C}$ $T_2 = +25^\circ\text{C}$

NOTA: Se está considerando como subíndices 1 y 2 a las caras del panel. La cara 1 es la externa, mientras que la cara 2 es la interna. Además, estas temperaturas corresponden al grupo de colores 2 (colores claros).

A.2. Sección transversal del panel.

La sección transversal del panel se puede ver en la figura A2. Sus dimensiones más relevantes son las siguientes:

Para la cara 1:

$$t_{nom\ 1} = 0.60mm$$

$$d_{11} = 0.63mm \quad d_{12} = 4.37mm$$

$$A_{F1} = 584mm^2/m \quad y \quad I_{F1} \approx 0$$

De la ecuación (2.111) obtenemos el espesor de diseño t_{d1}

$$t_{d1} = t_{nom\ 1} - t_{zinc} - 0.5t_{tol} = 0.60 - 0.03 - 0.5 \times 0.02 = 0.56mm$$

Para la cara 2:

$$t_{nom\ 2} = 0.50mm$$

$$d_{21} = 2.45mm \quad d_{22} = 0.20mm$$

$$A_{F2} = 469mm^2/m \quad y \quad I_{F2} \approx 0$$

De la ecuación (2.111) obtenemos el espesor de diseño t_{d2}

$$t_{d2} = t_{nom\ 2} - t_{zinc} - 0.5t_{tol} = 0.50 - 0.03 - 0.5 \times 0.02 = 0.46mm$$

Distancia entre centroides (e):

Altura nominal: $d = 60.0mm$

$$e = 60 - \frac{1}{2}(t_{d1} + t_{d2}) - d_{11} - d_{22} = 60 - \frac{1}{2}(0.56 + 0.46) - 0.63 - 0.2 = 58.66mm$$

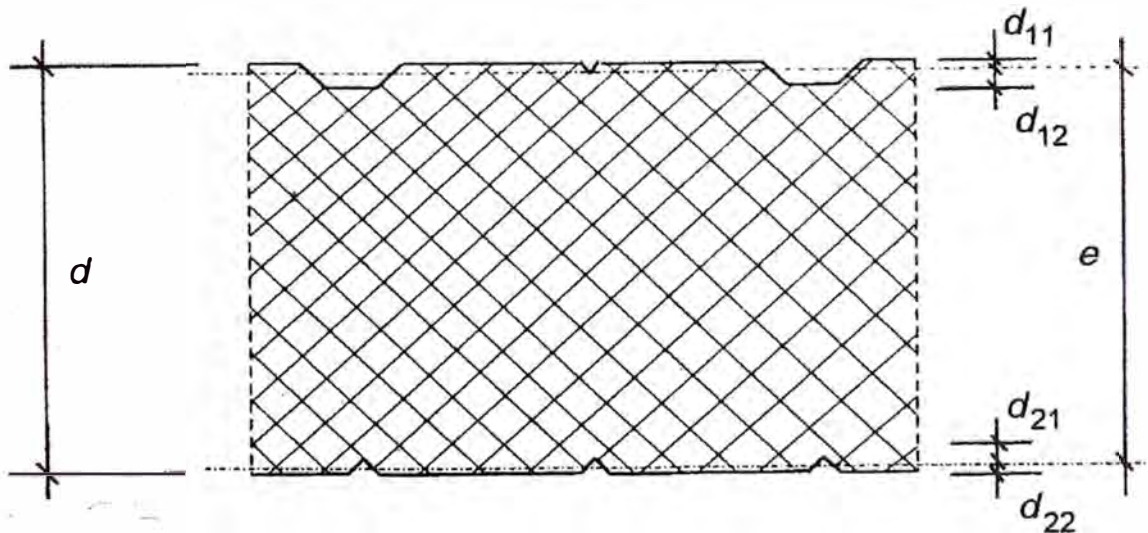


Figura A2. Sección transversal del panel de pared.

Fuente: Berner, 2001

A.3. Resistencias obtenidas a través de los ensayos mecánicos.

Los valores siguientes fueron obtenidos a través de ensayos mecánicos como los descritos por la norma EN14509 en el capítulo III.

Módulo de corte del núcleo:	$G_C = 3.1N/mm^2$
Resistencia al corte del núcleo:	$f_{Cv} = 0.11N/mm^2$
Resistencia a la compresión del núcleo:	$f_{Cc} = 0.10N/mm^2$
Resistencia a la fluencia de las caras:	$f_{ty} = 320N/mm^2$
Esfuerzo de arrugamiento de las caras:	$f_{Fc} = \sigma_w = 120N/mm^2$
Módulo de elasticidad del acero:	$E_S = 210KN/mm^2 = E_{F1} = E_{F2}$
Coefficiente de expansión térmica del acero:	$\alpha_s = 12 \times 10^{-6}/^\circ C = \alpha_{F1} = \alpha_{F2}$

A.4. Estado límite último (ULS).

A.4.1. Presión de viento (por metro de ancho de panel).

Cálculo del momento flector máximo:

$$M_S = \frac{w_D L^2}{8} = \frac{0.50(4)^2}{8} = 1.0 \text{ kNm/m}$$

Esfuerzos de flexión:

Compresión (cara 1). De las ecuaciones (2.2) y (2.126):

$$\sigma_{F1} = (-) \frac{\gamma_F M_S}{e A_{F1}} \leq \frac{\sigma_w}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.25 \text{ (Tabla 7)}$$

$$(-) \frac{(1.50)(1.0)(10^6)}{(58.66)(584)} \leq \frac{120}{1.25}$$

$$(-)43.8 \leq 96N/mm^2$$

Tracción (cara 2). De las ecuaciones (2.3) y (2.126):

$$\sigma_{F2} = \frac{\gamma_F M_S}{e A_{F2}} \leq \frac{f_{ty}}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.10 \text{ (Tabla 7)}$$

$$\frac{(1.50)(1.0)(10^6)}{(58.66)(469)} \leq \frac{320}{1.10}$$

$$54.52 \leq 290.9N/mm^2$$

Esfuerzo de corte. De las ecuaciones (2.4) y (2.126):

$$\tau_C = \frac{\gamma_F V}{A_{\text{núcleo}}} \leq \frac{f_{Cv}}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.10 \text{ (Tabla 7)}$$

$$\frac{(1.50)(1.0)(10^3)}{(58.66)(1000)} \leq \frac{0.11}{1.5}$$

$$0.0256 \leq 0.073 \text{ N/mm}^2$$

Cálculo de la reacción máxima: $F_2 = w_D L = (0.50)(4.0) = 2.0 \text{ kN/m}$

Esfuerzo de compresión en el apoyo intermedio. De las ecuaciones (3.3) y (2.126):

$$\sigma_{Cc} = \frac{\gamma_F F_2}{L_S} \leq \frac{f_{Cc}}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.40 \text{ (Tabla 7)}$$

$$\frac{(1.50)(2.0)(10^6)}{(60)(1000)} \leq \frac{0.10}{1.40}$$

$$0.050 \leq 0.080 \text{ N/mm}^2$$

A.4.2. Succión del viento (por metro de ancho de panel).

Cálculo del momento flector máximo:

$$M_S = \frac{w_D L^2}{8} = \frac{-0.25(4)^2}{8} = -0.50 \text{ kNm/m}$$

Esfuerzos de flexión:

Tracción (cara 1). De las ecuaciones (2.3) y (2.126):

$$\sigma_{F1} = -\frac{\gamma_F M_S}{e A_{F1}} \leq \frac{f_{ty}}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.10 \text{ (Tabla 7)}$$

$$-\frac{(1.50)(-0.50)(10^6)}{(58.66)(584)} \leq \frac{320}{1.10}$$

$$21.89 \leq 290.9 \text{ N/mm}^2$$

Compresión (cara 2). De las ecuaciones (2.2) y (2.126):

$$\sigma_{F2} = \frac{\gamma_F M_S}{e A_{F2}} \leq \frac{\sigma_w}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.25 \text{ (Tabla 7)}$$

$$\frac{(1.50)(-0.50)(10^6)}{(58.66)(469)} \leq \frac{120}{1.25}$$

$$-27.26 \leq 96.0N/mm^2$$

Esfuerzo de corte:

Como $w_S < w_D$, entonces NO ES CRÍTICO.

A.4.3. Diseño de las conexiones para el ULS.

Los paneles son fijados a la estructura de soporte, usando tornillos de acero de 5.5mm de diámetro con arandelas de 22mm de diámetro. Estos tornillos son pasantes.

La resistencia a la tracción de un tornillo de fijación es $F_{Rt} = 1.95 kN$. Se colocan 2 tornillos por panel en los apoyos tanto internos como externos. De esto se deduce que el caso del soporte interno es crítico y no hay necesidad de comprobar los soportes externos.

Bajo el caso de carga de succión del viento (conservador):

$$F_2 = 1.25w_S L = (1.25)(0.25)(4) = 1.25 kN/m$$

De la ecuación (2.126):

$$\gamma_F F_2 \leq \frac{n F_{Rt}}{\gamma_M}$$

Donde

$$\gamma_F = 1.50 \text{ (Tabla 6)} \quad \gamma_M = 1.33 \text{ (Tabla 7)}$$

$$(1.50)(1.25) \leq \frac{(2)(1.95)}{1.33}$$

$$1.875 \leq 2.93 kN$$

A.5. Estado límite de servicio (SLS).

En este estado, se considera el panel con dos vanos. Las ecuaciones utilizadas en los siguientes cálculos, se encuentran en la tabla 1 del informe.

A.5.1. Cálculo de los parámetros iniciales.

De la ecuación (2.60) calculamos la rigidez a la flexión de las fases, las cuales, debido a que los esfuerzos resultantes son proporcionales a sus deformaciones, éstos se tratan juntos: $B_D = E_{F1} I_{F1} + E_{F2} I_{F2} = 0$

De la ecuación (2.5) calculamos la rigidez a la flexión del panel:

$$B_S = \frac{E_{F1} A_{F1} E_{F2} A_{F2} e^2}{E_{F1} A_{F1} + E_{F2} A_{F2}} = \frac{(210^2)(584)(469)(58.66^2)}{(210)(584 + 469)} = 188 \times 10^6 kNmm^2/m$$

De la sección (2.2.1.1), calculamos el parámetro k:

$$G_{eff} = \frac{eG_c}{d_e} = \frac{58.66G_c}{(60 - 0.56 - 0.46)} \approx G_c$$

Entonces:

$$k = \frac{3B_s}{A_c G_{eff} L^2} = \frac{3(188)(10^9)}{(58.66)(10^3)(3.1)(4000^2)} = 0.194$$

A.5.2. Caso de carga: Presión de viento + temperatura de invierno.

Según la sección (2.2.1), calculamos la curvatura resultante debido a la diferencia de temperatura entre las fases:

$$\theta = \frac{\alpha_{F2}T_2 - \alpha_{F1}T_1}{e} = \frac{(12)(10^{-6})[20 - (-20)]}{58.66} = 8.183 \times 10^{-6} / mm$$

A.5.2.1. Esfuerzos en el apoyo intermedio debido a la presión del viento.

De la tabla 1, calculamos el momento flector máximo:

$$M_s = -\frac{w_D L^2}{8(1+k)} = -\frac{(0.50)(4^2)}{8(1+0.194)} = -0.838 \text{ kNm/m}$$

Tracción (cara 1). De la ecuación (2.3):

$$\sigma_{F1} = -\frac{M_s}{eA_{F1}} = -\frac{(-0.838)(10^6)}{(58.66)(584)} = 24.5 \text{ N/mm}^2$$

Compresión (cara 2). De la ecuación (2.5):

$$\sigma_{F2} = \frac{M_s}{eA_{F2}} = \frac{(-0.838)(10^6)}{(58.66)(469)} = -30.5 \text{ N/mm}^2$$

Esfuerzos de corte. La cortante máxima la calculamos según la fórmula de la tabla 1:

$$V = \frac{w_D L}{2} \left[1 + \frac{1}{4(1+k)} \right] = \frac{(0.50)(4)}{2} \left[1 + \frac{1}{4(1+0.194)} \right] = 1.209 \text{ kN/m}$$

Esfuerzo de corte. Lo calculamos según la ecuación (2.4):

$$\tau_c = \frac{V}{A_{nucleo}} = \frac{(1.209)(10^3)}{(58.66)(1000)} = 0.0206 \text{ N/mm}^2$$

En el apoyo intermedio. Cálculo de la reacción máxima según la tabla 1:

$$F_2 = w_D L \left[1 + \frac{1}{4(1+k)} \right] = (0.50)(4) \left[1 + \frac{1}{4(1+0.194)} \right] = 2.418 \text{ kN/m}$$

Esfuerzo de compresión en el apoyo. Se calcula según la ecuación (3.3):

$$\sigma_{cc} = \frac{F_2}{L_s} = \frac{(2.418)(10^3)}{(60)(1000)} = 0.0403 \text{ N/mm}^2$$

A.5.2.2. Esfuerzos en el apoyo intermedio debido a la diferencia de temperatura en el invierno.

De la tabla 1, calculamos el momento flector máximo:

$$M_S = -\frac{3B_S\theta}{2(1+k)} = -\frac{3(188)(10^6)(8.183)(10^{-6})}{2(1+0.194)} = -1932 \text{ kNmm/m}$$

Tracción (cara 1). De la ecuación (2.3):

$$\sigma_{F1} = -\frac{M_S}{eA_{F1}} = -\frac{(-1932)(10^3)}{(58.66)(584)} = 56.4 \text{ N/mm}^2$$

Compresión (cara 2). De la ecuación (2.5):

$$\sigma_{F2} = \frac{M_S}{eA_{F2}} = \frac{(-1932)(10^3)}{(58.66)(469)} = -70.23 \text{ N/mm}^2$$

Esfuerzos de corte. La cortante máxima la calculamos según la fórmula:

$$V = \frac{M_S}{L} = \frac{1932}{4000} = 0.483 \text{ kN/m}$$

Esfuerzo de corte. Lo calculamos según la ecuación (2.4):

$$\tau_c = \frac{V}{A_{núcleo}} = \frac{(0.483)(10^3)}{(58.66)(1000)} = 0.0082 \text{ N/mm}^2$$

En el apoyo intermedio. Cálculo de la reacción máxima según:

$$F_2 = \frac{2M_S}{L} = \frac{3864}{4000} = 0.966 \text{ kN/m}$$

Esfuerzo de compresión en el apoyo. Se calcula según la ecuación:

$$\sigma_{cc} = \frac{F_2}{L_S} = \frac{(0.966)(10^3)}{(60)(1000)} = 0.0161 \text{ N/mm}^2$$

A.5.2.3. Combinaciones de carga.

Estas combinaciones están de acuerdo a la sección 2.4.3.2 y es usada la combinación característica (rara) para verificar resistencia en apoyos intermedios, según la ecuación (2.129):

Comb1: Esfuerzo tracción debido a la flexión (Modo de ruptura: Fluencia cara)

$$\sigma_{F1 \text{ viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \sigma_{F1 \text{ temp}} \leq \frac{f_{ty}}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.0$ (Tabla 7)

$$24.5 + (0.6)(56.4) \leq \frac{320}{1.0}$$

$$58.34 \leq 320 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{F1 \text{ temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \sigma_{F1 \text{ viento}} \leq \frac{f_{ty}}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ viento}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.0$ (Tabla 7)

$$56.4 + (0.6)(24.5) \leq \frac{320}{1.0}$$

$$71.10 \leq 320 \text{ N/mm}^2$$

Comb2: Esfuerzo compresión debido a flexión (Modo ruptura: arrugamiento cara)

$$\sigma_{F2 \text{ viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \sigma_{F2 \text{ temp}} \leq \frac{0.9\sigma_w}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

NOTA: La reducción de la resistencia es debido a la interacción entre el momento flector y las reacciones de apoyo. Esto se comenta en la sección 2.3.2.3.

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$30.50 + (0.6)(70.23) \leq \frac{(0.9)(120)}{1.1}$$

$$72.64 \leq 98.18 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{F2 \text{ temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \sigma_{F2 \text{ viento}} \leq \frac{0.9\sigma_w}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ viento}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$70.23 + (0.6)(30.5) \leq \frac{(0.9)(120)}{1.1}$$

$$85.53 \leq 98.18 \text{ N/mm}^2$$

Comb3: Esfuerzo de corte (Modo de ruptura: corte del núcleo)

$$\tau_{\text{viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \tau_{\text{temp}} \leq \frac{f_{cv}}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$0.0206 + (0.6)(0.0082) \leq \frac{0.11}{1.1}$$

$$0.0255 \leq 0.11 \text{ N/mm}^2$$

$$\tau_{temp} + \psi_{0 \text{ viento}} \tau_{viento} \leq \frac{f_{Cv}}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ viento}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$0.0082 + (0.6)(0.0206) \leq \frac{0.11}{1.1}$$

$$0.0206 \leq 0.11 \text{ N/mm}^2$$

Comb4: Esfuerzo compresión en apoyo (Modo ruptura: aplastamiento núcleo)

$$\sigma_{Cc \text{ viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \sigma_{Cc \text{ temp}} \leq \frac{0.71 f_{Cc}}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

NOTA: La reducción de la resistencia es debido a la interacción entre el momento flector y las reacciones de apoyo. Esto se comenta en la sección 2.3.2.3.

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$0.043 + (0.6)(0.0161) \leq \frac{(0.71)(0.10)}{1.1}$$

$$0.0510 \leq 0.0645 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{Cc \text{ temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \sigma_{Cc \text{ viento}} \leq \frac{0.71 f_{Cc}}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$0.0161 + (0.6)(0.0403) \leq \frac{(0.71)(0.10)}{1.1}$$

$$0.0409 \leq 0.0645 \text{ N/mm}^2$$

A.5.2.4. Desplazamientos.

Desplazamientos debido a la presión del viento (Tabla1)

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{w_D L^4 (0.26 + 2.6k + 2k^2)}{48B_S(1 + k)}$$

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{(0.50)(4000^4)[0.26 + 2.6(0.194) + 2(0.194)^2]}{48(188)(10^9)(1 + 0.194)}$$

$$w_{m\acute{a}x} = 9.98 \text{ mm}$$

Desplazamientos debido a la diferencia de temperatura en el invierno (Tabla1)

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{\theta L^2 (1.089 + 3.96k)}{32(1 + k)}$$

$$w_{m\acute{a}x} = \frac{(8.183)(10^{-6})(4000^2)[1.089 + (3.96)(0.194)]}{32(1 + 0.194)}$$

$$w_{m\acute{a}x} = 6.36 \text{ mm}$$

Combinaciones de desplazamientos.

Estas combinaciones están de acuerdo a la sección 2.4.3.2 y es usada la combinación frecuente para verificar los desplazamientos, de acuerdo con la ecuación (2.130):

$$\psi_{1 \text{ viento}} w_{\text{viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \psi_{1 \text{ temp}} w_{\text{temp}} \leq \frac{L}{100}$$

(Considerando al viento dominante)

Donde:

$$\psi_{1 \text{ viento}} = 0.75 \text{ (Tabla 4)}, \psi_{0 \text{ temp}} = 0.6 \text{ (Tabla 4)} \text{ y } \psi_{1 \text{ temp}} = 1.0 \text{ (Tabla 4)}$$

$$(0.75)(9.98) + (0.6)(1.0)(6.36) \leq \frac{4000}{100}$$

$$11.30 \leq 40 \text{ mm}$$

$$\psi_{1 \text{ temp}} w_{\text{temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \psi_{1 \text{ viento}} w_{\text{viento}} \leq \frac{L}{100}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde:

$$\psi_{1 \text{ temp}} = 1.0 \text{ (Tabla 4)}, \psi_{0 \text{ viento}} = 0.6 \text{ (Tabla 4)} \text{ y } \psi_{1 \text{ viento}} = 0.75 \text{ (Tabla 4)}$$

$$(1.0)(6.36) + (0.6)(0.75)(9.98) \leq \frac{4000}{100}$$

$$10.85 \leq 40 \text{ mm}$$

A.5.3. Caso de carga: Succión del viento + temperatura de verano.

Efecto de la diferencia de temperatura:

$$\theta = \frac{\alpha_{F2} T_2 - \alpha_{F1} T_1}{e} = \frac{(12)(10^{-6})(25 - 65)}{58.66} = -8.183 \times 10^{-6} / \text{mm}$$

A.5.3.1. Esfuerzos debido a la succión del viento.

De la tabla 1, calculamos el momento flector máximo:

$$M_S = -\frac{w_S L^2}{8(1+k)} = \frac{(-0.25)(4^2)}{8(1+0.194)} = -0.419 \text{ kNm/m}$$

Compresión (cara 1):

$$\sigma_{F1} = -\frac{M_S}{eA_{F1}} = -\frac{(0.419)(10^6)}{(58.66)(584)} = -12.23 \text{ N/mm}^2$$

Tracción (cara 2):

$$\sigma_{F2} = \frac{M_S}{eA_{F2}} = \frac{(0.419)(10^6)}{(58.66)(469)} = 15.23 \text{ N/mm}^2$$

Esfuerzos de corte. La cortante máxima la calculamos según la fórmula de la tabla 1:

$$V = \frac{w_S L}{2} \left[1 + \frac{1}{4(1+k)} \right] = \frac{(0.25)(4)}{2} \left[1 + \frac{1}{4(1+0.194)} \right] = 0.605 \text{ kN/m}$$

Esfuerzo de corte. Lo calculamos según la ecuación (2.4):

$$\tau_C = \frac{V}{A_{\text{núcleo}}} = \frac{(0.605)(10^3)}{(58.66)(1000)} = 0.0103 \text{ N/mm}^2$$

En el apoyo intermedio. Cálculo de la reacción máxima según la tabla 1:

$$F_2 = w_S L \left[1 + \frac{1}{4(1+k)} \right] = (-0.25)(4) \left[1 + \frac{1}{4(1+0.194)} \right] = -1.209 \text{ kN/m}$$

A.5.3.2. Esfuerzos debido a la diferencia de temperatura de verano.

De la tabla 1, calculamos el momento flector máximo:

$$M_S = -\frac{3B_S \theta}{2(1+k)} = \frac{3(188)(10^6)(-8.183)(10^{-6})}{2(1+0.194)} = 1933 \text{ kNm/m}$$

Compresión (cara 1):

$$\sigma_{F1} = -\frac{M_S}{eA_{F1}} = -\frac{(1933)(10^3)}{(58.66)(584)} = -56.43 \text{ N/mm}^2$$

Tracción (cara 2):

$$\sigma_{F2} = \frac{M_S}{eA_{F2}} = \frac{(1933)(10^3)}{(58.66)(469)} = 70.3 \text{ N/mm}^2$$

Esfuerzos de corte. La cortante máxima la calculamos según la fórmula de la tabla 1:

$$V = \frac{M_S}{L} = \frac{1933}{4000} = 0.483 \text{ kN/m}$$

Esfuerzo de corte. Lo calculamos según la ecuación (2.4):

$$\tau_C = \frac{V}{A_{\text{núcleo}}} = \frac{(0.483)(10^3)}{(58.66)(1000)} = 0.0082 \text{ N/mm}^2$$

En el apoyo intermedio. Cálculo de la reacción máxima según la tabla 1:

$$F_2 = \frac{2M_S}{L} = \frac{(2)(1933)}{4000} = 0.9665 \text{ kN/m}$$

A.5.3.3. Combinaciones de carga.

Comb1: Esfuerzo de compresión debido a la flexión (Modo ruptura: Arrugamiento de la cara)

$$\sigma_{F1 \text{ viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \sigma_{F1 \text{ temp}} \leq \frac{0.8\sigma_w}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

NOTA: La reducción de la resistencia es debido a la interacción entre el momento flector y las reacciones de apoyo negativas. Esto se comenta en la sección 2.3.2.4.

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$12.23 + (0.6)(56.43) \leq \frac{(0.8)(120)}{1.1}$$

$$46.0 \leq 87.27 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{F1 \text{ temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \sigma_{F1 \text{ viento}} \leq \frac{0.8\sigma_w}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ viento}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$56.43 + (0.6)(12.23) \leq \frac{(0.8)(120)}{1.1}$$

$$63.77 \leq 87.27 \text{ N/mm}^2$$

Comb2: Esfuerzo de tracción debido a la flexión (Modo ruptura: fluencia de cara)

$$\sigma_{F2 \text{ viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \sigma_{F2 \text{ temp}} \leq \frac{f_{ty}}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.0$ (Tabla 7)

$$15.23 + (0.6)(70.3) \leq \frac{320}{1.0}$$

$$57.41 \leq 320 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{F2 \text{ temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \sigma_{F2 \text{ viento}} \leq \frac{f_{ty}}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ viento}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.0$ (Tabla 7)

$$70.3 + (0.6)(15.23) \leq \frac{320}{1.0}$$

$$79.44 \leq 320 \text{ N/mm}^2$$

Comb3: Esfuerzo de corte (Modo de ruptura: corte del núcleo)

$$\tau_{\text{viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \tau_{\text{temp}} \leq \frac{f_{cv}}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ temp}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$0.0103 + (0.6)(0.0082) \leq \frac{0.11}{1.1}$$

$$0.0152 \leq 0.11 \text{ N/mm}^2$$

$$\tau_{\text{temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \tau_{\text{viento}} \leq \frac{f_{cv}}{\gamma_M}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde $\psi_{0 \text{ viento}} = 0.6$ (Tabla 4) y $\gamma_M = 1.1$ (Tabla 7)

$$0.0082 + (0.6)(0.0103) \leq \frac{0.11}{1.1}$$

$$0.01438 \leq 0.11 \text{ N/mm}^2$$

A.5.3.4. Desplazamientos.

Desplazamientos debido a la succión del viento (Tabla1)

$$w_{\text{máx}} = \frac{w_s L^4 (0.26 + 2.6k + 2k^2)}{48B_s(1+k)}$$

$$w_{\text{máx}} = \frac{(-0.25)(4000^4)[0.26 + 2.6(0.194) + 2(0.194)^2]}{48(188)(10^9)(1 + 0.194)}$$

$$w_{\text{máx}} = -4.99 \text{ mm}$$

Desplazamientos debido a la diferencia de temperatura en verano (Tabla1)

$$w_{\text{máx}} = \frac{\theta L^2 (1.089 + 3.96k)}{32(1+k)}$$

$$w_{\text{máx}} = \frac{(8.183)(10^{-6})(4000^2)[1.089 + (3.96)(0.194)]}{32(1 + 0.194)}$$

$$w_{m\acute{a}x} = 6.36 \text{ mm}$$

Combinaciones de desplazamientos.

$$\psi_{1 \text{ viento}} w_{\text{viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} \psi_{1 \text{ temp}} w_{\text{temp}} \leq \frac{L}{100}$$

(Considerando al viento dominante)

Donde:

$$\psi_{1 \text{ viento}} = 0.75 \text{ (Tabla 4)}, \psi_{0 \text{ temp}} = 0.6 \text{ (Tabla 4)} \text{ y } \psi_{1 \text{ temp}} = 1.0 \text{ (Tabla 4)}$$

$$(0.75)(4.99) + (0.6)(1.0)(6.36) \leq \frac{4000}{100}$$

$$7.56 \leq 40 \text{ mm}$$

$$\psi_{1 \text{ temp}} w_{\text{temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} \psi_{1 \text{ viento}} w_{\text{viento}} \leq \frac{L}{100}$$

(Considerando la temperatura dominante)

Donde:

$$\psi_{1 \text{ temp}} = 1.0 \text{ (Tabla 4)}, \psi_{0 \text{ viento}} = 0.6 \text{ (Tabla 4)} \text{ y } \psi_{1 \text{ viento}} = 0.75 \text{ (Tabla 4)}$$

$$(1.0)(6.36) + (0.6)(0.75)(4.99) \leq \frac{4000}{100}$$

$$8.61 \leq 40 \text{ mm}$$

A.5.3.5. Diseño de las fijaciones en los apoyos.

El cálculo de las fijaciones se realizará para el apoyo intermedio (crítica) en el caso de succión del viento y diferencia de temperatura en verano, que es el caso de ocurrencia de tracción en los tornillos.

$$F_{2 \text{ viento}} + \psi_{0 \text{ temp}} F_{2 \text{ temp}} \leq \frac{nF_u}{\gamma_M}$$

(Considerando al viento dominante)

$$\text{Donde } \psi_{0 \text{ temp}} = 0.6 \text{ (Tabla 4)} \text{ y } \gamma_M = 1.0 \text{ (Tabla 7)}$$

$$1.209 + (0.6)(0.9665) \leq \frac{(2)(1.95)}{1.0}$$

$$1.79 \leq 3.9 \text{ kN}$$

$$F_{2 \text{ temp}} + \psi_{0 \text{ viento}} F_{2 \text{ viento}} \leq \frac{nF_u}{\gamma_M}$$

(Considerando a la temperatura como dominante)

$$\text{Donde } \psi_{0 \text{ viento}} = 0.6 \text{ (Tabla 4)} \text{ y } \gamma_M = 1.0 \text{ (Tabla 7)}$$

$$0.9665 + (0.6)(1.209) \leq \frac{(2)(1.95)}{1.0}$$

$$1.692 \leq 3.9 \text{ kN}$$

A.6. Conclusión.

Se concluye que para el problema analizado, el modo de ruptura crítico fue el de arrugamiento de la cara 2 en el apoyo intermedio en el estado límite de servicio (SLS) para el caso de carga: Presión del viento + Temperatura de invierno