

**UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA
FACULTAD DE INGENIERIA CIVIL**



**DISEÑO A FLEXIÓN DE SECCIONES H SOLDADAS CON ALMAS
ESBELTAS O NO COMPACTAS SOLICITADAS A FLEXIÓN EN SU
EJE PRINCIPAL**

INFORME DE SUFICIENCIA

Para optar el Título Profesional de:

INGENIERO CIVIL

GIAN CARLO MUÑOZ ANTICONA

Lima- Perú

2015

INDICE

RESUMEN	3
LISTA DE TABLAS	4
LISTA DE FIGURAS	5
LISTA DE SÍMBOLOS Y DE SIGLAS	7
INTRODUCCIÓN	9
CAPÍTULO I: REQUERIMIENTOS DE DISEÑO	11
1.1 ACERO ESTRUCTURAL.....	11
1.2 DISPOSICIONES GENERALES.....	12
1.3 CARGAS Y COMBINACIONES DE CARGAS.....	13
1.4 BASES DE DISEÑO.....	14
1.5 RESISTENCIA REQUERIDA.....	15
1.6 ESTADOS LIMITE.....	15
1.7 DISEÑO POR RESISTENCIA USANDO EL MÉTODO LRFD.....	16
1.8 CLASIFICACIÓN DE LAS SECCIONES SEGÚN PANDEO LOCAL.....	17
1.9 CAPACIDAD RESISTENTE A FLEXIÓN.....	19
CAPÍTULO II: ELEMENTOS DE SECCIÓN H CON ALMAS COMPACTAS O NO COMPACTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE PRINCIPAL	22
2.1 FLUENCIA DEL ALA EN COMPRESIÓN.....	22
2.2 PANDEO LATERAL TORSIONAL.....	22
2.3 PANDEO LOCAL DEL ALA EN COMPRESIÓN.....	25
2.4 FLUENCIA DEL ALA EN TRACCIÓN.....	26
2.5 COMENTARIOS MIEMBROS DE SECCIÓN H CON ALMAS COMPACTAS O NO COMPACTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE MAYOR.....	27
2.6 MAPA DE FLUJO SECCIÓN F4 AISC 360-10.....	30

CAPÍTULO III: ELEMENTOS DE SECCIÓN H CON DOBLE Y SIMPLE SIMETRIA CON ALMAS ESBELTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE PRINCIPAL.....	31
3.1 FLUENCIA DEL ALA EN COMPRESIÓN.....	31
3.2 PANDEO LATERAL TORSIONAL.....	31
3.3 PANDEO LOCAL DEL ALA EN COMPRESIÓN.....	32
3.4 FLUENCIA DEL ALA EN TRACCIÓN.....	33
3.5 COMENTARIOS MIEMBROS DE SECCIÓN H CON DOBLE Y SIMPLE SIMETRIA CON ALMAS ESBELTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE MAYOR.....	33
3.6 MAPA DE FLUJO SECCIÓN F5 AISC 360-10.....	34
CAPÍTULO IV: EJEMPLO DE APLICACIÓN.....	35
4.1 CONSIDERACIONES DE DISEÑO.....	35
4.2 ANÁLISIS DE CARGAS.....	36
4.3 COMBINACIONES DE CARGA.....	38
4.4 ANÁLISIS ESTRUCTURAL.....	39
4.5 EJEMPLO DE DISEÑO A FLEXIÓN DE SECCIÓN H SOLDADA CON ALMA NO COMPACTA FLECTADO EN TORNO A SU EJE PRINCIPAL.....	40
4.6 EJEMPLO DE DISEÑO A FLEXIÓN DE SECCIÓN H SOLDADA CON ALMA ESBELTA FLECTADO EN TORNO A SU EJE PRINCIPAL.....	46
CAPÍTULO V: CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	52
5.1 CONCLUSIONES.....	52
5.2 RECOMENDACIONES.....	53
BIBLIOGRAFIA.....	54
ANEXOS.....	55

RESUMEN

El presente Informe de Suficiencia está basado en las Especificaciones del Instituto Americano de la Construcción en Acero (AISC) y el manual LRFD ; lo cual se enfoca principalmente al diseño de vigas a flexión de perfiles H soldados con almas no-compactas y esbeltas. Se desarrolla las ecuaciones de la sección F4 y F5 permitiendo al usuario obtener herramientas para el diseño de perfiles H soldados.

Se plantean dos ejemplos de vigas de acero obteniendo su capacidad resistente a flexión para cargas uniformes y se comparan los resultados con los del software ETABS versión 9.2.

Las diversas ecuaciones indicadas y empleadas en los ejemplos de aplicación, se han traducido al sistema métrico decimal. Las dimensiones y valores de resistencia se tomaron de acuerdo a las empleadas en nuestro país; a fin de facilitar su aplicación y entendimiento. Se incluye suficiente teoría para una mayor información y comprensión, así como también diagramas de flujo para que se pueda entender aún más el proceso del diseño.

LISTA DE TABLAS

Tabla N° 1.01.	Razones Ancho - Espesor: Elementos en Compresión de Miembros en Flexión. (Tabla B4.1b AISC 360-10).....	18
Tabla N° 1.02.	Tabla de Selección para la Aplicación de las Secciones del Capitulo F. (Tabla Notas F1.1 AISC 360-10).....	21

LISTA DE FIGURAS

Figura N° 1.01. Límite de Fluencia-Elongación para varios grados de Acero Estructural.....	11
Figura N° 1.02. Resistencia de Flexión Nominal como función de la Razón ancho/espesor de Perfiles H Laminados.....	12
Figura N° 1.03. Intervalos de comportamiento de una viga simplemente apoyada.....	16
Figura N° 1.04. Capacidad Resistente a Flexión.....	20
Figura N° 1.05. Comportamiento Supuesto de una Viga Elástica en Flexión.....	20
Figura N° 2.06. Distribución de las tensiones elásticas y plásticas.....	27
Figura N° 2.07. Mapa de Flujo para Elementos de Sección H con Alma Compacta o No Compacta, Solicitados por Flexión Alrededor de su Eje Mayor.....	30
Figura N° 3.08. Mapa de Flujo para Miembros de Sección H con Simetría Doble o Simple, con Alma Esbelta Solicitados por Flexión Alrededor de su Eje Mayor.....	34
Figura N° 4.09. Modelo Estructura Metálica Centro de Distribución TOTTUS en Plataforma TEKLA STRUCTURES.....	35
Figura N° 4.10. Aplicación de la Carga Muerta al Sistema Estructural.....	36
Figura N° 4.11. Aplicación de la Carga Viva al Sistema Estructural.....	37
Figura N° 4.12. Aplicación de la Carga de Viento Caso 1 al Sistema Estructural.....	37
Figura N° 4.13. Aplicación de la Carga de Viento Caso 2 al Sistema Estructural.....	38
Figura N° 4.14. Espectro de Pseudo-Aceleraciones en Ambas Direcciones de la Estructura. Eje "X" Periodo (s) Eje "Y" Aceleración Espectral (m/s ²).....	38
Figura N° 4.15. Diagrama de Momentos Flectores Alrededor del Eje X-X Modelo Tri-Dimensional Plataforma ETABS Versión 9.2.....	39

Figura N° 4.16. Diagrama de Momentos Flectores Alrededor del Eje X- X Ejemplos de Aplicación Plataforma ETABS Versión 9.2.....	39
Figura N° 4.17. Resultados Diseño Estructural Viga Soldada con Alma No-Compacta Mediante Software ETABS Versión 9.2.....	45
Figura N° 4.18. Resultados Diseño Estructural Viga Soldada con Alma Esbelta Mediante Software ETABS Versión 9.2.....	51

LISTA DE SÍMBOLOS Y DE SIGLAS

A_{fc}	Área del ala en compresión, cm^2
C_b	Factor de modificación del pandeo lateral torsional para diagramas de momento no uniformes
E	Modulo de elasticidad del acero = 2100000 kg/cm^2
F_{cr}	Tensión crítica, kg/cm^2
F_L	Tensión calculada según la resistencia por flexión nominal calculada, kg/cm^2
F_y	Tensión mínima de fluencia especificado para el tipo de acero empleado, kg/cm^2 . Se usa en esta especificación "tensión de fluencia" ya sea como el punto de fluencia mínimo especificado (para aquellos aceros que tienen un punto de fluencia) o ya sea fluencia especificada (para aquellos que no tienen una fluencia especificada)
I_y	Momentos de inercia respecto a los ejes principales, cm^4
I_{yc}	Momento de inercia sobre el eje y referido al ala en compresión, cm^4
J	Constante torsional, cm^4
L_b	Longitud entre los puntos que ya estén arriostrados contra el desplazamiento lateral del ala comprimida o atiesados contra el giro de la sección transversal, cm
L_p	Longitud limite sin arriostramiento lateral para el estado límite de fluencia, cm
L_r	Longitud limite sin arriostramiento lateral para el estado límite de pandeo flexo-torsional inelástico, cm
M_n	Resistencia nominal a flexión, $\text{kg} \cdot \text{m}$
M_p	Momento de flexión plástico, $\text{kg} \cdot \text{m}$
M_{yc}	Momento de fluencia en el ala en compresión, $\text{kg} \cdot \text{m}$
M_{yt}	Momento de fluencia de la fibra extrema en el ala de compresión, $\text{kg} \cdot \text{m}$
R_{pc}	Factor de plastificación del alma
R_{pg}	Factor de reducción de resistencia en flexión
R_{pt}	Factor de plastificación del alma correspondiente al estado límite de fluencia del ala en tracción
S_{xc}	Modulo elástico de la Sección referido al Ala comprimida, cm^3

S_{xt}	Modulo elástico de la Sección referido al Ala traccionada, cm^3
Z_x	Modulo plástico de la Sección en torno al eje x, cm^3
b_{fc}	Ancho de ala en compresión, mm ó mm
a_w	Cociente entre dos veces el área del alma en compresión debido solamente a la aplicación de un momento flector en el eje mayor y el área de las alas en compresión
d	Profundidad Nominal total de la Sección, cm
h	Ancho del elemento atiesado en compresión, cm ó mm
h_c	Dos veces las distancia desde el centroide a uno de los siguientes: la cara interna del ala en compresión menos el filete o radio de esquina, en secciones laminadas o a la línea de pernos más cercana al ala comprimida o las caras internas del ala comprimida cuando se utiliza soldadura, para Secciones armadas, cm
h_p	Dos veces las distancia desde el eje neutro plástico a la línea de pernos más cercana al ala comprimida o la cara interna del ala comprimida cuando se utiliza soldadura, mm
h_o	Distancia entre los centroides de las alas, mm
k_c	Coficiente para elementos esbeltos no atiesados
r_t	Radio de giro de los componentes de ala en compresión por flexión más un tercio del área de alma en compresión debido solo a la aplicación de un momento flexionante en el eje mayor
t_{fc}	Espesor del ala comprimida, cm ó mm
t_w	Espesor de alma, cm ó mm
λ	Parámetro de esbeltez
λ_{pf}	Parámetro limitante de esbeltez para ala compacta
λ_{pw}	Parámetro limitante de esbeltez para alma compacta
λ_{rf}	Parámetro limitante de esbeltez para ala no compacta
λ_{rw}	Parámetro limitante de esbeltez para alma no compacta

INTRODUCCIÓN

El capítulo F de las Especificaciones del AISC LRFD 2010 se aplica a elementos solicitados a flexión simple en torno de un eje principal de la sección transversal. La sección F2 entrega las disposiciones para la resistencia en flexión de elementos compactos de sección H con doble simetría. Para la mayoría de los ingenieros, las disposiciones de esa sección serán suficientes para desarrollar los diseños habituales. Las demás secciones del capítulo F consideran casos que se presentan con menor frecuencia a los ingenieros estructurales. Debido a que existen muchos casos, la Tabla F1.1 de estas especificaciones ha sido incluida como un mapa de navegación a través de todos los casos considerados en el capítulo F. La cobertura de este capítulo es extensa y hay muchas ecuaciones bastante complejas. Sin embargo, se hace mención que para la mayoría de los diseños, el ingeniero rara vez, necesita ir más allá de la sección F2.

En general el capítulo F menciona que, la resistencia nominal en flexión más probable es el momento plástico, $M_n = M_p$. Es importante tener presente que el uso de este valor en el diseño representa un aprovechamiento óptimo del acero. Para poder utilizar M_p la sección de la viga debe ser compacta y el elemento debe estar arriostrado. La sección F3 es un complemento de la sección F2 para el caso cuando el ala de la sección es no compacta o esbelta.

Las disposiciones de la sección F4 son aplicables a vigas H con doble simetría y con alma no compacta y para elementos tipo H con simetría simple con almas compactas o no compactas. Esta sección abarca esencialmente vigas soldadas de sección H cuyas almas no son esbeltas. Las alas pueden ser compactas, no compactas o esbeltas. Se consideran cuatro estados límite: (a) fluencia del ala en compresión; (b) pandeo lateral-torsional de la sección (LTB); (c) pandeo local del ala (FLB); y (d) fluencia del ala en tracción (TFY). El efecto del pandeo inelástico del alma se toma indirectamente al multiplicar el momento que causa la fluencia en el ala en compresión por el factor R_{pc} y el momento que causa la fluencia en el ala en tracción por el factor R_{pt} . Estos dos factores pueden variar desde la unidad hasta un máximo de 1.6. Conservadoramente, estos pueden suponerse iguales a 1.0.

La sección siguiente, F5, considera secciones H con alma esbelta. Esta sección aplica para vigas fabricadas con planchas soldadas de sección H con doble y simple simetría y con almas esbeltas. Los estados límite aplicables son: fluencia del ala en compresión, pandeo lateral-torsional de la sección, pandeo local del ala en compresión y fluencia del ala en tracción.

CAPÍTULO I: REQUERIMIENTOS DE DISEÑO

1.1 ACERO ESTRUCTURAL

Hay una variedad de grados de acero disponibles en el mercado y es fundamental para la elección, que el acero cumpla con los requerimientos de los estados límite de falla y los estados límite de servicio. Al mismo tiempo, también es importante tener en cuenta la fabricación y los requisitos para la compra del material y las aplicaciones de campo.

El grado del acero usado en los cálculos numéricos del presente informe, cubren las especificaciones ASTM A572 Gr. 50. El acero ASTM A572 Gr. 50 es una Especificación Normalizada para Acero Estructural de Alta Resistencia de Baja Aleación de Columbio-Vanadio. Las características son su alta resistencia, buen manejo y facilidad de soldado a precios moderados.

Debe mencionarse que la tendencia actual y futura es utilizar aceros de resistencia más elevada que los que se empleaban en el pasado; el acero estructural básico, el ASTM A36, con límite de fluencia de 2,530 kg/cm² (36 ksi, 250 MPa), está siendo sustituido por el acero ASTM A572 grado 50, con esfuerzo de fluencia de $F_y = 3,515 \text{ kg/cm}^2$ (50 ksi, 345 Mpa).

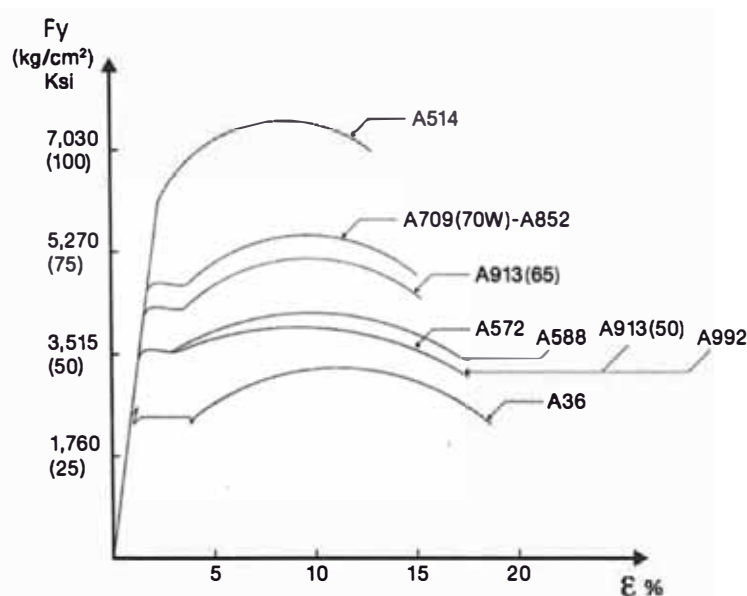


Figura N° 1.01. Límite de Fluencia – Elongación para varios grados de Acero Estructural.

1.2 DISPOSICIONES GENERALES

La resistencia nominal en flexión más probable es el momento plástico, $M_n = M_p$. Para poder utilizar M_p la sección de la viga debe ser compacta y el miembro debe estar arriostrado lateralmente. La compactidad depende de la razón ancho/espesor de las planchas que conforman el ala y el alma, tal como se define en Sección B4 de la Normativa Americana. Cuando no se cumplen estas condiciones, la resistencia nominal de flexión disminuye. Todas las secciones en el Capítulo F tratan esta reducción de la misma forma. Para vigas arriostradas lateralmente, la región de momento plástico se extiende sobre el rango de razones ancho/espesor de plancha, λ hasta el valor de λ_p . Esta es la condición compacta. Más allá de este límite el momento nominal disminuye linealmente hasta que λ alcanza λ_r . Este es el rango donde la sección es no compacta. Más allá de λ_r , la sección posee elementos esbeltos.

La Figura 2 ilustra estos tres rangos en el caso de un miembro laminado de ala ancha H para el estado límite de pandeo local.

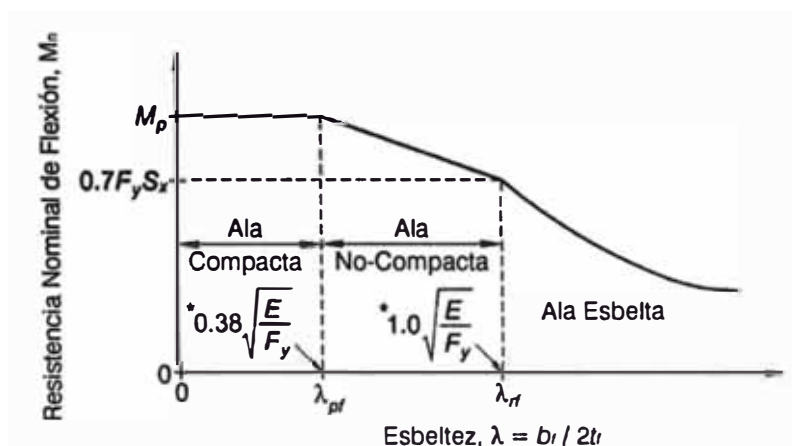


Figura N° 1.02. Resistencia de Flexión Nominal como función de la Razón ancho/espesor de Perfiles H Laminados (Según Tabla B4.1 AISC 360-10).

Kirby y Nethercot (1979) presentan una ecuación que aplica para varias formas de diagramas de momento dentro del segmento no arriostrado. Su ecuación original ha sido ligeramente ajustada para resultar en la Ecuación F1-1 de la especificación AISC 360-10:

$$C_b = \frac{12.5M_{m\acute{a}x}}{2.5M_{m\acute{a}x} + 3M_A + 4M_B + 3M_C}$$

El factor de modificación por pandeo lateral-torsional dado en la ecuación anterior es aplicable para secciones doblemente simétricas y debe de ser modificado para ser empleado en secciones con simetría simple.

1.3 CARGAS Y COMBINACIONES DE CARGA

El código peruano clasifica las cargas en muertas, vivas, sismo, viento, nieve, etc. La carga última de diseño o efectos máximos últimos que intervienen en los estados límites es la suma de las diversas cargas actuantes en la estructura, afectadas por un factor de amplificación. Este factor de amplificación pretende mostrar la probabilidad que existe de que la carga estimada sea superada en la realidad. Las cargas nominales serán aquellas estipuladas en la norma técnica de edificación E.020 "Cargas" y las combinaciones de cargas serán definidas por la norma técnica de edificación E.090 "Estructuras Metálicas".

Las combinaciones de cargas están basadas en una modelación probabilística moderna de las cargas y una investigación exhaustiva de las confiabilidades inherentes a las prácticas de diseño tradicional. Estas combinaciones de cargas utilizan un "formato acción principal-acción acompañante", el cual está basado en la noción que el máximo efecto combinado de las cargas ocurre cuando una de las cargas que varían en el tiempo alcanza su máximo valor (acción principal) mientras las otras cargas variables en el tiempo, alcanzan un valor en un instante cualquiera arbitrario (acciones acompañantes).

La carga muerta, considerada una acción permanente es la misma para todas las combinaciones en las cuales los efectos de las cargas son aditivos. Investigaciones han demostrado que esta metodología de análisis de estructuras mediante combinaciones de cargas es consistente con la forma en que las cargas se combinan en los miembros y sistemas estructurales en los cuales los estados límite resistentes pueden ser determinados.

Los factores de cargas reflejan incertidumbres en la magnitud de las cargas individuales y para efectos de análisis las cargas se transforman en los efectos de las cargas. Las cargas nominales son sustancialmente mayores de los valores que alcanzan en un instante cualquiera arbitrario. La carga viva nominal, viento y nieve han estado asociadas históricamente con periodos de retorno medios de 50 años.

1.4 BASES DE DISEÑO

El Diseño se realizara de acuerdo con las disposiciones del método Diseño en Base a Factores de Carga y Resistencia (LRFD). En esta metodología se denomina "estado límite" aquella condición de la estructura en la cual cesa de cumplir su función.

Lo que se pretende, entonces, es conseguir que la estructura no sobrepase los estados límites mencionados, pero como es imposible conseguir riesgo cero en la práctica, el diseñador se debe conformar con una probabilidad adecuada. Para poder conseguirla se debe basar en métodos estadísticos, que se denominan "Métodos de Confiabilidad de momentos de primer orden-segundo orden" para no sobrepasar la resistencia de los elementos, que es lo que más preocupa al diseñador. Aceptando los criterios de base estadística en los que se basa este nuevo método, se puede expresar el requerimiento de seguridad estructural como sigue:

$$\phi R_n \geq \sum \lambda_i Q_i$$

La parte izquierda de la inequación representa la resistencia del componente o sistema, y la parte derecha representa la carga máxima esperada. La resistencia nominal R_n es reducida por un factor menor que la unidad ϕ (factor de resistencia) para obtener la "Resistencia de Diseño". Al otro lado de la inequación, las cargas son amplificadas por sus respectivos factores de mayoración λ_i para tener las cargas factorizadas.

1.5 RESISTENCIA REQUERIDA

La resistencia requerida de los miembros estructurales será determinada mediante análisis estructural para las combinaciones de carga que corresponda. Se acepta realizar el diseño mediante análisis elástico, inelástico o plástico. Generalmente, el diseño se realiza mediante un análisis elástico. Para nuestro caso el ETABS, software auxiliar usado tanto para el análisis como diseño estructural, realizará el análisis elástico lineal de la estructura.

1.6 ESTADOS LÍMITE

Un estado límite es una condición en la cual el sistema estructural o sus componentes no cumplen con el propósito de diseño, (estado límite de servicio), o han alcanzado su capacidad última de soporte de carga (estado límite de resistencia). Los estados límites pueden ser determinados por requisitos funcionales, tal como la deriva o máximo desplazamiento lateral relativo; ellos pueden estar relacionados al comportamiento estructural, tales como la formación de rotulas plásticas o mecanismos; o bien ellos pueden representar el colapso de toda la estructura o parte de ella, tal como inestabilidad o ruptura.

Las disposiciones de diseño aseguran que la probabilidad de exceder un estado límite resulta aceptablemente pequeña, cuando se aplica las combinaciones con los factores de carga, resistencia o factores de seguridad, con las cargas y resistencias nominales consistentes con las hipótesis de diseño.

Los estados límites resistentes varían de miembro en miembro y varios estados límites pueden aplicarse a un miembro dado. Los siguientes estados límites resistentes son los más comunes: fluencia, pandeo y ruptura.

Dependiendo de cuando ocurre la inestabilidad durante la aplicación de la carga sobre la viga, se tienen tres posibles tipos de comportamiento en los que se puede presentar falla así: Falla en el intervalo elástico, intervalo inelástico e intervalo plástico.

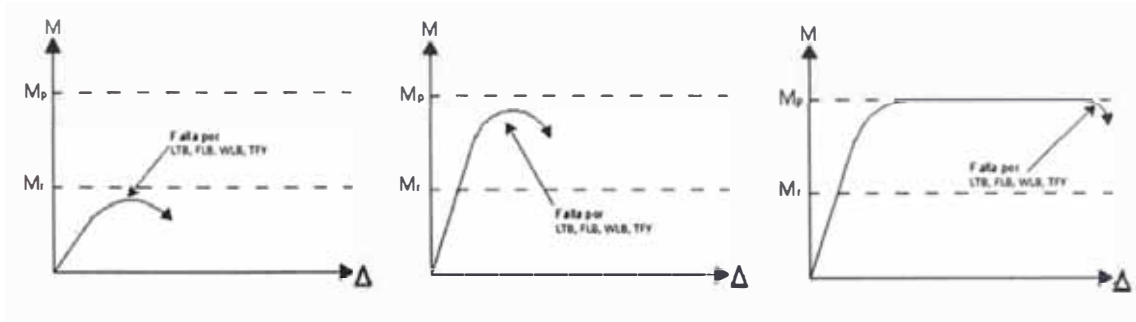


Figura N° 1.03. Intervalos de comportamiento de una viga simplemente apoyada.

Falla en el Intervalo Elástico: La falla por inestabilidad ocurre antes de que el elemento alcance su momento M_r , (momento a la primera fluencia, esfuerzos residuales). La viga es elástica cuando el pandeo ocurre y la viga falla esencialmente sin ductilidad.

Falla en el Intervalo Inelástico: La inestabilidad se presenta a un momento entre M_r y M_p . La viga es inelástica al presentarse pandeo, pero la falla muestra poca o ninguna ductilidad.

Falla en el Intervalo Plástico: La falla por inestabilidad ocurre después de que la viga alcanza su momento plástico, M_p y mantiene esta resistencia para deformaciones inelásticas grandes. Las vigas que fallan en este intervalo de comportamiento exhiben una ductilidad grande.

1.7 DISEÑO POR RESISTENCIA USANDO EL MÉTODO LRFD

El diseño por resistencia, presenta la ventaja que el factor de seguridad de los elementos analizados puede ser determinado. La norma peruana de estructuras metálicas E.090 introduce el factor de seguridad en el diseño a través de dos mecanismos. Estos son: amplificación de las cargas de servicio y reducción de la resistencia teórica de la pieza o reducción de la capacidad, como lo hace la metodología AISC-LRFD antes mencionada.

El diseño de acuerdo con las disposiciones de Diseño en Base a Factores de Carga y Resistencia (LRFD) satisface los requisitos cuando la resistencia de

diseño de cada componente estructural es mayor o igual a la resistencia requerida determinada de acuerdo con las combinaciones de carga LRFD.

El diseño se realizara de acuerdo con la ecuación:

$$R_u \leq \phi R_n$$

Donde:

R_u = Resistencia Requerida (LRFD)

R_n = Resistencia Nominal.

ϕ = Factor de Resistencia.

ϕR_n = Resistencia de Diseño.

El diseño por resistencia mediante LRFD se realiza de acuerdo con la ecuación B3-1 de las especificaciones del AISC, R_u representa la resistencia requerida determinada mediante análisis estructural basado en las cargas estipuladas en la norma E.020, mientras el lado derecho, ϕR_n representa la resistencia límite estructural, o resistencia de diseño, proporcionada por el miembro.

En las especificaciones del AISC, el factor de resistencia ϕ es menor o igual que 1, toma en cuenta imprecisiones de la teoría y variaciones en las propiedades mecánicas y dimensiones de los miembros.

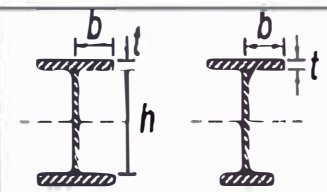
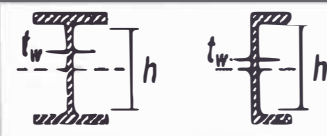
Las disposiciones LRFD están basadas en: (1) modelos probabilísticos de cargas y resistencias, (2) una calibración de las disposiciones LRFD respecto de la especificación ASD 1978 para algunos miembros seleccionados; y (3) la evaluación de las disposiciones resultantes mediante el juicio y la experiencia pasada, complementada con estudios comparativos de estructuras representativas realizados por oficinas de diseño.

1.8 CLASIFICACIÓN DE LAS SECCIONES SEGÚN PANDEO LOCAL

Para flexión, las secciones se clasifican como compactas, no compactas y esbeltas. Para que una sección califique como compacta, sus alas deben de estar continuamente conectadas al alma y la razón ancho-espesor de sus elementos comprimidos no debe de exceder la razón ancho-espesor λ_p de la

tabla B4.1b de las especificaciones del AISC. Si la razón ancho espesor de uno o más de uno de los elementos comprimidos excede λ_p , pero no supera λ_r de la tabla B4.1b, la sección se denomina no compacta. Si la razón ancho-espesor de cualquier elemento comprimido excede λ_r , la sección califica como esbelta.

Tabla N° 1.01. Razones Ancho-Espesor: Elementos en Compresión de Miembros en Flexión. (Tabla B4.1b AISC 360-10)

Descripción del elemento	Razón Ancho-Espesor	Razones Ancho-Espesor Limite		Ejemplos
		λ_p (compacta-no compacta)	λ_r (esbelto-no esbelto)	
Alas de secciones H soldadas con doble y simple simetría	b/t	$0.38 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$	$0.95 \sqrt{\frac{K_c E}{F_L}}$	
Almas de secciones H simétricas y canales	h/t_w	$3.76 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$	$5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$	

Secciones transversales con una razón ancho-espesor mayor a las entregadas en Tabla B4.1 están sujetas al estado límite de pandeo local.

Para la edición 2010 de las especificaciones AISC, la Tabla B4.1 ha sido separada en dos partes: B4.1a para elementos en compresión y B4.1b para elementos en flexión. La separación de la Tabla B4.1 en dos partes refleja el hecho que los elementos en compresión son caracterizados únicamente como esbeltos o no esbeltos, mientras los elementos en flexión pueden ser esbeltos, no compactos o compactos. Además, la separación de la Tabla B4.1 en dos partes clarifica las ambigüedades en λ_r .

La razón de ancho-espesor λ_r puede ser diferente para columnas y vigas, incluso para el mismo elemento en una sección transversal, reflejando tanto el estado de esfuerzos no descrito de los elementos conectados, como las distintas metodologías de diseño entre columnas.

Miembros en flexión que contengan elementos planos en compresión, todos con una razón ancho-espesor menor o igual a λ_p contenido en Tabla B4.1b son designados como compactos. Las secciones compactas son capaces de desarrollar una distribución de tensiones completamente plástica antes del inicio del pandeo local. Miembros en flexión que contengan cualquier elemento en compresión con una razón ancho-espesor mayor a λ_p pero aun con todos sus elementos en compresión con una razón ancho-espesor menor o igual a λ_r , son designadas como no compactas. Las secciones no compactas pueden desarrollar fluencia parcial de los elementos comprimidos antes que ocurra el pandeo local, pero no son aptas para resistir pandeo local inelástico a los niveles de deformación necesarios para formar una distribución plástica de tensiones en toda la sección.

Los miembros en flexión que contengan cualquier elemento en compresión con una razón ancho-espesor mayor que λ_r son designadas como esbeltas. Las secciones formadas por elementos esbeltos poseen uno o más elementos comprimidos que pandean elásticamente antes de alcanzar el límite de fluencia en la sección. Las secciones con elementos no compactos y esbeltos son sujetos a reducciones por pandeo local del ala y/o a pandeo local del alma según se detalla en Capítulo F y se resume en la Tabla de Nota de Usuario F1.1.

1.9 CAPACIDAD RESISTENTE A FLEXIÓN

La resistencia a flexión de perfiles es una función de la longitud no soportada conocida como L_b . Si ésta es menor que el parámetro L_p , se considera que la viga cuenta con un soporte lateral total y por lo tanto su capacidad resistente a flexión es el momento plástico M_p . Cuando la longitud del elemento es mayor a L_p la resistencia en flexión disminuye por efecto de pandeo lateral inelástico o pandeo lateral elástico. Si L_b es mayor que L_p pero menor o igual al parámetro L_r , se trata de un pandeo lateral torsional (PLT) inelástico. Cuando L_b es mayor que L_r la resistencia del perfil se basa en el pandeo lateral torsional elástico.

La resistencia de diseño en flexión depende de las longitudes L_b , L_p y L_r , de la forma de la sección transversal del perfil y de la dirección en que esté aplicada la carga.

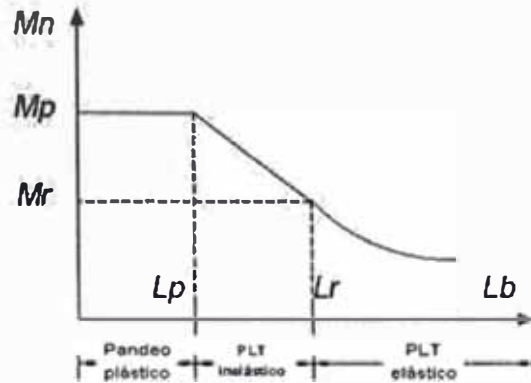


Figura N° 1.04. Capacidad Resistente a Flexión

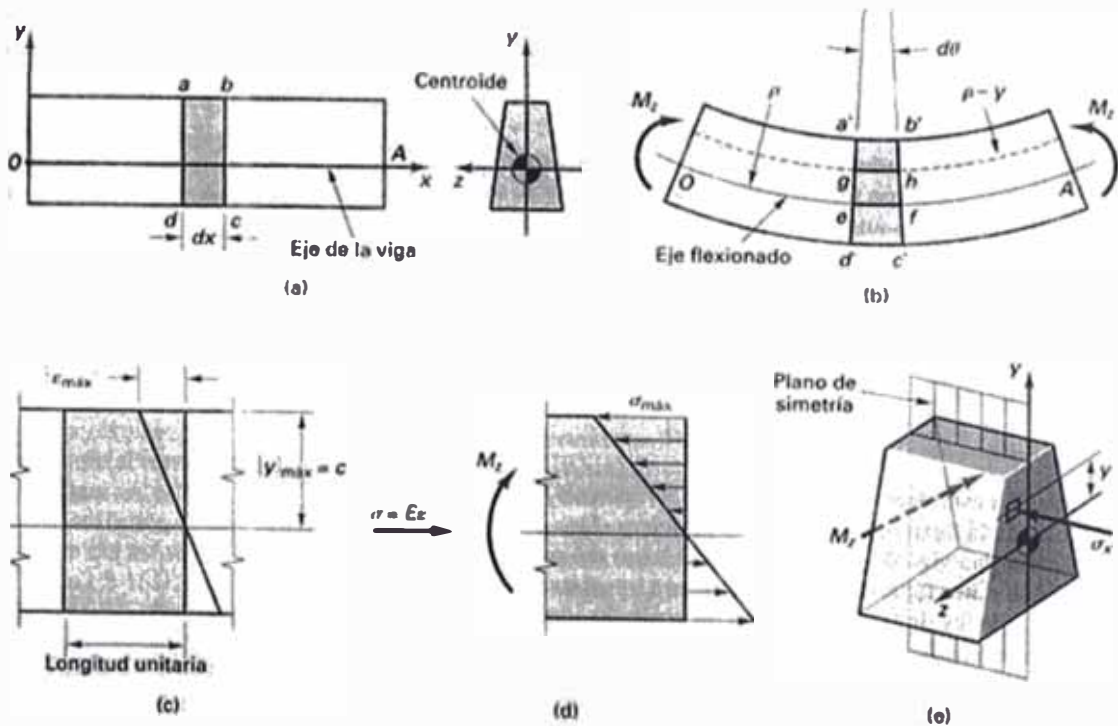


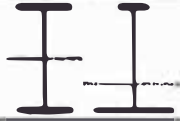









Figura N° 1.05. Comportamiento Supuesto de una Viga Elástica en Flexión
(Programa ILAFA de Apoyo a la Enseñanza de la Construcción en Acero)

La resistencia nominal M_n se multiplica por un factor de resistencia ϕ , y la resistencia de diseño así obtenida debe ser igual o mayor que la resistencia requerida por el diseño, determinada mediante un análisis de la estructura para las combinaciones de cargas LRFD apropiadas, especificadas en el código de edificación aplicable.

Tabla N° 1.02. Tabla de Selección para la Aplicación de las Secciones del Capítulo F. (Tabla Notas F1.1 AISC 360-10)

Sección en Capítulo F	Sección	Esbeltez Alta	Esbeltez Alma	Estados Límites
F2		C	C	Y, LTB
F3		NC, S	C	LTB, FLB
F4		C, NC, S	C, NC	Y, LTB, LLB, TFY
F5		C, NC, S	S	Y, LTB, LLB, TFY
F6		C, NC, S	N/A	Y, LTB
F7		C, NC, S	C, NC	Y, LTB, LLB
F8		N/A	N/A	Y, LTB
F9		C, NC, S	N/A	Y, LTB, LLB
F10		N/A	N/A	Y, LTB, LLB
F11		N/A	N/A	Y, LTB
F12	Perfiles asimétricos diferentes de ángulos simples	N/A	N/A	Todos

Y = fluencia, LTB = pandeo lateral-torsional, FLB = pandeo local ala, WLB = pandeo local alma, TFY = fluencia a la tracción, LLB = pandeo local ala, LB = pandeo local, C = compacto, NC = no-compacto, S = esbelto

CAPÍTULO II: MIEMBROS DE SECCIÓN H CON ALMAS COMPACTAS O NO COMPACTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE MAYOR

Esta sección aplica para: (a) miembros de sección H de simetría doble flectados en torno a su eje mayor con almas no compactas; y (b) miembros de sección H de simetría simple cuyas almas están conectadas a la mitad del ancho de alas, se encuentran flectados en torno a su eje mayor, y presentan almas compactas o no compactas, como se define en Sección B4.1 para flexión.

La resistencia de flexión nominal, M_n , debe ser el menor valor obtenido de acuerdo con los estados límites de fluencia del ala en compresión, pandeo lateral-torsional, pandeo local del ala en compresión, y fluencia del ala en tracción.

2.1 FLUENCIA DEL ALA EN COMPRESIÓN

$$M_n = R_{pc}M_{yc} = R_{pc}F_yS_{xc}$$

Donde:

M_{yc} = Momento de Fluencia en el Ala en Compresión, T-m.

R_{pc} = Factor de Plastificación del Alma.

S_{xc} = Modulo Elástico de la Sección Referido al Ala Comprimida, cm^3 .

2.2 PANDEO LATERAL-TORSIONAL

(a) Cuando $L_b \leq L_p$, no aplica el estado límite de pandeo lateral-torsional

(b) Cuando $L_p < L_b \leq L_r$

$$M_n = C_b \left[R_{pc}M_{yc} - (R_{pc}M_{yc} - F_L S_{xc}) \left(\frac{L_b - L_p}{L_r - L_p} \right) \right] \leq R_{pc}M_{yc}$$

(c) Cuando $L_b > L_r$

$$M_n = F_{cr}S_{xc} \leq R_{pc}M_{yc}$$

Donde:

$$M_{yc} = F_y S_{xc}$$

$$F_{cr} = \frac{C_b \pi^2 E}{\left(\frac{L_b}{r_t}\right)^2} \sqrt{1 + 0.078 \frac{J}{S_{xc} h_o} \left(\frac{L_b}{r_t}\right)^2}$$

Para $\frac{I_{yc}}{I_y} \leq 0.23$, J debe tomarse como cero.

Donde:

I_{yc} = Momento de Inercia del ala en Compresión sobre el eje y, cm⁴.

La tensión F_L debe ser determinada como sigue:

(i) Cuando $\frac{S_{xt}}{S_{xc}} \geq 0.7$

$$F_L = 0.7 F_y$$

(ii) Cuando $\frac{S_{xt}}{S_{xc}} < 0.7$

$$F_L = F_y \frac{S_{xt}}{S_{xc}} \geq 0.5 F_y$$

La longitud no arriostrada para el estado límite de fluencia, L_p , debe ser determinada como:

$$L_p = 1.1 r_t \sqrt{\frac{E}{F_y}}$$

La longitud no arriostrada para el estado límite de pandeo inelástico lateral-torsional, L_r , debe ser determinada como:

$$L_r = 1.95 r_t \frac{E}{F_L} \sqrt{\frac{J}{S_{xc} h_o} + \sqrt{\left(\frac{J}{S_{xc} h_o}\right)^2 + 6.76 \left(\frac{F_L}{E}\right)^2}}$$

El factor de plastificación del alma, R_{pc} , debe ser determinado como:

(i) Cuando $I_{yc}/I_y \geq 0.23$

(a) Cuando $\frac{h_c}{t_w} \leq \lambda_{pw}$

$$R_{pc} = \frac{M_p}{M_{yc}}$$

(b) Cuando $\frac{h_c}{t_w} > \lambda_{pw}$

$$R_{pc} = \left[\frac{M_p}{M_{yc}} - \left(\frac{M_p}{M_{yc}} - 1 \right) \left(\frac{\lambda - \lambda_{pw}}{\lambda_{rw} - \lambda_{pw}} \right) \right] \leq \frac{M_p}{M_{yc}}$$

(ii) Cuando $I_{yc}/I_y < 0.23$

$$R_{pc} = 1$$

Donde:

$$M_p = Z_x F_y \leq 1.6 S_{xc} F_y$$

S_{xc}, S_{xt} = módulo de sección elástico referido al ala en compresión y tracción, respectivamente, cm³.

λ = h_c/t_w

λ_{pw} = es la esbeltez límite para alma compacta, Tabla B4.1b.

λ_{rw} = es la esbeltez límite para alma no compacta, Tabla B4.1b.

h_c = el doble de la distancia entre el centroide a alguno de los siguientes: la cara interna del ala en compresión menos el radio de filete o de esquina, para perfiles laminados; la línea más cercana de pernos en el ala en compresión o la cara interna del ala en compresión cuando se usan soldaduras, para secciones armadas, cm.

El radio de giro efectivo para pandeo lateral-torsional, r_t , se debe determinar de acuerdo con lo siguiente:

Para secciones H con ala rectangular en compresión

$$r_t = \frac{b_{fc}}{\sqrt{12 \left(\frac{h_o}{d} + \frac{1}{6} a_w \frac{h^2}{h_o d} \right)}}$$

Donde:

$$a_w = \frac{h_c t_w}{b_{fc} t_{fc}}$$

b_{fc} = ancho del ala en compresión, cm.

t_{fc} = espesor del ala en compresión, cm.

(ii) Para secciones H con canales o placas de cubierta fijadas al ala en compresión:

r_t = radio de giro de los componentes de ala en compresión por flexión más un tercio del área de alma en compresión debido solo a la aplicación de momento de flexión en torno al eje mayor, cm.

A_w = la razón entre dos veces el área del alma en compresión debido solo a la aplicación de momento de flexión en torno al eje mayor y el área de los componentes del ala en compresión.

Nota. Para secciones H con alas rectangulares en compresión, r_t puede ser aproximado conservadoramente como el radio de giro del ala en compresión más un sexto de la porción en compresión del alma; en otras palabras,

$$r_t = \frac{b_{fc}}{\sqrt{12 + \frac{1}{6} a_w}}$$

2.3 PANDEO LOCAL DEL ALA EN COMPRESIÓN

(a) Para secciones con alas compactas, no aplica el estado límite de pandeo local del ala en compresión.

(b) Para secciones con alas no compactas.

$$M_n = \left[R_{pc} M_{yc} - (R_{pc} M_{yc} - F_L S_{xc}) \left(\frac{\lambda - \lambda_{pf}}{\lambda_{rf} - \lambda_{pf}} \right) \right]$$

(c) Para secciones con alas esbeltas.

$$M_n = \frac{0.9 E k_c S_{xc}}{\lambda^2}$$

Donde:

F_L = es definido en Ecuaciones F4-6a y F4-6b.

R_{pc} = es el factor de plastificación del alma, determinado por Ecuación F4-9.

$k_c = \frac{4}{\sqrt{h/t_w}}$ y no debe tomarse menor que 0.35 ni mayor que 0.76 para propósito de cálculo.

$\lambda = b_{fc}/2t_{fc}$

λ_{pf} = es la esbeltez límite para ala compacta, Tabla B4.1b.

λ_{rf} = es la esbeltez límite para ala no compacta, Tabla B4.1b.

2.4 FLUENCIA DEL ALA EN TRACCIÓN

(a) Cuando $S_{xt} \geq S_{xc}$, no aplica el estado límite de fluencia del ala en tracción.

(b) Cuando $S_{xt} < S_{xc}$

$$M_n = R_{pt}M_{yt}$$

Donde:

$$M_{yt} = F_y S_{xt}$$

El factor de plastificación del alma correspondiente al estado límite de fluencia del ala en tracción, R_{pt} , se determina como se indica a continuación:

(a) Cuando $\frac{h_c}{t_w} \leq \lambda_{pw}$

$$R_{pt} = \frac{M_p}{M_{yt}}$$

(b) Cuando $\frac{h_c}{t_w} > \lambda_{pw}$

$$R_{pt} = \left[\frac{M_p}{M_{yt}} - \left(\frac{M_p}{M_{yt}} - 1 \right) \left(\frac{\lambda - \lambda_{pw}}{\lambda_{rw} - \lambda_{pw}} \right) \right] \leq \frac{M_p}{M_{yt}}$$

Donde:

$\lambda = h_c/t_w$

λ_{pw} = es la esbeltez límite para alma compacta, Tabla B4.1b.

λ_{rw} = es la esbeltez límite para alma no compacta, Tabla B4.1b.

2.5 COMENTARIOS MIEMBROS DE SECCIÓN H CON ALMAS COMPACTAS O NO COMPACTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE MAYOR

Las disposiciones de la Sección F4 son aplicables a vigas I con doble simetría y con alma no compacta y para miembros tipo I con simetría simple con almas compactas o no compactas (Ver la Tabla N° 1.02). Esta sección abarca esencialmente vigas soldadas de sección H cuyas almas no son esbeltas. La Sección F5 considera secciones H soldadas donde las almas son esbeltas.

Las alas pueden ser compactas, no compactas o esbeltas. La sección siguiente, F5, considera secciones H con alma esbelta. Los contenidos de la Sección F4 están basados en White (2004).

Se consideran cuatro estados límites: (a) fluencia del ala en compresión; (b) pandeo lateral-torsional (LTB); (c) pandeo local del ala (FLB); y (d) fluencia del ala en tracción (TFY). El efecto del pandeo inelástico del alma se toma indirectamente al multiplicar el momento que causa la fluencia en el ala en compresión por el factor R_{pc} y el momento que causa la fluencia en el ala en tracción por el factor R_{pt} . Estos dos factores pueden variar de la unidad hasta un máximo de 1.6. Conservadoramente, estos pueden suponerse igual a 1.0. Para la determinación de R_{pc} y R_{pt} , el procedimiento se resume en los siguientes pasos:

Paso 1. Calcular h_p y h_c según se define en la Figura N° 2.06.

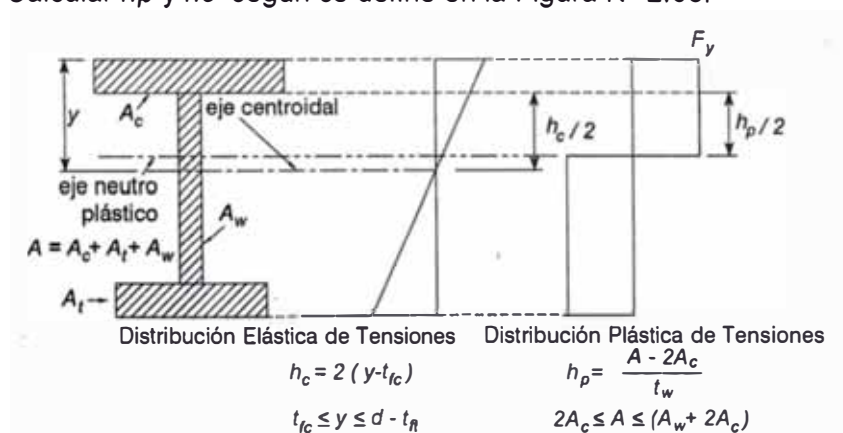


Figura N° 2.06. Distribución de las tensiones elásticas y plásticas.

Paso 2. Determinar la esbeltez de alma y los momentos de fluencia en compresión y tracción:

$$\lambda = \frac{h_c}{t_w}; S_{xc} = \frac{I_x}{y}; S_{xt} = \frac{I_x}{d-y}; M_{yc} = F_y S_{xc}; M_{yt} = F_y S_{xt}$$

Paso 3. Determinar λ_{pw} y λ_{rw} :

$$\lambda_{pw} = \frac{\frac{h_c}{h_p} \sqrt{\frac{E}{F_y}}}{\left[\frac{0.54 M_p}{M_y} - 0.09 \right]^2} \leq 5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$$

$$\lambda_{rw} = 5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$$

Si $\lambda > \lambda_{rw}$ entonces el alma es esbelta y el diseño es gobernado por la Sección F5.

Paso 4. Calcular R_{pc} y R_{pt} y usando Sección F4.

El máximo momento nominal es $R_{pc} M_{yc} = R_{pc} F_y S_{xc}$ si el ala está en compresión, y $R_{pt} M_{yt} = R_{pt} F_y S_{xt}$ cuando el ala está en tracción. Por lo tanto, las disposiciones son las mismas para miembros con doble simetría de la Sección F2 y F3.

Para el estado límite de pandeo lateral-torsional, los miembros de sección H con alas desiguales son tratados como si fueran secciones H con doble simetría. Esto significa que las Ecuaciones F2-4 y F2-6 son las mismas que las Ecuación F4-5 y F4-8, excepto que las primeras usan S_x y las ultimas usan S_{xc} , el módulo elástico de toda la sección y el módulo elástico del lado en compresión, respectivamente. Esta es una simplificación que tiende a ser algo conservadora cuando el ala en compresión es menor que el ala en tracción, y es algo no conservadora cuando se cumple lo inverso de esta última condición. También se requiere revisar la fluencia de ala en tracción cuando el ala en tracción es menor que el ala en compresión (Sección F4.4).

Para una solución más precisa, especialmente cuando las cargas no son aplicadas en el centroide del miembro, el ingeniero estructural debe referirse al

Capítulo 5 de la Guía SSRC (Galambos, 2001; White and Jung, 2003; Ziemian, 2010). White entrega las siguientes Ecuaciones alternativas a las Ecuaciones F4-4, F4-5 y F4-8 (AISC 360-10):

$$M_n = C_b \frac{\pi^2 E I_y}{L_b^2} \left\{ \frac{\beta_x}{2} + \sqrt{\left(\frac{\beta_x}{2}\right)^2 + \frac{C_w}{I_y} \left[1 + 0.0390 \frac{J}{C_w} L_b^2\right]} \right\}$$

$$L_r = \frac{1.38 E \sqrt{I_y J}}{S_{xc} F_L} \sqrt{\frac{2.6 \beta_x F_L S_{xc}}{E J} + 1 + \sqrt{\left[\frac{2.6 \beta_x F_L S_{xc}}{E J} + 1\right]^2 + \frac{27 C_w}{I_y} \left(\frac{F_L S_{xc}}{E J}\right)^2}}$$

Donde el coeficiente de monosimetría, es,

$$\beta_x = 0.9 h \alpha \left(\frac{I_{yc}}{I_{yt}} - 1 \right)$$

La constante de alabeo, es

$$C_w = h^2 I_{yc} \alpha; \quad \alpha = \frac{1}{\frac{I_{yc}}{I_{yt}} + 1}$$

CAPÍTULO III: MIEMBROS DE SECCIÓN H DE SIMETRÍA DOBLE Y SIMPLE CON ALMAS ESBELTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE MAYOR

Esta sección aplica para miembros de sección H de simetría doble y simple con almas esbeltas conectadas a la mitad del ancho de alas y flectados en torno a su eje mayor como se define en la Sección B4.1 para flexión.

La resistencia de flexión nominal, M_n , debe ser el menor valor obtenido de acuerdo con los estados límites de fluencia del ala en compresión, pandeo lateral-torsional, pandeo local del ala en compresión, y fluencia del ala en tracción.

3.1 FLUENCIA DEL ALA EN COMPRESIÓN

$$M_n = R_{pg} F_y S_{xc}$$

3.2 PANDEO LATERAL TORSIONAL

$$M_n = R_{pg} F_{cr} S_{xc}$$

- (a) Cuando $L_b \leq L_p$, no aplica el estado límite de pandeo lateral-torsional
(b) Cuando $L_p < L_b \leq L_r$

$$F_{cr} = C_b \left[F_y - (F_y - 0.3F_y) \left(\frac{L_b - L_p}{L_r - L_p} \right) \right] \leq F_y$$

- (c) Cuando $L_b > L_r$

$$F_{cr} = \frac{C_b \pi^2 E}{\left(\frac{L_b}{r_t} \right)^2} \leq F_y$$

Donde:

L_p se define por la ecuación F4-7.

$$L_r = \pi r_t \sqrt{\frac{E}{0.7F_y}}$$

R_{pg} es el factor de reducción de resistencia en flexión:

$$R_{pg} = 1 - \frac{a_w}{1200 + 300a_w} \left(\frac{h_c}{t_w} - 5.7 \sqrt{\frac{E}{F_y}} \right) \leq 1.0$$

a_w se define por la ecuación F4-11 pero no debe de exceder de 10.

r_t es el radio de giro efectivo para pandeo lateral como se define en la sección F4.

3.3 PANDEO LOCAL DEL ALA EN COMPRESIÓN

$$M_n = R_{pg} F_{cr} S_{xc}$$

(a) Para secciones con alas compactas, no aplica el estado límite de pandeo local del ala en compresión.

(b) Para secciones con alas no compactas.

$$F_{cr} = \left[F_y - (F_y - 0.3F_y) \left(\frac{\lambda_f - \lambda_{pf}}{\lambda_{rf} - \lambda_{pf}} \right) \right]$$

(c) Para secciones con alas esbeltas.

$$M_n = \frac{0.9Ek_c}{\left(\frac{b_f}{2t_f} \right)^2}$$

Donde

$$k_c = \frac{4}{\sqrt{h/t_w}}$$

K_c no debe tomarse menor que 0.35 ni mayor que 0.76 para propósitos de cálculo.

$$\lambda_f = \frac{b_{fc}}{2t_{fc}}$$

λ_{pf} = es la esbeltez límite para ala compacta, Tabla B4.1b.

λ_{rf} = es la esbeltez límite para ala no compacta, Tabla B4.1b.

3.4 FLUENCIA DEL ALA EN TRACCIÓN

- (a) Cuando $S_{xt} \geq S_{xc}$, no aplica el estado límite de fluencia del ala en tracción.
(b) Cuando $S_{xt} < S_{xc}$

$$M_n = F_y S_{xt}$$

3.5 COMENTARIOS MIEMBROS DE SECCIÓN H CON DOBLE Y SIMPLE SIMETRÍA CON ALMAS ESBELTAS FLECTADOS EN TORNO A SU EJE MAYOR

Esta Sección aplica para vigas fabricadas con planchas soldadas de sección H con doble y simple simetría y con almas esbeltas, esto significa,

$$\frac{h_c}{t_w} > \lambda_r = 5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$$

Los estados límite aplicables son: fluencia del ala en compresión, pandeo lateral-torsional, pandeo local del ala en compresión y fluencia del ala en tracción. Las disposiciones de esta Sección han cambiado poco desde 1963. Las disposiciones para planchas de girders están basadas en una investigación publicada por Basler y Thurlimann (1963).

Existe una transición abrupta entre las Ecuaciones de la Sección F4 y F5. Por eso la resistencia a flexión de una viga con $F_y = 3,515 \text{ kg/cm}^2$ (345 Mpa) y un alma de esbeltez $h/t_w = 137$ no es cercana a la de una viga con $h/t_w = 138$. Estas dos razones de esbeltez están a cada lado de la razón límite. La diferencia es causada por la discontinuidad entre las resistencias al pandeo lateral-torsional predichas por la Sección F4 y aquellas predichas por la Sección F5 debido al uso implícito $J = 0$ de en la Sección F5. Sin embargo, para miembros típicos con sección de alma no compacta cercana al límite de alma no compacta, la influencia de J en la resistencia al pandeo lateral-torsional es relativamente pequeña (por ejemplo, el valor calculado L_r incluyendo J versus usar $J = 0$ típicamente difiere en menos de 10%). El uso implícito de $J = 0$ en la Sección F5 está pensado para tomar en consideración la influencia de la flexibilidad a la distorsión del alma en la resistencia al pandeo lateral-torsional para miembros de sección H con almas esbeltas.

CAPÍTULO IV: EJEMPLO DE APLICACIÓN

Se seleccionan dos vigas de una gran área de techo ligero de más de 30,500.00 m² del Centro de Distribución para Tottus en Huachipa. La cubierta metálica principal ha sido estructurada en base a pórticos conformados por columnas de concreto armado de 80x80cm y vigas metálicas de alma llena de entre 60cm y 105cm de peralte.

Las viguetas metálicas de cubierta son perfiles metálicos conformados en frío de sección Z y se encuentran espaciadas cada 1.80m. Tienen luces de hasta 8.25m. Estas viguetas se apoyan sobre las vigas transversales principales e intermedias. Las vigas transversales principales se apoyan directamente sobre las columnas y las vigas intermedias se apoyan a su vez sobre vigas metálicas.

4.1 CONSIDERACIONES DE DISEÑO

Las estructuras de acero y todas sus partes deberán ser capaces de resistir las cargas solicitadas durante las etapas de montaje, funcionamiento y mantenimiento. Estas cargas actuarán en combinaciones y no deberán causar esfuerzos superiores a los resistentes por el elemento estructural ni deformaciones que excedan los códigos de diseño.

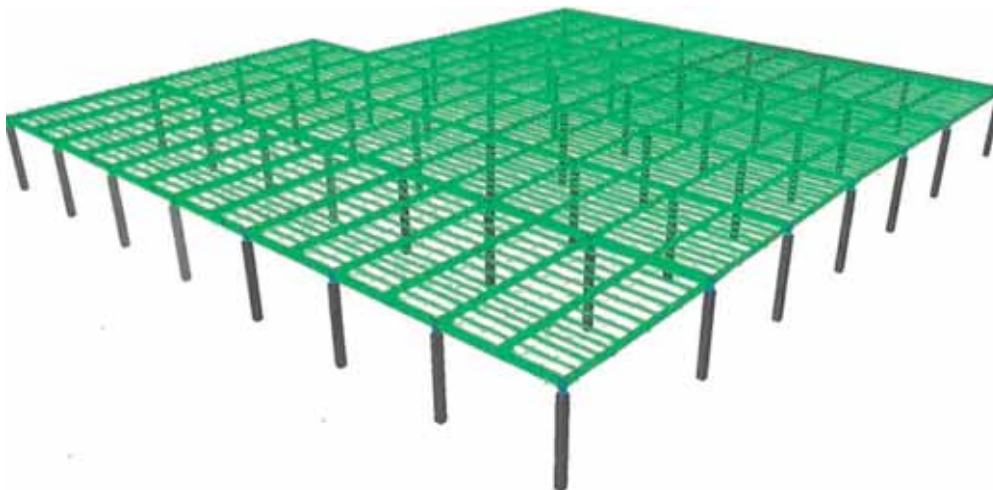


Figura N° 4.09. Modelo Estructura Metálica Centro de Distribución TOTTUS en Plataforma TEKLA STRUCTURES.

4.2 ANALISIS DE CARGAS

En el diseño de las vigas que conforman los pórticos del Centro de Distribución TOTTUS se consideran la aplicación de las siguientes cargas: Carga Muerta (D), Carga Viva (L_r), Carga de Viento (W) y Carga de Sismo (E).

4.2.1 Carga Muerta (D)

Es la carga correspondiente al peso propio de los elementos que forman parte del techo metálico: vigas, viguetas, arriostres, luminarias, bandejas y la cobertura metálica. El software de análisis considera el peso propio de los elementos que forman parte del techo metálico en el análisis estructural.

Cobertura Metálica	=	10.00	kg/m ²
Bandejas Eléctricas	=	2.50	kg/m ²
Tuberías S.C.I.	=	10.00	kg/m ²
Luminarias	=	2.50	kg/m ²
Arriostres y Viguetas	=	5.00	kg/m ²

La separación entre Pórticos es 8.25 metros, la carga permanente por metro lineal sobre estas será:

$$D = 30.0 \times 8.25 = 247.50 \text{ Kg/m}$$

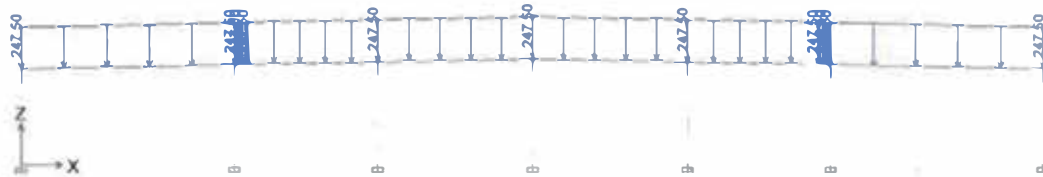


Figura N° 4.10. Aplicación de la Carga Muerta al Sistema Estructural.

4.2.2 Carga Viva de Techo (L_r)

Debido a las cargas puntuales fruto de necesidades de conservación, mantenimiento y reparaciones. Según RNE – E.020 para techos con coberturas livianas de planchas onduladas o plegadas, calaminas, fibrocemento, material plástico, etc., cualquiera sea su pendiente, la carga viva será 30.00 kg/m².

$$L_r = 30.0 \times 8.25 = 247.50 \text{ kg/m}$$

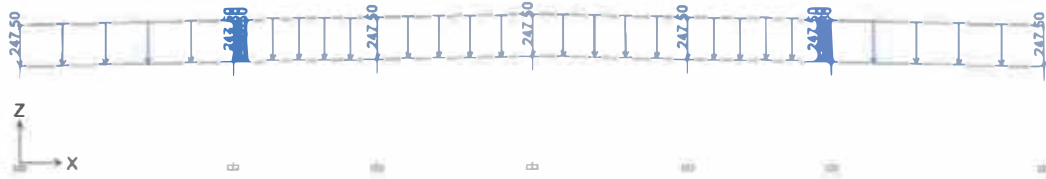


Figura N° 4.11. Aplicación de la Carga Viva al Sistema Estructural.

4.2.3 Carga de Viento (W)

La velocidad de diseño del viento hasta 10 metros de altura será la velocidad máxima adecuada a la zona de ubicación de la edificación (Anexo 2 E.020 RNE) pero no menos de 75 Km/h. La carga exterior (presión o succión) ejercida por el viento se supondrá estática y perpendicular a la superficie sobre la cual se actúa.

$$V_h = V \left(\frac{h}{10} \right)^{0.22} = 75 \left(\frac{13.35}{10} \right)^{0.22} = 79.92 \text{ Km/h}$$

$$P_h = 0.005 C V_h^2$$

Donde P_h = Presión del viento a una altura h en Kg/m^2 , C = Factor de forma indicado en la tabla 3.7.4 (RNE E-020), V_h = Velocidad de diseño a una altura h en definida en Km/h . Para superficies Inclínadas a 15° o menos.

Caso 1. Presión Barlovento ($C = +0.3$) y Succión Sotavento ($C = -0.6$)

$$P_{h1} = +0.005 \times 0.3 \times 79.92^2 = +9.580 \text{ kg/m}^2$$

$$P_{h2} = -0.005 \times 0.6 \times 79.92^2 = -19.16 \text{ kg/m}^2$$

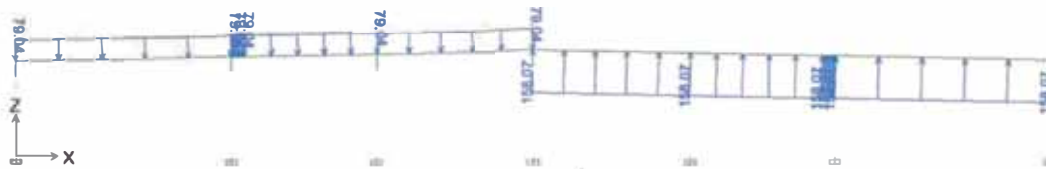


Figura N° 4.12. Aplicación de la Carga de Viento Caso 1 al Sistema Estructural.

Caso 2. Succión Barlovento ($C = -0.7$) y Succión Sotavento ($C = -0.6$)

$$P_{h3} = -0.005 \times 0.7 \times 79.92^2 = -22.36 \text{ kg/m}^2$$

$$P_{h4} = -0.005 \times 0.6 \times 79.92^2 = -19.16 \text{ kg/m}^2$$



Figura N° 4.13. Aplicación de la Carga de Viento Caso 2 al Sistema Estructural.

4.2.4 Carga de Sismo (E)

Parámetros sísmicos $Z = 0.4$ (Zona 3), $U = 1.0$ (Edificación Común), $S = 1.2$ (Suelo Intermedio), $T_p = 0.6$ s, $R_x = R_y = 3.0$ (Columnas en Voladizo con Apoyo de Momento). Para cada una de las direcciones horizontales analizadas se utilizará un espectro inelástico de Pseudo – Aceleraciones definido por:

$$S_a = \frac{ZUCS}{R} g$$

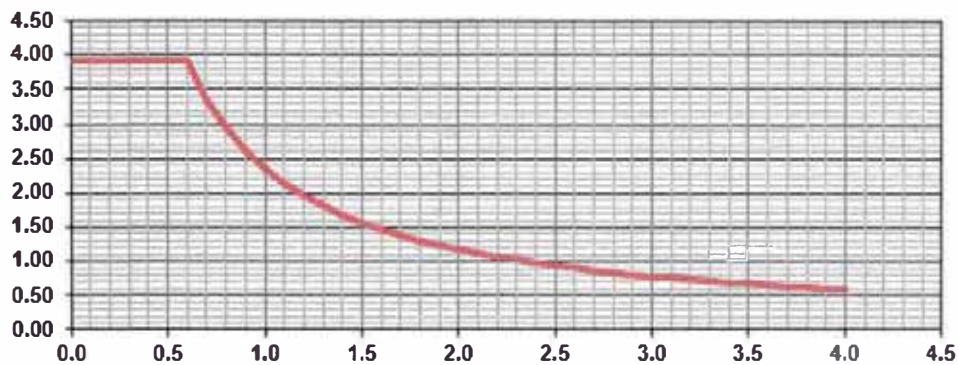


Figura N° 4.14. Espectro de Pseudo-Aceleraciones en Ambas Direcciones de la Estructura. Eje "X" Periodo (s) Eje "Y" Aceleración Espectral (m/s^2).

4.3 COMBINACIONES DE CARGAS

Para la aplicación del método LRFD, éstas se encuentran descritas en el ítem 1.4.1 del RNE E-090.

1. 1.4D
2. 1.2D + 1.6L + 0.5(L_r ó S ó R)
3. 1.2D + 1.6(L_r ó S ó R) + (0.5L ó 0.8W)
4. 1.2D + 1.3W + 0.5L + 0.5(L_r ó S ó R)
5. 1.2D + 1.0E + 0.5L + 0.2S
6. 0.9D + (1.3W ó 1.0E)

4.4 ANÁLISIS ESTRUCTURAL EN PLATAFORMA ETABS VERSIÓN 9.2

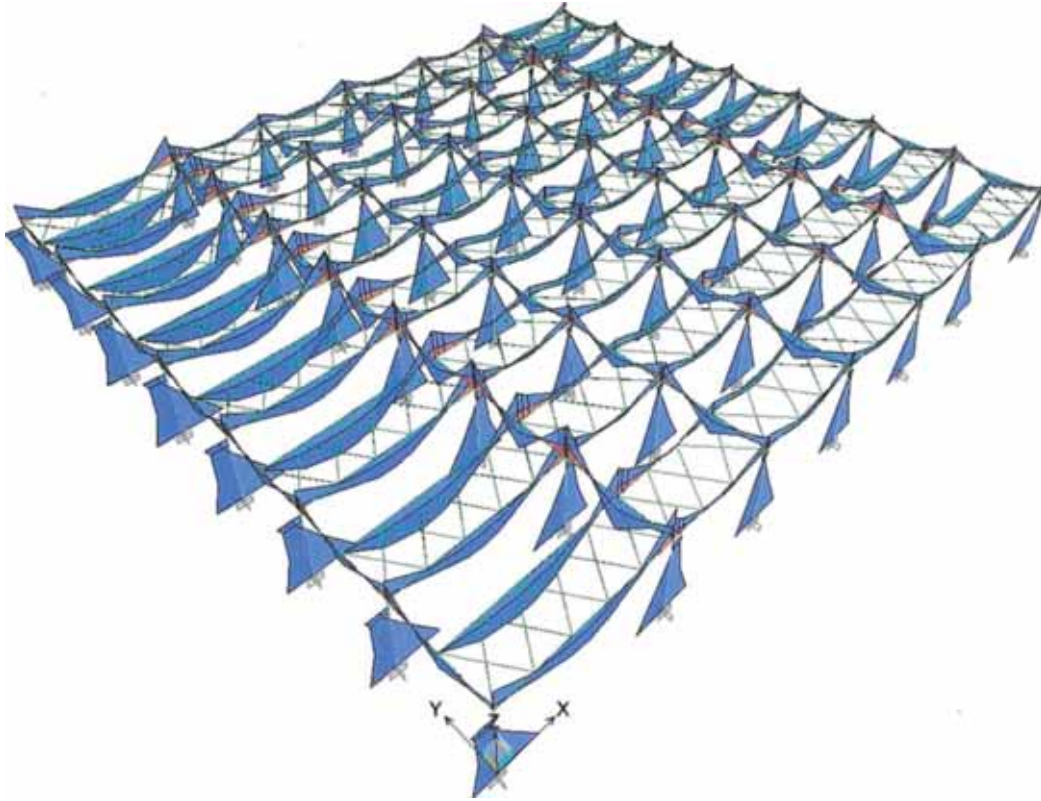


Figura N° 4.15. Diagrama de Momentos Flectores Alrededor del Eje X-X Modelo Tri-Dimensional Plataforma ETABS Versión 9.2.

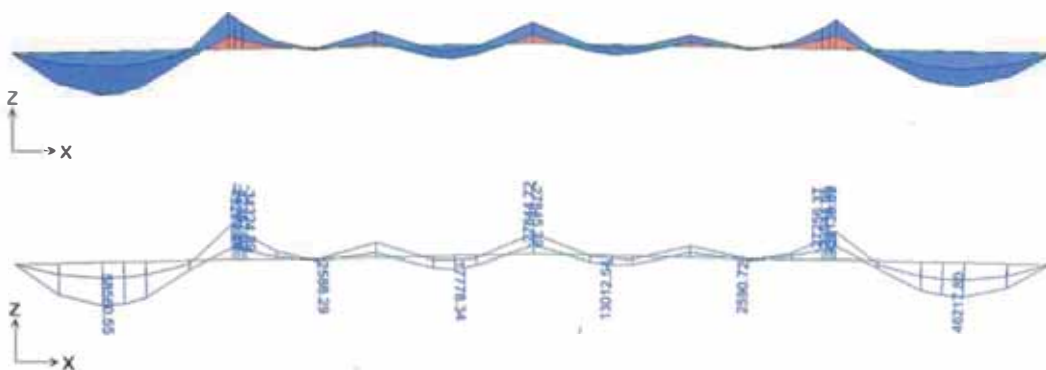


Figura N° 4.16. Diagrama de Momentos Flectores Alrededor del Eje X-X Ejemplos de Aplicación Plataforma ETABS Versión 9.2.

4.5 EJEMPLO DE DISEÑO A FLEXIÓN DE SECCIÓN H SOLDADA CON ALMA NO COMPACTA FLECTADO EN TORNO A SU EJE PRINCIPAL



Propiedades Mecánicas

$$F_y = 3,515 \frac{\text{kg}}{\text{cm}^2} \quad E = 2,100\,000.00 \text{ kg/cm}^2$$

Propiedades Geométricas

Área

$$A = 2b_f t_f + h t_w = 2 \times 25 \times 0.8 + 58.4 \times 0.45 = 66.28 \text{ cm}^2$$

Momento de Inercia

$$I_x = \frac{(b_f d^3 - (b_f - t_w) h^3)}{12} = \frac{(25 \times 60^3 - (25 - 0.45) \times 58.4^3)}{12} = 42,518.66 \text{ cm}^4$$

$$I_y = \frac{2t_f b_f^3 + h t_w^3}{12} = \frac{2 \times 0.8 \times 25^3 + 58.4 \times 0.45^3}{12} = 2,083.78 \text{ cm}^4$$

Módulo Plástico

$$Z_x = b_f t_f (h + t_f) + \frac{t_w h^2}{4} = 25 \times 0.8 \times (58.4 + 0.8) + \frac{0.45 \times 58.4^2}{4} = 1,567.69 \text{ cm}^3$$

Módulo de Sección

$$S_x = \frac{2I_x}{h + 2t_f} = \frac{2 \times 42,518.66}{58.4 + 2 \times 0.8} = 1,417.26 \text{ cm}^3$$

Propiedades Flexo-Torsionales

Constante torsional de St. Venant

La constante torsional de St. Venant, J , mide la resistencia de un elemento estructural a torsión pura o torsión uniforme. Se utiliza en miembros a compresión para calcular el momento resistente a pandeo en vigas no soportadas lateralmente y a pandeo flexo-torsional.

$$J = \frac{(2b_f t_f^3 + (h + t_f) t_w^3)}{3} = \frac{(2 \times 25 \times 0.8^3 + (58.4 + 0.8) \times 0.45^3)}{3} = 10.33 \text{ cm}^4$$

Constante Torsional de Alabeo

La constante torsional de alabeo C_w , mide la resistencia de un elemento estructural sometido a torsión no uniforme o alabeo torsional. Se utiliza en miembros a compresión para calcular el momento resistente a pandeo en vigas no soportadas lateralmente y a pandeo flexo-torsional.

$$C_w = \frac{t_f b_f^3 (h + t_f)^2}{24} = \frac{0.8 \times 25^3 \times (58.4 + 0.8)^2}{24} = 1'825,333.33 \text{ cm}^6$$

Relación de Esbeltez y Clasificación del Miembro Según Pandeo Local

$$K_c = \frac{4}{\sqrt{h/t_w}} = \frac{4}{\sqrt{58.4/0.45}} = 0.35$$

$$\gamma_{pf} = 0.38 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 0.38 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 9.3; \gamma_{rf} = 0.95 \sqrt{\frac{K_c E}{0.7 F_y}} = 0.95 \sqrt{\frac{0.35 \times 2100000}{0.7 \times 3515}} = 16.5$$

$$\gamma_{pf} < \gamma_f = \frac{b_f}{2t_f} = \frac{25}{2 \times 0.8} = 15.6 < \gamma_{rf}$$

Dado que la razón ancho espesor del ala en compresión excede λ_{pf} , pero no supera λ_{rf} de la tabla B4.1b, el ala se clasifica como no compacta.

$$\gamma_{pw} = 3.76 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 3.76 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 91.9; \gamma_{rw} = 5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 5.70 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 139.3$$

$$\gamma_{pw} = 3.76 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = \frac{h}{t_w} < \gamma_{rw} = 5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}}$$

Dado que la razón ancho espesor del alma en compresión excede λ_{pw} , pero no supera λ_{rw} de la tabla 1, el alma se clasifica como no compacta.

Para miembros de Sección H de simetría doble con almas no compactas y alas no compactas flectados en torno a su eje mayor se aplica la Sección F4 de la Especificación ANSI/AISC 360-10 para construcciones de acero.

Fluencia del Ala en Compresión

Calculo de h_p y h_c

Para miembros simétricos y homogéneos el eje neutro plástico coincide con el eje centroidal, $h_c = h_p$.

$$h_c = 2(y - t_{fc}) = 2x(30 - 0.8) = 58.40 \text{ cm}$$

$$h_p = \frac{A - 2A_c}{t_w} = \frac{66.28 - 2x25x0.8}{0.45} = 58.40 \text{ cm}$$

Determinación del módulo elástico del miembro referido al Ala traccionada (S_{xt}) y comprimida (S_{xc}) respectivamente:

$$S_{xt} = \frac{I_x}{y} = \frac{42,518.66}{30} = 1,417.3 \text{ cm}^3; S_{xc} = \frac{I_x}{d - y} = \frac{42,518.66}{60 - 30} = 1,417.3 \text{ cm}^3$$

Determinación del Cociente entre dos veces el área del alma en compresión debido solamente a la aplicación de un momento flector en el eje mayor y el área de las alas en compresión, a_w :

$$a_w = \frac{h_c t_w}{b_{fc} t_{fc}} = \frac{58.4x0.45}{25x0.8} = 1.31 \leq 10$$

Calculo del factor de plastificación del alma, R_{pc} :

$$I_{yc} = \frac{t_f b_f^3}{12} = \frac{0.8x25^3}{12} = 1,041.7 \text{ cm}^3; \frac{I_{yc}}{I_y} = \frac{1,041.7}{2,083.8} = 0.50 \geq 0.23$$

Cuando $I_{yc}/I_y \geq 0.23$ y $(h_c/t_w=129.8) > (\lambda_{pw}=91.9)$

$$M_p = Z_x F_y = \frac{1,567 \times 3515}{100} = 55,104 \text{ kg} - \text{m}; M_{yc} = F_y S_{xc} = \frac{3515 \times 1417}{100} = 49,816 \text{ kg} - \text{m}$$

$$R_{pc} = \left[\frac{M_p}{M_{yc}} - \left(\frac{M_p}{M_{yc}} - 1 \right) \left(\frac{\lambda - \lambda_{pw}}{\lambda_{rw} - \lambda_{pw}} \right) \right] = \left[\frac{55104}{49816} - \left(\frac{55104}{49816} - 1 \right) \left(\frac{129.8 - 91.9}{139.3 - 91.9} \right) \right] \leq \frac{M_p}{M_{yc}}$$

$$R_{pc} = 1.02$$

Calculo de la resistencia de flexión nominal, M_n , de acuerdo con el estado límite de fluencia del ala en compresión:

$$M_n = R_{pc} F_y S_{xc} = \frac{1.02 \times 3515 \times 1,417.30}{100} = 50,880.90 \text{ kg} - \text{m}$$

Pandeo Lateral Torsional

Calculo r_t , Radio de giro de los componentes de ala en compresión por flexión más un tercio del área de alma en compresión debido solo a la aplicación de un momento flexionante en el eje mayor.

$$r_t = \frac{b_{fc}}{\sqrt{12 \left(\frac{h_o}{d} + \frac{1}{6} a_w \frac{h^2}{h_o d} \right)}} = \frac{25}{\sqrt{12 \left(\frac{59.2}{60} + \frac{1.31 \times 58.4^2}{6 \times 59.2 \times 60} \right)}} = 6.60 \text{ cm}$$

Calculo L_p , Longitud limite sin arriostramiento lateral para el estado límite de fluencia.

$$L_p = 1.1 r_t \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 1.1 \times 6.60 \times \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 177.4 \text{ cm}$$

Calculo L_r , Longitud limite sin arriostramiento lateral para el estado límite de pandeo flexo-torsional inelástico.

Cuando $S_{xt}/S_{xc} \geq 0.7$, $F_L = 0.7 F_y = 2,460.5 \text{ kg/cm}^2$

$$L_r = 1.95 r_t \frac{E}{F_L} \sqrt{\frac{J}{S_{xc} h_o} + \sqrt{\left(\frac{J}{S_{xc} h_o} \right)^2 + 6.76 \left(\frac{F_L}{E} \right)^2}}$$

$$= 1.95 \times 6.60 \times \frac{2100000}{2460.5} \sqrt{\frac{10.33}{1417.3 \times 59.2} + \sqrt{\left(\frac{10.33}{1417.3 \times 59.2} \right)^2 + 6.76 \times \left(\frac{2460.5}{2100000} \right)^2}}$$

$$L_r = 618.3 \text{ cm}$$

Calculo de la resistencia de flexión nominal, M_n , de acuerdo con el estado límite de pandeo lateral torsional:

Cuando

$$L_p = 177.4 \text{ cm} < L_b = 540.00 \text{ cm} \leq L_r = 618.3 \text{ cm}$$

$$\begin{aligned} M_n &= C_b \left[R_{pc} M_{yc} - (R_{pc} M_{yc} - F_L S_{xc}) \left(\frac{L_b - L_p}{L_r - L_p} \right) \right] \leq R_{pc} M_{yc} \\ &= 1.14 \times \left[1.02 \times 49816 \right. \\ &\quad \left. - (1.02 \times 49816 - 2460.5 \times 1417.3) \left(\frac{540.0 - 177.4}{618.3 - 177.4} \right) \right] \end{aligned}$$

$$M_n = 42,994.78 \text{ kg} - m$$

Pandeo Local del Ala en Compresión

Calculo de la resistencia de flexión nominal, M_n , de acuerdo con el estado límite de pandeo local de ala en compresión para miembros con alas no compactas.

$$\begin{aligned} M_n &= \left[R_{pc} M_{yc} - (R_{pc} M_{yc} - F_L S_{xc}) \left(\frac{\lambda - \lambda_{pf}}{\lambda_{rf} - \lambda_{pf}} \right) \right] \\ &= \left[1.02 \times 49816 - (1.02 \times 49816 - \frac{2460.5 \times 1417.3}{100}) \left(\frac{15.6 - 9.3}{16.5 - 9.3} \right) \right] \end{aligned}$$

$$M_n = 36,707.17 \text{ kg} - m$$

Fluencia del Ala en Tracción

Cuando $S_{xt} \geq S_{xc}$, no aplica el estado límite de fluencia del ala en tracción.

Resistencia de Diseño en Flexión

La resistencia de flexión nominal, M_n , debe ser el menor valor obtenido de acuerdo con los estados límites de fluencia del ala en compresión, pandeo lateral-torsional, pandeo local del ala en compresión, y fluencia del ala en tracción.

$$M_n = 36,707.17 \text{ kg} - m$$

La resistencia de diseño en flexión, ϕM_n , se determina de la siguiente manera $\phi = 0.90$ (LRFD).

$$\phi M_n = 0.9xM_n = 0.9x36,707.17 = 33,036.45 \text{ kg} - \text{m}$$

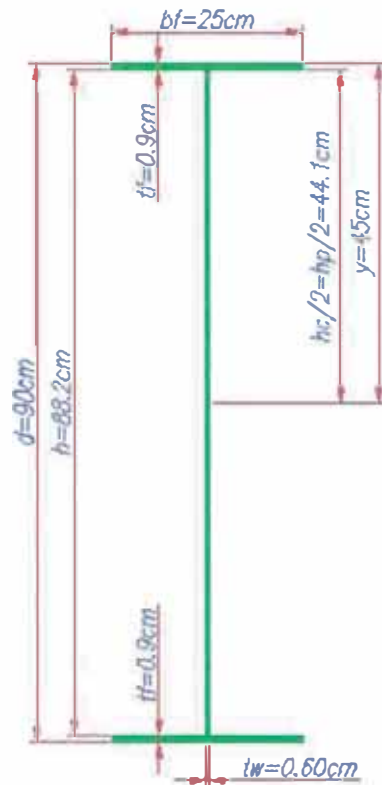
File		AISC360-05/IBC2006 STEEL SECTION CHECK		Units: Kgf-m (Summary for Combo and Station)		
Level: STORY1	Section: USC3					
Element: D6	Loc: 19.604	Element Type:	Special Moment Frame			
Combo: ENVELOPE	Classification:	Non-Compact				
Provision: LRFD						
Analysis: Direct	Analysis: AlphaPr/Pe=0.099	2nd Order: General	2nd Order: EA Factor=0.800	Reduction: Tau-b Fixed		
AlphaPr/Py=0.035	AlphaPr/Pe=0.099	Tau_b=1.000	EA Factor=0.800	EI Factor=0.800		
Ignore Seismic Code? No		Ignore Special EQ Load? No		D/P Plug Welded? Yes		
SDC: D	I=1.000	Rho=1.000	Sds=0.500			
R=0.000	Omega=3.000	Cd=5.500				
PhiB=0.900	PhiC=0.900	PhiTY=0.900	PhiTF=0.750			
PhiS=0.900	PhiS-RI=1.000	PhiST=0.900				
L=19.604						
A=0.007	I33=4.252E-04	r33=0.253	S33=0.001	Au3=0.003		
J=0.000	I22=2.004E-05	r22=0.056	S22=1.667E-04	Au2=0.003		
E=2.039E+10	Fy=35150000.00	Ry=1.100	Z33=0.002	Cw=1.026E-06		
RLLF=1.000	SRLinit=0.950		Z22=2.530E-04			
D/C Ratio: 0.915 = 0.063 + 0.802 + 0.050						
= (1/2)(Pr/Pc) + (Mr33/Mc33) + (Mr22/Mc22) Eq. (H1-1b)						
STRESS CHECK FORCES & MOMENTS (Combo ENVELOPE)						
Location	Pu	Mu33	Mu22	Uu2	Uu3	Tu
19.604	-8200.357	-26104.443	203.200	8398.119	-37.098	-0.018
AXIAL FORCE & BIAXIAL MOMENT DESIGN (H1-1b)						
Factor	L	K1	K2	B1	B2	Cn
Major Bending	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
Minor Bending	0.364	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
	Lltb	Kltb	Cb			
LTB	0.364	1.000	1.656			
	Pu	phi*Pnc	phi*Pnt			
Axial Force	Force	Capacity	Capacity			
	8200.357	65131.913	209676.780			
	Mu	phi*Mn	phi*Mn			
Major Bending	Moment	Capacity	No LTB			
	26104.443	32553.519	32553.519			
Minor Bending	203.200	4046.071				
SHEAR DESIGN						
	Uu	phi*Un	Stress			
Major Shear	Force	Capacity	Ratio			
	8398.119	10326.651	0.630			
Minor Shear	37.098	75924.000	0.000			
END REACTION AXIAL FORCES						
	Left End	Load	Right End	Load		
	Reaction	Combo	Reaction	Combo		
	-4244.668	ENVELOPE	-8200.357	ENVELOPE		

Figura N° 4.17. Resultados Diseño Estructural Viga Soldada con Alma No-Compacta Mediante Software ETABS Versión 9.2

A continuación se indica factor comparativo de la resistencia de diseño a flexión calculado ($\phi M_n = 33036.45 \text{ kg-m}$) con el valor arrojado por el software de análisis y diseño ETABS.

$$\frac{33036.45}{32553.52} = 101.5\% \text{ Diferencia } 1.5\%$$

4.6 EJEMPLO DE DISEÑO A FLEXIÓN DE SECCIÓN H SOLDADA CON ALMA ESBELTA FLECTADO EN TORNO A SU EJE PRINCIPAL



Propiedades Mecánicas

$$F_y = 3,515 \frac{kg}{cm^2} \quad E = 2,100\,000.00 \frac{kg}{cm^2}$$

Propiedades Geométricas

Área

$$A = 2b_f t_f + h t_w = 2 \times 25 \times 0.9 + 88.2 \times 0.6 = 97.92 \text{ cm}^2$$

Momento de Inercia

$$I_x = \frac{(b_f d^3 - (b_f - t_w) h^3)}{12} = \frac{(25 \times 90^3 - (25 - 0.6) \times 88.2^3)}{12} = 123,621.10 \text{ cm}^4$$

Módulo Plástico

$$Z_x = b_f t_f (h + t_f) + \frac{t_w h^2}{4} = 25 \times 0.9 \times (88.2 + 0.9) + \frac{0.6 \times 88.2^2}{4} = 3,171.64 \text{ cm}^3$$

Módulo de Sección

$$S_x = \frac{2I_x}{h + 2t_f} = \frac{2 \times 123,621.10}{88.2 + 2 \times 0.9} = 2,747.14 \text{ cm}^3$$

Propiedades Flexo-Torsionales

Constante torsional de St. Venant

$$J = \frac{(2b_f t_f^3 + (h + t_f)t_w^3)}{3} = \frac{(2 \times 25 \times 0.9^3 + (88.2 + 0.9) \times 0.6^3)}{3} = 18.57 \text{ cm}^4$$

Constante Torsional de Alabeo

$$C_w = \frac{t_f b_f^3 (h + t_f)^2}{24} = \frac{0.9 \times 25^3 \times (88.2 + 0.9)^2}{24} = 4'651,646.48 \text{ cm}^6$$

Relación de Esbeltez y Clasificación del Miembro Según Pandeo Local

$$K_c = \frac{4}{\sqrt{h/t_w}} = \frac{4}{\sqrt{88.2/0.6}} = 0.33$$

$$\gamma_{pf} = 0.38 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 0.38 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 9.2; \gamma_{rf} = 0.95 \sqrt{\frac{K_c E}{0.7 F_y}} = 0.95 \sqrt{\frac{0.33 \times 2100000}{0.7 \times 3515}} = 15.9$$

$$\gamma_{pf} < \gamma_f = \frac{b_f}{2t_f} = \frac{25}{2 \times 0.9} = 13.9 < \gamma_{rf}$$

Dado que la razón ancho espesor del ala en compresión excede λ_{pf} , pero no supera λ_{rf} de la tabla B4.1b, el ala se clasifica como no compacta.

$$\gamma_{pw} = 3.76 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 3.76 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 91.43; \gamma_{rw} = 5.70 \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 5.70 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 138.61$$

$$\gamma_{rw} < \gamma_w = \frac{h}{t_w} = \frac{88.2}{0.6} = 147.0$$

Dado que la razón ancho-espesor del alma excede λ_{rw} , el alma se clasifica como esbelta.

Para miembros de Sección H de simetría doble con almas esbeltas y alas no compactas flectados en torno a su eje mayor se aplica la Sección F5 de la Especificación ANSI/AISC 360-10 para construcciones de acero.

Fluencia del Ala en Compresión

Calculo de h_p y h_c

Para miembros simétricos y homogéneos el eje neutro plástico coincide con el eje centroidal, $h_c = h_p$.

$$h_c = 2(y - t_{fc}) = 2x(45 - 0.9) = 88.20 \text{ cm}$$

$$h_p = \frac{A - 2A_c}{t_w} = \frac{97.92 - 2x25x0.9}{0.6} = 88.20 \text{ cm}$$

Determinación del módulo elástico del miembro referido al Ala traccionada (S_{xt}) y comprimida (S_{xc}) respectivamente:

$$S_{xt} = \frac{I_x}{y} = \frac{123,621.10}{45} = 2,747.14 \text{ cm}^3; S_{xc} = \frac{I_x}{d - y} = \frac{123,621.10}{90 - 45} = 2,747.14 \text{ cm}^3$$

Determinación del Cociente entre dos veces el área del alma en compresión debido solamente a la aplicación de un momento flector en el eje mayor y el área de las alas en compresión, a_w :

$$a_w = \frac{h_c t_w}{b_{fc} t_{fc}} = \frac{88.2x0.6}{25x0.9} = 2.35 \leq 10$$

Calculo del factor de reducción de resistencia en flexión, R_{pg} :

$$R_{pg} = 1 - \frac{a_w}{1200 + 300a_w} \left(\frac{h_c}{t_w} - 5.7 \sqrt{\frac{E}{F_y}} \right)$$

$$= 1 - \frac{2.35}{1200 + 300x2.35} \left(\frac{88.2}{0.6} - 5.7 \sqrt{\frac{2100000}{3515}} \right) = 0.99 \leq 1.0$$

Calculo de la resistencia de flexión nominal, M_n , de acuerdo con el estado límite de fluencia del ala en compresión:

$$M_n = R_{pg} F_y S_{xc} = \frac{0.99x3515x2,747.14}{100} = 95,646.82 \text{ kg} - m$$

Pandeo Lateral Torsional

Calculo r_t , Radio de giro de los componentes de ala en compresión por flexión más un tercio del área de alma en compresión debido solo a la aplicación de un momento flexionante en el eje mayor.

$$r_t = \frac{b_{fc}}{\sqrt{12 \left(\frac{h_o}{d} + \frac{1}{6} a_w \frac{h^2}{h_o d} \right)}} = \frac{25}{\sqrt{12 \left(\frac{89.1}{90} + \frac{2.35 \times 88.2^2}{6 \times 89.1 \times 90} \right)}} = 6.17 \text{ cm}$$

Calculo L_p , Longitud limite sin arriostamiento lateral para el estado límite de fluencia.

$$L_p = 1.1 r_t \sqrt{\frac{E}{F_y}} = 1.1 \times 6.17 \times \sqrt{\frac{2100000}{3515}} = 165.8 \text{ cm}$$

Calculo L_r , Longitud limite sin arriostamiento lateral para el estado límite de pandeo flexo-torsional inelástico.

$$L_r = \pi r_t \sqrt{\frac{E}{0.7 F_y}} = \pi \times 6.17 \times \sqrt{\frac{2100000}{0.7 \times 3515}} = 565.8 \text{ cm}$$

Cuando

$$L_p = 165.8 \text{ cm} < L_b = 540.00 \text{ cm} \leq L_r = 565.84 \text{ cm}$$

$$F_{cr} = C_b \left[F_y - (F_y - 0.3 F_y) \left(\frac{L_b - L_p}{L_r - L_p} \right) \right] = 1.9 \left[3515 - (0.3 \times 3515) \left(\frac{540.0 - 165.8}{565.8 - 165.8} \right) \right] \leq F_y$$

$$F_{cr} = 3,515.00 \text{ kg/cm}^2$$

Calculo de la resistencia de flexión nominal, M_n , de acuerdo con el estado límite de pandeo lateral torsional:

$$M_n = R_{pg} F_{cr} S_{xc} = \frac{0.99 \times 3,515.00 \times 2,747.14}{100} = 95,646.82 \text{ kg} - m$$

Pandeo Local del Ala en Compresión

Para miembros con alas no compactas

$$F_{cr} = \left[F_y - (F_y - 0.3F_y) \left(\frac{\lambda_f - \lambda_{pf}}{\lambda_{rf} - \lambda_{pf}} \right) \right] = \left[3515 - (0.3 \times 3515) \left(\frac{13.89 - 9.24}{15.86 - 9.24} \right) \right]$$

$$F_{cr} = 2,785.80 \text{ kg/cm}^2$$

Calculo de la resistencia de flexión nominal, M_n , de acuerdo con el estado límite de pandeo local de ala en compresión:

$$M_n = R_{pg} F_{cr} S_{xc} = \frac{0.99 \times 2,785.80 \times 2,747.14}{100} = 75,804.39 \text{ kg} - \text{m}$$

Fluencia del Ala en Tracción

Cuando $S_x \geq S_{xc}$, no aplica el estado límite de fluencia del ala en tracción.

Resistencia de Diseño en Flexión

La resistencia de flexión nominal, M_n , debe ser el menor valor obtenido de acuerdo con los estados límites de fluencia del ala en compresión, pandeo lateral-torsional, pandeo local del ala en compresión, y fluencia del ala en tracción.

$$M_n = 75,804.39 \text{ kg} - \text{m}$$

La resistencia de diseño en flexión, ϕM_n , se determina de la siguiente manera $\phi = 0.90$ (LRFD).

$$\phi M_n = 0.9 \times M_n = 0.9 \times 75,804.39 = 68,223.95 \text{ kg} - \text{m}$$

File						
AISC360-05/IBC2006 STEEL SECTION CHECK Units: Kgf-m (Summary for Combo and Station)						
Level: STORY1	Section: USC1					
Element: D5	Loc: 10.762					
Combo: ENVELOPE	Classification: Slender					
Element Type: Special Moment Frame						
Provision: LRFD						
Analysis: Direct	Analysis: AlphaPr/Pe=0.007					
AlphaPr/Pe=0.004	AlphaPr/Pe=0.007					
Ignore Seismic Code? No	Ignore Special EQ Load? No					
2nd Order: General	2nd Order: Tau_b=1.000					
Reduction: Tau-b Fixed	EA Factor=0.800					
	EI Factor=0.800					
	D/P Plug Welded? Yes					
SDC: D	I=1.000					
R=0.000	OmegaB=0.000					
PhiB=0.900	PhiC=0.900					
PhiS=0.900	PhiS-R1=1.000					
	Rho=1.000					
	Cd=5.500					
	PhiTY=0.900					
	PhiTF=0.750					
	PhiST=0.900					
L=26.905						
A=0.010	I33=0.001					
J=0.000	I22=2.345E-05					
E=2.039E+10	Fy=35150000.00					
RLLF=1.000	SRLimit=0.950					
	r33=0.355					
	r22=0.049					
	Ry=1.100					
	S33=0.003					
	S22=1.076E-04					
	S33=0.003					
	S22=2.892E-04					
	Au3=0.004					
	Au2=0.005					
	Cw=4.655E-06					
D/C Ratio: 0.015 = 0.006 + 0.800 + 0.001						
= (1/2)(Pr/Pc) + (Mr33/Mc33) + (Mr22/Mc22) Eq. (H1-1b)						
STRESS CHECK FORCES & MOMENTS (Combo ENVELOPE)						
Location	Pu	Mu33	Mu22	Vu2	Vu3	Tu
10.762	-1205.988	55339.312	6.279	-550.809	1.642	-9.239E-04
AXIAL FORCE & BIAXIAL MOMENT DESIGN (H1-1b)						
Factor	L	K1	K2	B1	B2	Cm
Major Bending	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
Minor Bending	0.200	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
	Lltb	Kltb	Cb			
LTB	0.200	1.000	1.887			
	Pu	phi*Pnc	phi*Pnt			
Axial Force	1205.988	104574.320	309769.920			
	Mu	phi*Mn	phi*Mn			
Major Bending	55339.312	68499.963	68499.963			
Minor Bending	6.279	5782.432				
SHEAR DESIGN						
	Vu	phi*Vn	Stress Ratio			
Major Shear	550.809	20773.852	0.027			
Minor Shear	1.642	85414.500	1.923E-05			
END REACTION AXIAL FORCES						
	Left End Reaction	Load Combo	Right End Reaction	Load Combo		
	-1752.590	ENVELOPE	-2013.546	ENVELOPE		

Figura N° 4.18. Resultados Diseño Estructural Viga Soldada con Alma Esbelta Mediante Software ETABS Versión 9.2

A continuación se Indica factor comparativo de la resistencia de diseño a flexión calculado ($\phi M_n = 68223.95 \text{ kg-m}$) con el valor arrojado por el software de análisis y diseño ETABS.

$$\frac{68223.95}{68499.96} = 99.6\% \text{ Diferencia } 0.04\%$$

CAPÍTULO V: CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 CONCLUSIONES

1. El propósito fundamental de este informe es la determinación de la capacidad resistente a flexión en torno a su eje principal de perfiles H soldados con almas no compactas o esbeltas, conformados a partir de planchas de acero ASTM A572 Gr. 50. La metodología se basa en el criterio de diseño Factores de Carga y Resistencia establecida en el reglamento del Instituto Americano de Construcción en Acero (AISC). Se plantearon dos ejemplos de vigas de acero obteniendo su capacidad resistente a flexión y se compararon los resultados con las del software de análisis y diseño estructural ETABS obteniéndose resultados muy similares.
2. Un buen diseño requiere la evaluación de varias alternativas de estructuración de los miembros y de sus conexiones, por lo que se deben hacer varios diseños para abatir costos, tanto en la estructuración como en la construcción sin sacrificar la resistencia. El ingeniero estructural debe evaluar la factibilidad en el diseño de sus miembros ya que es importante ver que estos puedan fabricarse y montarse sin que haya problemas, por lo que el estructurista debe adaptar sus diseños a los métodos de fabricación y a los materiales disponibles.
3. Para seleccionar y evaluar el elemento estructural sometido a flexión en una forma global, el ingeniero estructural debe tener un conocimiento suficiente en el diseño de elementos individuales de la estructura para poder diseñar de una forma eficiente y económica.
4. En el desarrollo de proyectos de estructuras metálicas el uso de vigas soldadas optimiza los tiempos de fabricación y montaje en comparación con los elementos reticulados usualmente empleados en estos casos. Con relación al volumen de acero los ratios llegan a ser próximos aplicando con buen criterio las secciones F4 y F5 del AISC LRFD 2010.

5.2 RECOMENDACIONES

1. La obtención de la capacidad resistente de elementos estructurales de acero en flexión o bajo la combinación de otro tipo de acciones, requieren un esfuerzo numérico extraordinario. El proceso de diseño estructural de elementos es un proceso iterativo de revisión de la capacidad resistente de un perfil ante la solicitación especificada. Esto hace el trabajo numérico tedioso, y expuesto a una gran posibilidad de errores. Se hace indispensable la implementación de estos métodos utilizando algún tipo de programa de cómputo que optimice éste proceso.
2. Es importante estar consciente de las limitaciones de disponibilidad que puedan existir para algunos espesores de planchas estructurales. No todos los espesores de planchas estructurales están incluidos en esta especificación. Por ejemplo, el acero de la especificación A572/A572M, incluye planchas solo hasta 32mm de espesor. Otra limitación de disponibilidades que aun cuando un productor este incluido en esta Especificación, puede ser de producción poco frecuente de las fábricas. Al especificar estos productos puede resultar en retrasos de los pedidos, a menos que se solicita grandes cantidades directamente al productor. En consecuencia, es prudente, verificar la disponibilidad antes de iniciar el diseño.
3. El Método LRFD aplica factores de carga menores para las cargas muertas en comparación a las cargas vivas, debido a que las cargas muertas se pueden determinar con más facilidad. Por lo que el Método LRFD puede ser más económico en comparación con los métodos de diseño, como el elástico y el plástico que utilizan el mismo factor para los dos tipos de carga, es decir, si las cargas vivas son más pequeñas que las cargas muertas en el método LRFD, las cargas factorizadas se reducirían y por lo consiguiente las dimensiones de la sección.

BIBLIOGRAFIA

- AISC AMERICAN INSTITUTE OF STEEL CONSTRUCTION, Specification for Structural Steel Buildings June 22, 2010.
- REGLAMENTO NACIONAL DE EDIFICACIONES. El Peruano, Junio de 2006.
- COLD FORMED STEEL DESIGN Fourth Edition, By Wei Wen Yu, Roger A. LaBoube – October 22 2010.