

ANÁLISE DA ESTRUTURA SUPORTE DO HELIPONTO DE UMA UNIDADE
AUTO-ELEVATÓRIA

Higor Pereira de Oliveira

PROJETO SUBMETIDO AO CORPO DOCENTE DA ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE BACHAREL EM ENGENHARIA NAVAL E OCEÂNICA.

Professor Orientador: Peter Kaleff

Professor Co-orientador: Marta Cecilia Tapia Reyes

Aprovado por:

Prof. Peter Kaleff

Prof. Marta Cecilia Tapia Reyes

Prof. Severino Fonseca da Silva Neto

Eng. Alexandre Teixeira de Pinho Alho

RIO DE JANEIRO, RJ – BRASIL

Abril / 2013

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente aos meus pais, Humberto Souza de Oliveira e Eliane Pereira de Azevedo, por todo o carinho e dedicação quanto a minha formação, incluindo os investimentos, mesmo nos momentos mais difíceis.

Agradeço aos irmãos Helton Pereira de Oliveira e João Paulo Rocha de Azevedo, por todo o apoio durante minha graduação.

Agradeço também a minha querida namorada Renata Manhães pelo apoio e compreensão nos momentos em que precisei me dedicar ao curso, mesmo que para isso tivesse que deixá-la sozinha.

Um agradecimento especial aos professores Peter Kaleff, Marta Tapyra, Alexandre Alho e Severino Neto pelo auxílio no desenvolvimento do projeto e pelos brilhantes conselhos dados na etapa de defesa.

O meu sincero obrigado a PROJEMAR estudos e projetos de engenharia, principalmente ao engenheiro Heitor Lima e a todos do departamento de estruturas, pela contribuição na minha formação profissional e na liberação dos documentos necessários para a realização do projeto.

Sumário

1. INTRODUÇÃO	5
1.1. Considerações Gerais	5
1.2. Estrutura Suporte	6
1.3. Objetivo do Projeto	9
2. METODOLOGIA	10
2.1. Critério de Escoamento	10
2.2. Critério De Estabilidade	11
3. MODELO ESTRUTURAL	15
3.1. Geometria do Modelo	15
3.2. Sistema de Referência	18
3.3. Material	18
3.4. Propriedades	19
3.5. Chapas de Conexão	20
3.6. Condições de Contorno	22
4. CONDIÇÕES DE CARREGAMENTO	23
4.1. Peso Morto	23
4.2. Carga Viva	24
4.3. Carga de Vento	25
4.4. Cargas do Helicóptero	27
4.5. Combinação de Cargas	30
5. ANÁLISE DE RESULTADOS	31
5.1. Análise dos Níveis de Tensão	31
5.2. Análise da Estabilidade	32
6. CONCLUSÕES	46
7. BIBLIOGRAFIA	47
Anexo I – Cargas de Vento	48
Anexo II – Cargas de Operação do Helicóptero	52
Anexo III – Sikorsky S92	58
Anexo IV – Chapas de Conexão	61
Anexo V – Resultados de Tensão	64

Índice de Figuras

Figura 1 - Unidade auto-elevatória de perfuração com heliponto.....	5
Figura 2 - Interface entre o heliponto e a estrutura de suportaçãõ	6
Figura 3 - Localização do heliponto.....	7
Figura 4 - Estrutura de suportaçãõ do heliponto - vista superior	7
Figura 5 - Estrutura de suportaçãõ do heliponto – seçãõ 3-E.....	8
Figura 6 - Estrutura de suportaçãõ do heliponto – seçãõ 3-G	8
Figura 7 - Estrutura de suportaçãõ do heliponto – seçãõ 7-D	8
Figura 8 - Estrutura de suportaçãõ do heliponto – seçãõ 7-E.....	9
Figura 9 - Estrutura de suportaçãõ do heliponto – seçãõ 7-G	9
Figura 10 - Viga sob tensãõ combinada	13
Figura 11 - Modelo estrutural vista global	15
Figura 12 - Modelo estrutural - Vista superior.....	16
Figura 13 - Modelo estrutural - seçãõ 3-E.....	16
Figura 14 - Modelo estrutural - seçãõ 3-G	16
Figura 15 - Modelo estrutural - seçãõ 7-G	17
Figura 16 - Modelo estrutural - seçãõ 7-E.....	17
Figura 17 - Modelo estrutural - seçãõ 7-D	17
Figura 18 - Relaçãõ tensãõ x deformaçãõ de um material linear elástico	18
Figura 19 - Propriedade W200x46.1(H)	19
Figura 20 - Propriedade Tubo $\varnothing 168.3 \times 7.1$	20
Figura 21 - Propriedade da massa do heliponto	20
Figura 22 - Chapas de conexãõ.....	20
Figura 23 - Grau de liberdade dos elementos nas conexões	21
Figura 24 - Condiçãõ de contorno	22
Figura 25 - Aceleraçãõ da gravidade	24
Figura 26 - Carga viva	25
Figura 27 - Açãõ do vento nos perfis.....	27
Figura 28 - Interface de contato entre o helicóptero e o heliponto	28
Figura 29 - Orientaçãõ do elemento de viga.....	32
Figura 30 - Checagem de flambagem da coluna na seçãõ 3-G	34
Figura 31 - Vista deformada da viga - Momento no plano 2	35
Figura 32 - Vista deformada da viga - Momento no plano 1	36
Figura 33 - Vista deformada – Força axial.....	37

1. INTRODUÇÃO

Desde que a exploração de óleo e gás começou a crescer em todo o mundo, a indústria *offshore* tem sido dependente do uso eficiente e seguro de helicópteros para apoio logístico e de emergência. O papel principal é o deslocamento de pessoas de e para seus locais de trabalho em instalações *offshore*. Outros papéis incluem o movimento de carga, evacuação de emergência e busca e salvamento.

O ambiente operacional severo, alguns acidentes graves e fatais e o surgimento de regulamentos específicos para homologação de helipontos *offshore*, têm contribuído para uma maior consciência dos problemas associados com helicópteros operando em um ambiente marinho.

No entanto, essa maior conscientização de problemas de funcionamento e operação nem sempre tem sido acompanhada por uma compreensão completa e clara dos requisitos da relação entre a aviação e as operações de produção e processamento de óleo e gás.

É vital que os requisitos técnicos para operações com helicópteros sejam devidamente identificados durante o projeto conceitual de uma instalação e sejam integralmente considerados em todas as fases subseqüentes do projeto detalhado até a fabricação, construção, instalação e comissionamento, operação e qualquer alteração posterior.

1.1. Considerações Gerais

A unidade em questão é uma plataforma de perfuração do tipo auto-elevatória que virá a operar na Bacia de Santos, Rio de Janeiro, Brasil. O heliponto será posicionado acima do módulo de acomodações da unidade, apoiado em uma estrutura de suportação que é o alvo deste estudo.



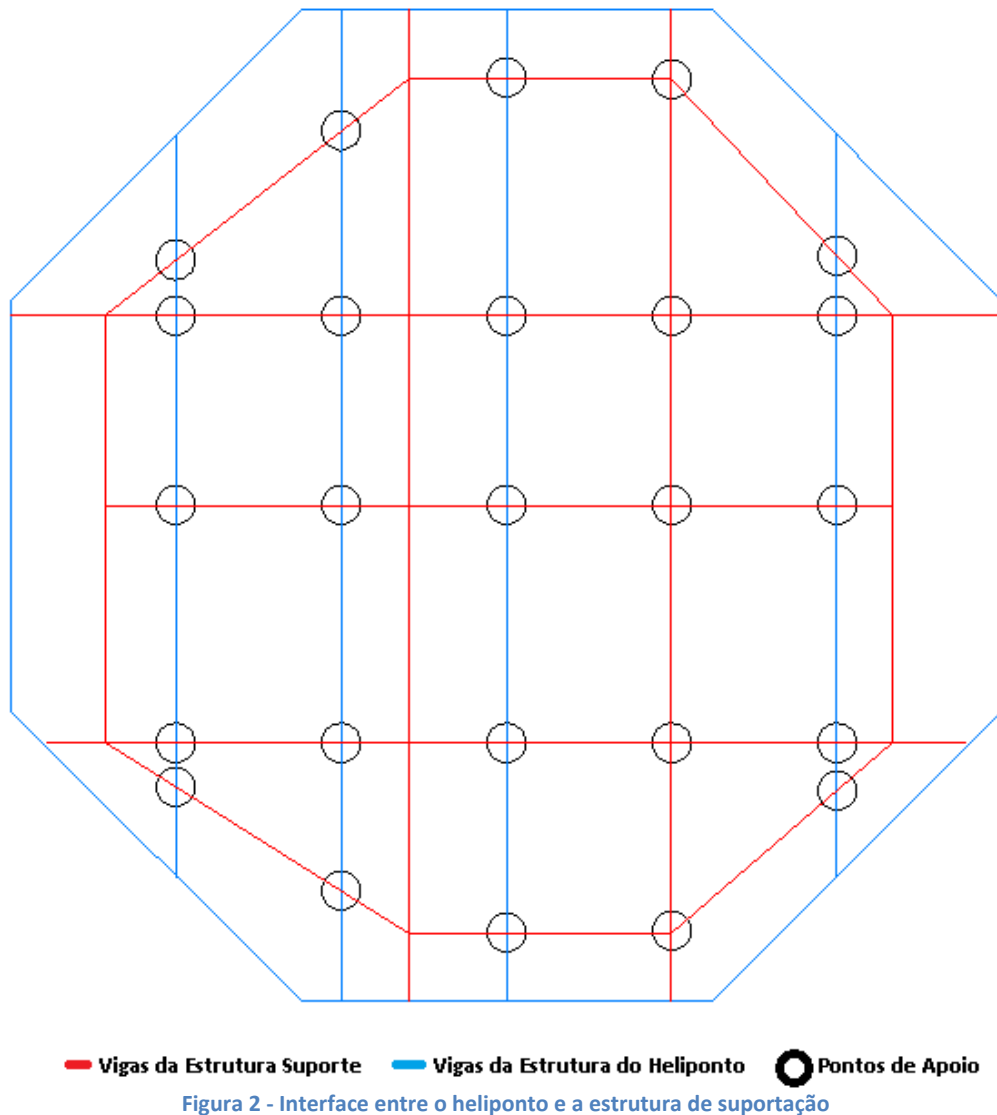
Figura 1 - Unidade auto-elevatória de perfuração com heliponto em balanço

O heliponto será projetado para receber um helicóptero modelo Sikorsky S-92 sem que haja interferência entre as operações do helicóptero e da plataforma.

1.2. Estrutura Suporte

A estrutura do heliponto será feita em alumínio, sendo reforçada longitudinalmente por perfilados laminados de alumínio. Ela será apoiada sobre uma estrutura em formato de octógono, reforçada transversalmente por vigas com perfil H, também em alumínio.

O contato entre a estrutura suporte e o heliponto será feito pontualmente. As vigas transversais do heliponto (perfil H) se apoiarão nas vigas da estrutura de suportes (também um perfil H) em 25 pontos de contato. A interface entre o heliponto e a estrutura suporte é esquematizada na figura abaixo:



A estrutura do heliponto não faz parte do estudo, mas torna-se importante identificá-la para melhor entender como será feita a transferência de cargas entre o heliponto e sua estrutura de suportes.

O heliponto será posicionado acima do módulo de acomodações da unidade de perfuração, a uma distância de 57,80 metros do nível do mar quando a plataforma estiver elevada. Na figura a seguir é possível identificar a localização do heliponto na plataforma.

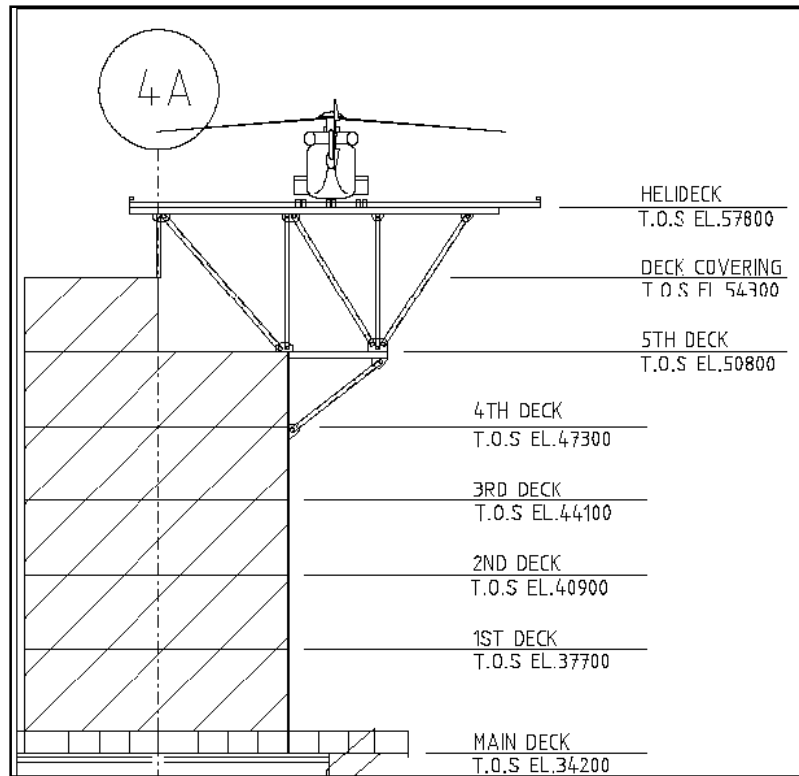


Figura 3 - Localização do heliponto

A estrutura de suportes do heliponto é uma estrutura típica para esses fins. Ela é constituída basicamente por uma estrutura em vigas de perfil H em formato de octógono suportada por seis colunas e reforçada por contraventamentos em formato cilíndrico. As figuras a seguir apresentam a estrutura de suportes:

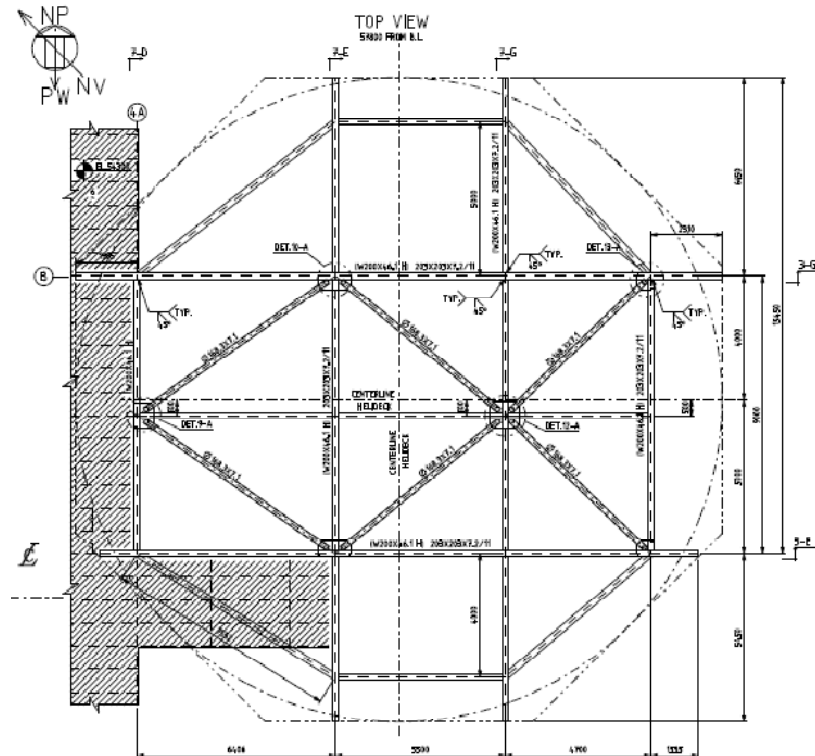


Figura 4 - Estrutura de suportes do heliponto - vista superior

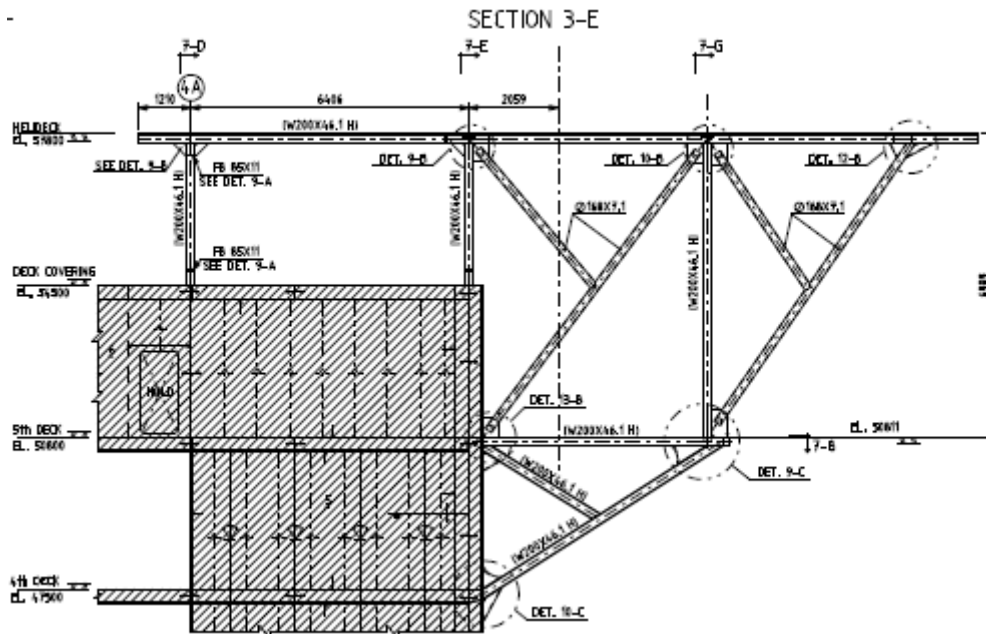


Figura 5 - Estrutura de suportaço do heliponto – seço 3-E

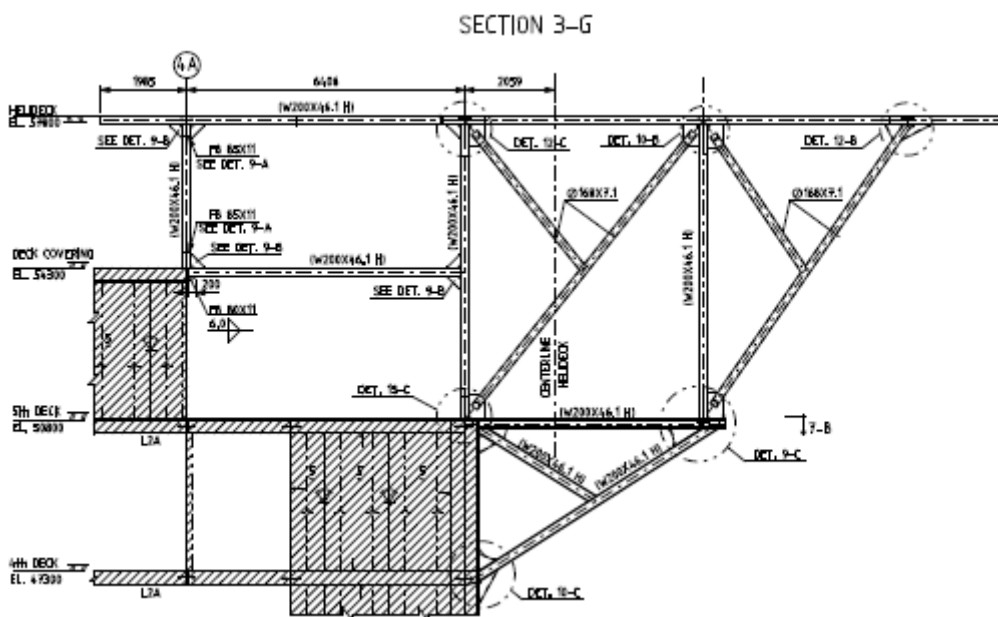


Figura 6 - Estrutura de suportaço do heliponto – seço 3-G

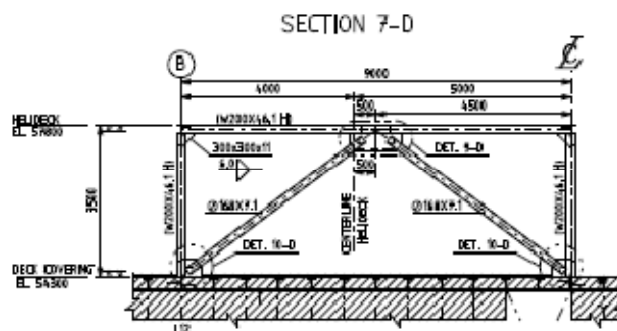


Figura 7 - Estrutura de suportaço do heliponto – seço 7-D

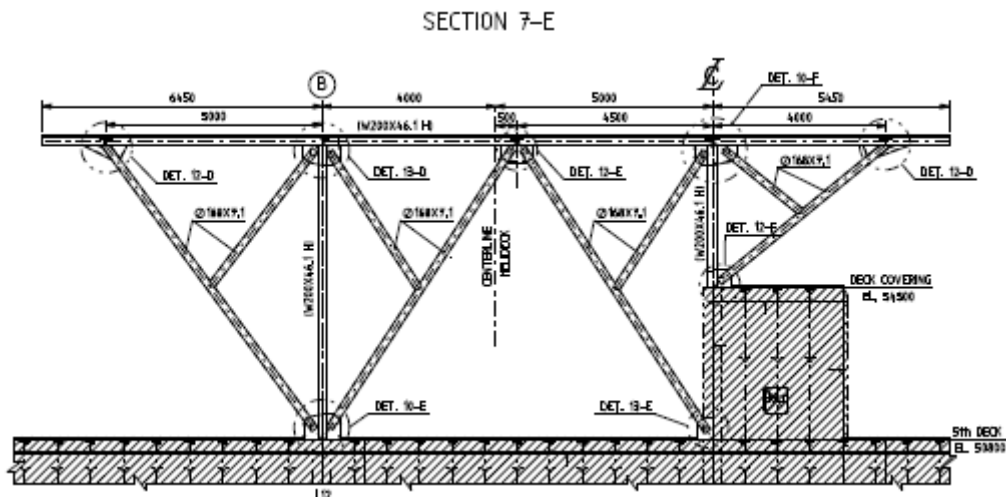


Figura 8 - Estrutura de suportação do heliponto – seção 7-E

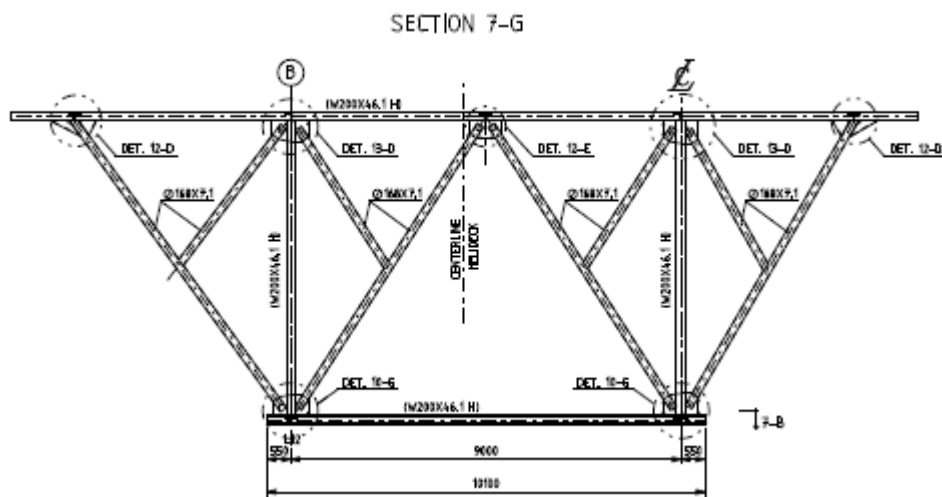


Figura 9 - Estrutura de suportação do heliponto – seção 7-G

1.3. Objetivo do Projeto

O objetivo do projeto é verificar se os níveis de tensão impostos pelas cargas ambientais e de operação dos helicópteros e a resistência à flambagem das vigas da estrutura suporte do heliponto satisfazem aos requisitos das regras e regulamentos pertinentes. Espera-se chegar a uma configuração estrutural que esteja de acordo com esses critérios.

2. METODOLOGIA

Para a análise estrutural, inicialmente foram analisados os regulamentos e regras e pertinentes a análise de estruturas suporte de helipontos localizados sobre unidades *offshore*. Em seguida foi modelada, por meio de elementos finitos, a estrutura de suportação proposta. As cargas ambientais e de operação dos helicópteros foram definidas a partir do estabelecido nas normas pertinentes. Em um estágio final, os resultados obtidos na forma de tensões de flexão e cargas compressivas, foram confrontados com os limites impostos pelas normas pertinentes.

Os possíveis modos de falha identificados para a estrutura em estudo foram as falhas por escoamento do material, quando a tensão instalada ultrapassa a tensão limite de escoamento, e por flambagem, quando as vigas deformam excessivamente.

2.1. Critério de Escoamento

A análise do nível de tensão nas vigas da estrutura foi feita de acordo com os critérios propostos na referência [2] (DNV-OS-C201).

De acordo com a referência supracitada, cada membro estrutural deve ser projetado para a condição de carregamento mais desfavorável descritas na tabela abaixo:

Tabela 1 - Condições de carregamento

Caso	Descrição
a)	Cargas funcionais
b)	Máxima combinação entre cargas funcionais e cargas ambientais
c)	Cargas acidentais associadas a cargas funcionais

Para cada condição de carregamento da tabela acima, a análise estrutural deverá ser feita levando em consideração todas as combinações de cargas possíveis. Todas as direções de vento combinadas com todas as possíveis cargas operacionais do helicóptero deverão ser consideradas.

Na metodologia utilizada para análise dos níveis de tensão, o critério de aceitação é atingido por comparação entre as tensões calculadas para diferentes condições de carregamento com a tensão máxima permissível definida pela multiplicação do fator de utilização permissível (η_P) com um coeficiente (β) que depende do tipo de estrutura e será discutido mais adiante.

Os fatores de utilização permissíveis são uma função das condições de carregamento, modo de falha e grau de importância do membro estrutural analisado. Eles são calculados pela seguinte equação:

$$\eta_P = \beta \cdot \eta_0$$

Onde η_0 é o fator de utilização básico, eles são definidos em função das condições de carregamento apresentadas na tabela 1, conforme pode ser visto na tabela abaixo:

Tabela 2 - Fator de utilização básico

Fator	Condição de Carregamento		
	a)	b)	c)
η_0	0.60	0.80	1.00

O coeficiente β está relacionado com a estabilidade estrutural do membro que está sendo analisado. A recomendação da referência [2] é que, se o membro sob análise for uma viga, se utilize sempre o fator $\beta = 1$.

2.2. Critério De Estabilidade

A análise da estabilidade estrutural das vigas será feita de acordo com os critérios propostos na referência [5].

Segundo a referência citada acima, a resistência a flambagem de membros estruturais sujeitos a ação combinada de compressão axial e tensão devido a flexão devem satisfazer os seguintes requerimentos:

$$\frac{f_a}{F_a} + \frac{C_{mx}f_{bx}}{\left(1 - \frac{f_a}{F'_{ex}}\right)F_{bx}} + \frac{C_{my}f_{by}}{\left(1 - \frac{f_a}{F'_{ey}}\right)F_{by}} \leq 1.0 \quad (\text{equação H1 - 1})$$

$$\frac{f_a}{0.60F_y} + \frac{f_{bx}}{F_{bx}} + \frac{f_{by}}{F_{by}} \leq 1.0 \quad (\text{equação H1 - 2})$$

Quando $f_a/F_a \leq 0.15$ a equação H1-3 é utilizada em vez da equação H1-1.

$$\frac{f_a}{F_a} + \frac{f_{bx}}{F_{bx}} + \frac{f_{by}}{F_{by}} \leq 1.0 \quad (\text{equação H1 - 3})$$

Para membros submetidos a tração axial e momento fletor, a estabilidade da estrutura deve ser avaliada pelo seguinte critério:

$$\frac{f_a}{F_t} + \frac{f_{bx}}{F_{bx}} + \frac{f_{by}}{F_{by}} \leq 1.0 \quad (\text{equação H2 - 1})$$

Nas equações H1-1, H1-2, H1-3 e H2-1, as subscritas x e y indicam o eixo sobre o qual o momento está atuando.

f_a : tensão axial calculada (tração ou compressão), em ksi;

f_b : tensão de flexão calculada, em ksi;

F_a : tensão de compressão axial que seria permitida se somente a força axial agisse sozinha, em [ksi];

F_b : tensão de flexão de compressão que seria permitida se somente o momento fletor agisse sozinho, em [ksi];

$F_t = 0.6F_y$;

F_y é a tensão limite de escoamento do material;

F'_e : tensão de Euler dividida por um fator de segurança, em ksi. Na expressão acima, l_b é o vão livre da viga no plano de flexão e r_b é o raio de giração correspondente. O fator k é o fator de comprimento efetivo no plano de flexão.

$$F'_e = \frac{12\pi^2 E}{23(kl_b/r_b)^2};$$

O raio de giração pode ser estimado pela seguinte equação:





$$r_b = \sqrt{\frac{I}{A}}$$

Onde I é a inércia no plano de giro da viga e A é sua área transversal.

Embora a estabilidade da estrutura deva ser vista como um todo, incluindo não só as colunas, mas também as vigas, contraventamentos e conexões, um método de se analisá-la é considerar a estabilidade de diferentes tipos de membros considerados como elementos individuais, e então considerar os efeitos dos membros individuais na estabilidade da estrutura como um todo.

O conceito comprimento de flambagem efetivo é um método para estimar os efeitos da interação da estrutura completa em uma coluna a ser considerada. Este conceito utiliza o fator k para equivaler a resistência de um elemento de comprimento lb sob compressão para com a de um elemento de comprimento $k \cdot lb$ ensaiado nas seguintes condições:

Tabela 3 - Fator de comprimento de flambagem

Buckled shape of column is shown by dashed line	(a)	(b)	(c)	(d)	(e)	(f)
Theoretical K value	0.5	0.7	1.0	1.0	2.0	2.0
Recommended design value when ideal conditions are approximated	0.65	0.80	1.2	1.0	2.10	2.0
End condition code	   	Rotation fixed and translation fixed Rotation free and translation fixed Rotation fixed and translation free Rotation free and translation free				

A manutenção de uma carga axial compressiva (F), em um membro que já esteja sob flexão e possua um deslocamento no plano de curvatura (x), gera um momento secundário igual ao produto resultante da excentricidade e da carga axial aplicada, o que não se reflete na tensão f_b .



Figura 10 - Viga sob tensão combinada

Para computar este momento adicional no projeto dos membros sujeitos a tensões axiais combinadas e flexão, a Equação (H1-1) requer que f_b seja amplificada por um fator:

$$\left(1 - \frac{f_a}{F'_{ex}}\right)$$

Dependendo da forma do diagrama de momento aplicado no membro em questão, este fator pode superestimar a magnitude do momento secundário. Para contornar esse problema, o fator de amplificação é modificado por um fator de redução C_m .

Como a combinação de tensão de compressão com tensão de flexão é mais afetada pelo fator de amplificação do que pelo fator de redução, o valor de 0.85 pode ser adotado para C_m .

A máxima tensão permitida (F_a) para membros sob compressão axial, que tenham a razão de esbeltez (kl/r) inferior a C_c é:

$$F_a = \frac{\left[1 - \frac{(kl/r)^2}{2C_c^2}\right] F_y}{\frac{5}{3} + \frac{3(kl/r)}{8C_c} - \frac{(kl/r)^3}{8C_c^3}}$$

Onde:

$$C_c = \sqrt{\frac{2\pi^2 E}{F_y}}$$

Quando kl/r é superior a C_c , a tensão permissível é:

$$F_a = \frac{12\pi^2 E}{23(kl/r)^2}$$

A máxima tensão permitida (F_b) para membros submetidos a momentos fletores é determinada em função do plano de atuação do momento e das características de seção da viga. Esse critério muda se o perfil em questão for considerado compacto ou não.

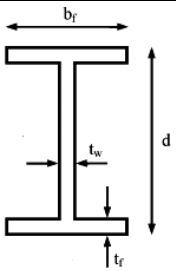
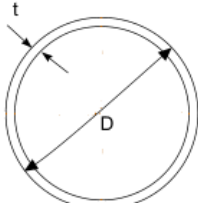
Os critérios que definem se a seção é compacta é apresentado a seguir:

Tabela 4 - Limites para vigas compactas

Elemento	Razão	Limite	
		Compacto	Não Compacto
Flanges de perfil I de vigas extrudadas	b/t	$65/\sqrt{F_y}$	$95/\sqrt{F_y}$
Vigas de seção circular	D/t	$3300/F_y$	–

Na tabela acima o parâmetro b equivale a meia largura do flange de um perfil I (b_f). Os perfis utilizados na estrutura suporte do heliponto são apresentados na tabela a seguir:

Tabela 5 - Classificação das vigas da estrutura

Perfil	Seção	b/tf ou D/t	F _y [ksi]	Compacto	Não Compacto	Critério
W 200x46.1 (H)		9.23	51.49	9.02	13.20	Não Compacto
Tubo Ø168.3x7.1		23.71	51.49	63.58	–	Compacto

Tendo em vista a caracterização dos perfis utilizados, foram definidas as tensões permissíveis F_b para cada condição.

Para membros com seção I não compacta, a tensão F_b , quando o momento fletor atua no eixo forte do perfil é calculada pela seguinte expressão:

$$F_b = F_y \left[0.79 - 0.002 \frac{b_f}{2t_f} \sqrt{F_y} \right]$$

Entende-se por eixo forte da seção, o eixo do plano de maior momento de inércia. Já o eixo fraco é o eixo do plano de menor momento de inércia.

Para membros com seção I não compacta, a tensão F_b , quando o momento fletor atua no eixo fraco do perfil é calculada pela seguinte expressão:

$$F_b = 0.60F_y$$

Para membros com seção circular compacta, a tensão F_b é calculada pela seguinte expressão:

$$F_b = 0.66F_y$$

Neste caso, devido a simetria da seção, não se distingue o eixo forte do fraco sendo o critério acima aplicado de forma independente do plano de atuação do momento fletor.

3. MODELO ESTRUTURAL

Para analisar o comportamento estrutural da estrutura em resposta aos carregamentos solicitados foi feito um modelo em elementos finitos, que é descrito neste capítulo.

3.1. Geometria do Modelo

Para melhor representar as tensões instaladas na estrutura devido à operação dos helicópteros e a ação das cargas ambientais, foram utilizados elementos de viga do tipo CBEAM para modelar a estrutura de suportes e elementos de massa do tipo CONM para modelar a estrutura do helicóptero.

Os elementos do tipo CBEAM são elementos unidimensionais, as propriedades atribuídas a ele são a capacidade de torção, tração, compressão, flexão em dois planos perpendiculares e a resistência ao cisalhamento. Já os elementos do tipo CONM são usados para definir uma massa concentrada em um ponto.

As massas concentradas foram modeladas nos pontos de contato entre o helicóptero e a estrutura de suporte. A massa do helicóptero é de 23,6 toneladas e foi igualmente distribuída nos 25 pontos de contato.

$$\text{Massa do helicóptero} = \frac{23,6}{25} = 0,944 \text{ toneladas por ponto de contato}$$

As figuras abaixo ilustram o modelo da estrutura de suporte do helicóptero:

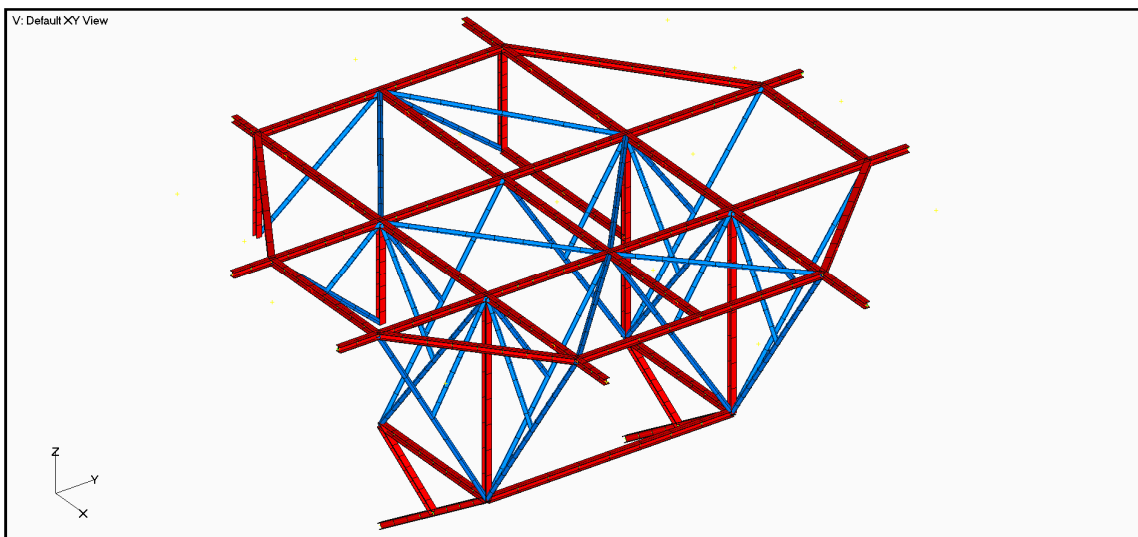


Figura 11 - Modelo estrutural vista global

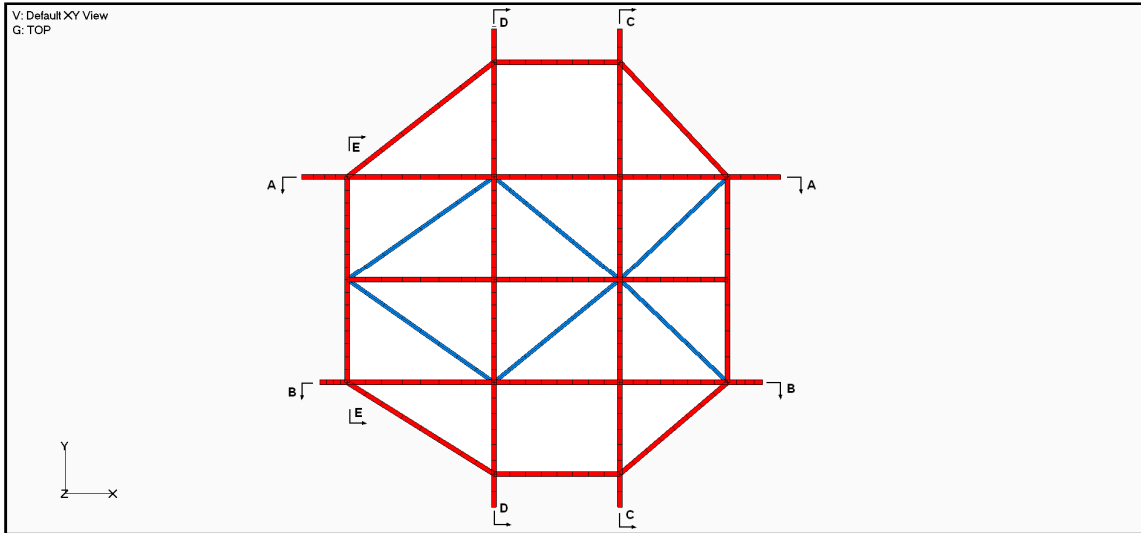


Figura 12 - Modelo estrutural - Vista superior

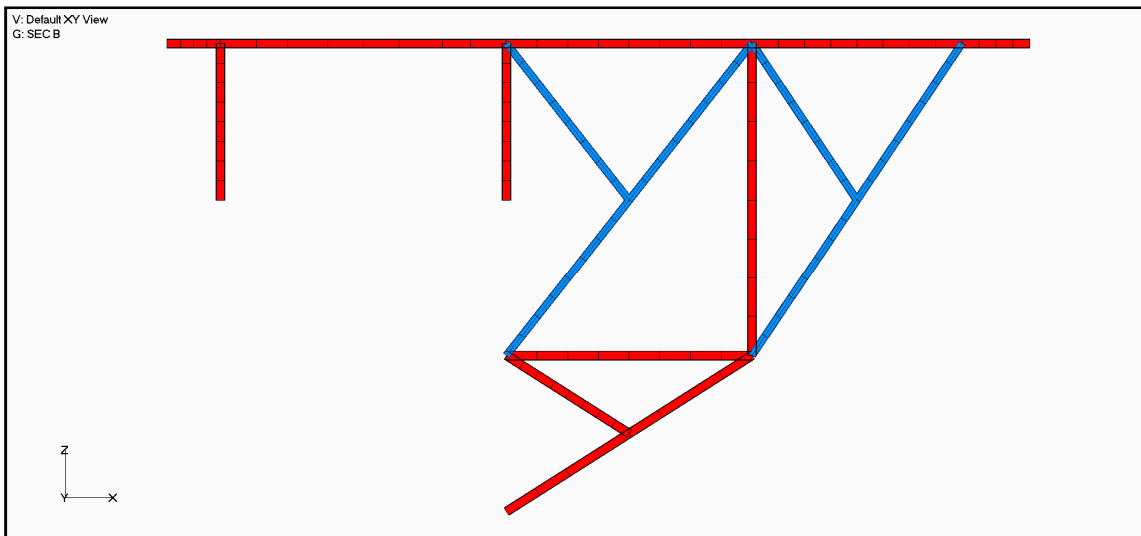


Figura 13 - Modelo estrutural - seção 3-E

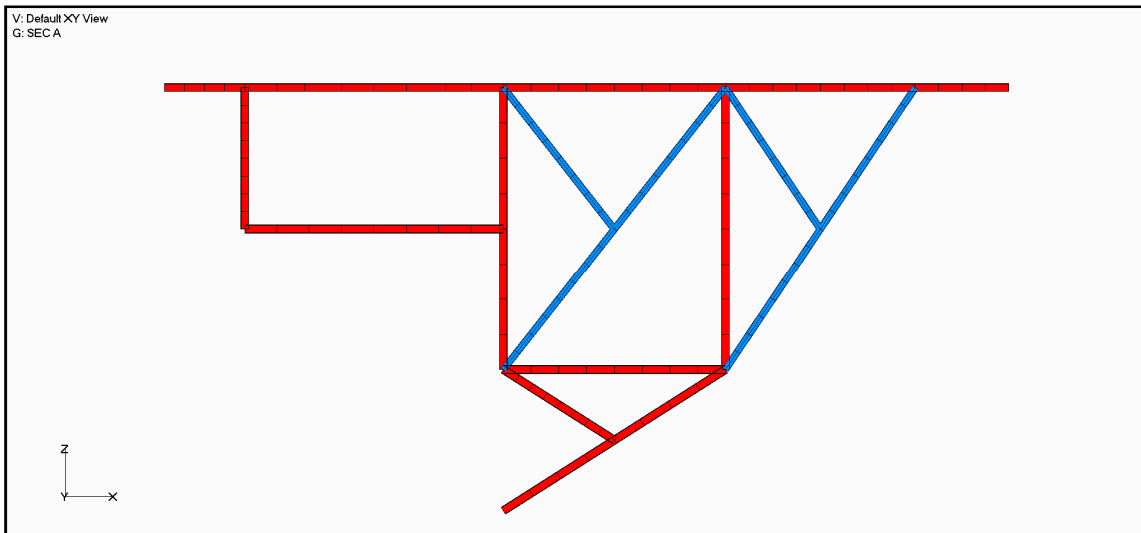


Figura 14 - Modelo estrutural - seção 3-G

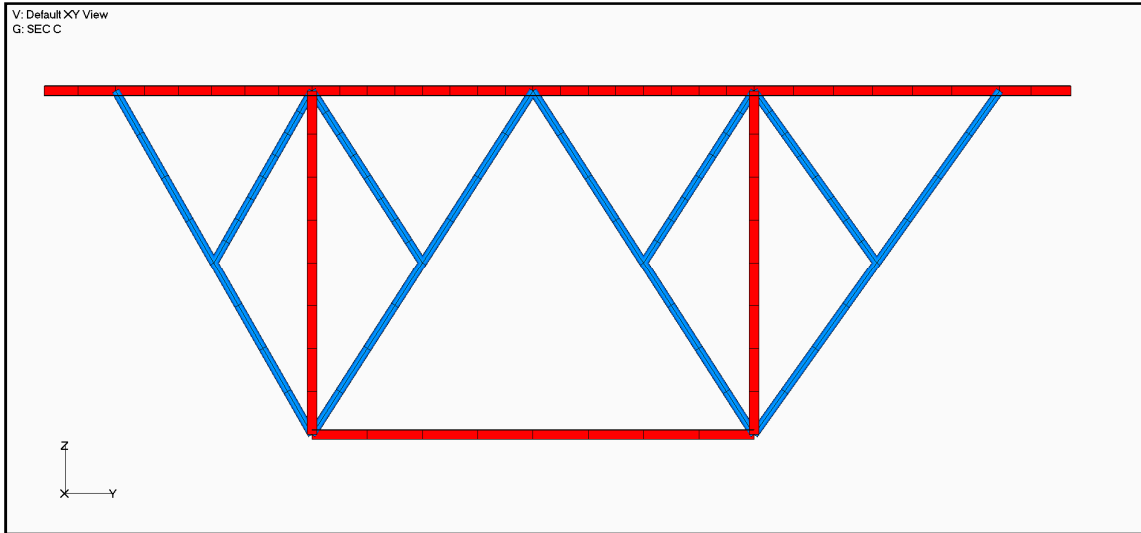


Figura 15 - Modelo estrutural - seção 7-G

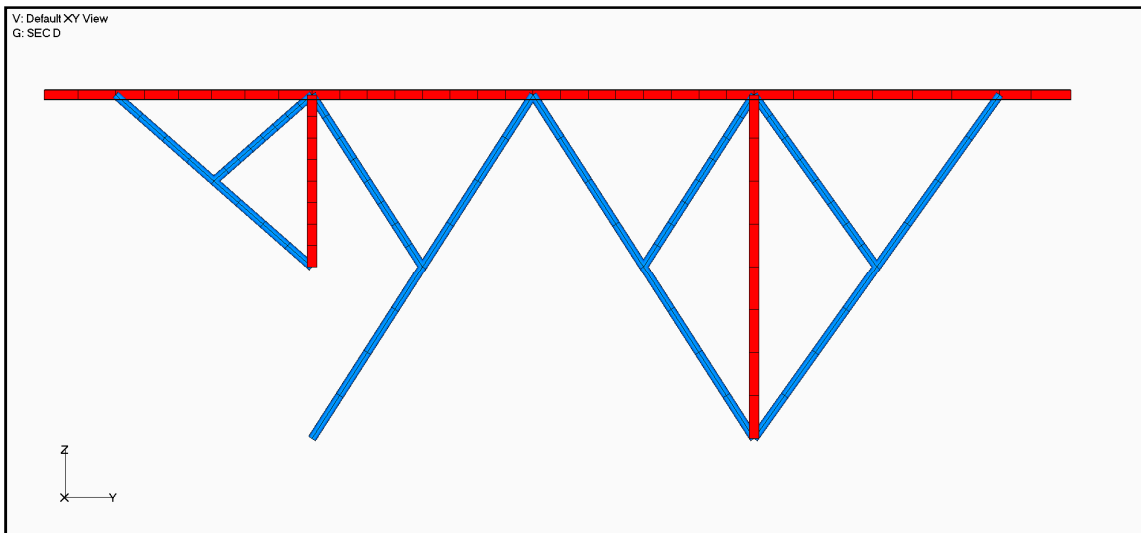


Figura 16 - Modelo estrutural - seção 7-E

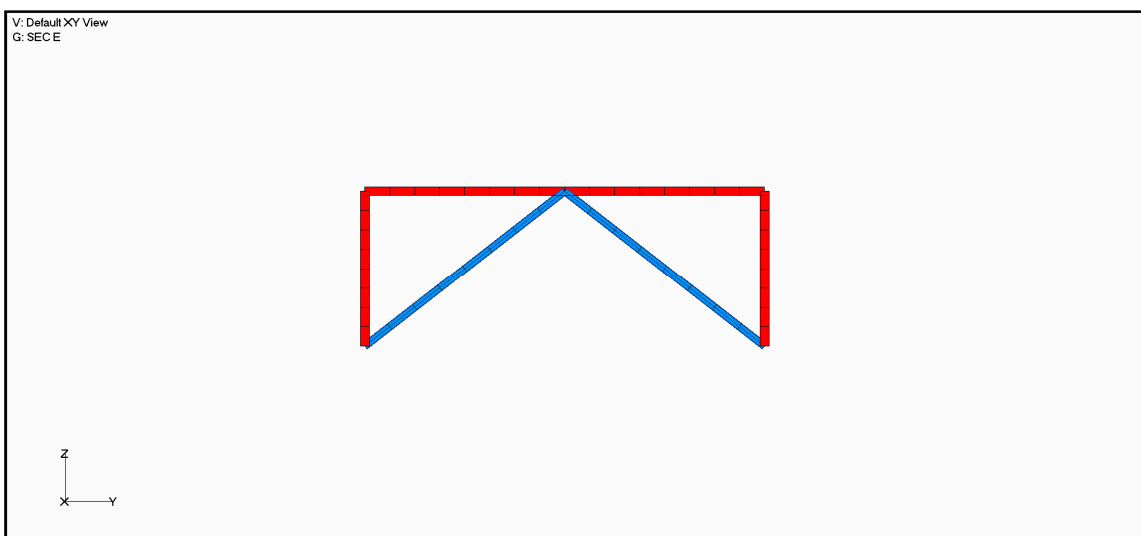


Figura 17 - Modelo estrutural - seção 7-D

3.2. Sistema de Referência

Como a plataforma não se trata de um navio, não é usada a nomenclatura usual para esses casos. Como por exemplo: vante, ré, bombordo e boreste. Sendo assim, foi importante definir um sistema de coordenadas que permitisse uma melhor identificação da estrutura. O sistema adotado é apresentado a seguir:

Tabela 6 - Sistema de coordenadas

Eixo	Direção	Sentido
X	Longitudinal	do oeste para o leste
Y	Transversal	do sul para o norte
Z	Vertical	do nível do mar ao heliponto

O sistema de unidades adotado na modelação da estrutura faz parte do sistema internacional de unidades (SI), e é apresentado na tabela a seguir.

Tabela 7 - Sistema de unidades

Grandeza	Unidade	Símbolo
Força	Newton	N
Comprimento	Milímetro	mm
Tempo	Segundo	S
Massa	Tonelada	t

3.3. Material

As vigas da estrutura suporte são de aço especial com a tensão limite de escoamento de 355 MPa . Esse material é classificado como aço NV A36 pela DN, na referência [4]. Na modelagem do material da viga, foi considerado que o mesmo tem comportamento linear elástico e possui propriedades isotrópicas.

Um material com comportamento linear elástico é aquele que, quando submetido a um carregamento, apresenta uma relação linear entre tensão e deformação. Com respeito às deformações, podemos dizer que elas não são permanentes, ou seja, uma vez removida a carga, o material retorna ao seu estado original.

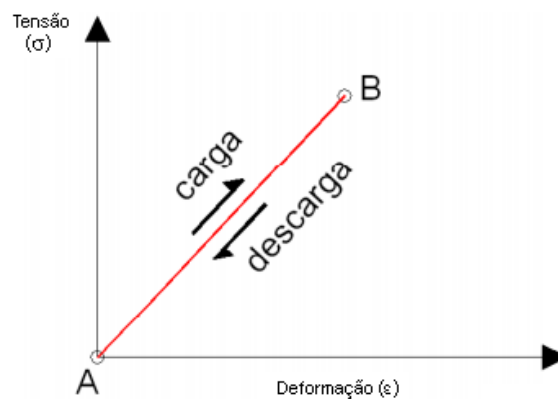


Figura 18 - Relação tensão x deformação de um material linear elástico

Dizer que o material tem propriedades isotrópicas significa dizer que ele tem as mesmas características em todas as direções ou, expresso de outra maneira, material com características simétricas em relação a um plano de orientação arbitrária.

A tabela a seguir apresenta as propriedades do material modelado:

Tabela 8 - Propriedades do material modelado

Propriedade	Símbolo	Valor	Unidade
Módulo de Elasticidade	E	206000	N/mm^2
Densidade	ρ	7.85E-9	t/mm^3
Coefficiente de Poisson	ν	0.3	—

3.4. Propriedades

As propriedades utilizadas foram modeladas de acordo com a geometria do perfil das vigas adotadas na estrutura. Ela é constituída de dos tipos de perfis, o perfil W200x46.1(H) para as vigas e o perfil cilíndrico de 168.3 milímetros de diâmetro para os contraventamentos.

Tabela 9 - Propriedades do modelo

	Material	Tensão de Escoamento [N/mm ²]	Inércia [mm ⁴]	Área [mm ²]
W 200x46.1 (H)	NV A36	355.0	44761533.0	5769.2
Tubo ϕ 168.3x7.1	NV A36	355.0	11701864.0	3595.3

As figuras a seguir ilustram as propriedades modeladas:

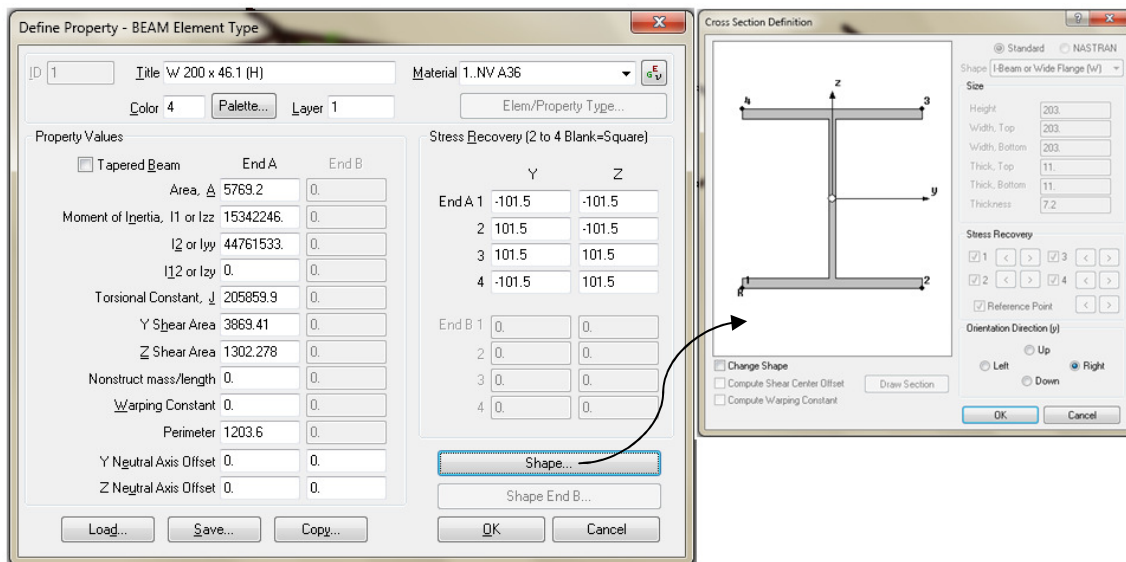


Figura 19 - Propriedade W200x46.1(H)

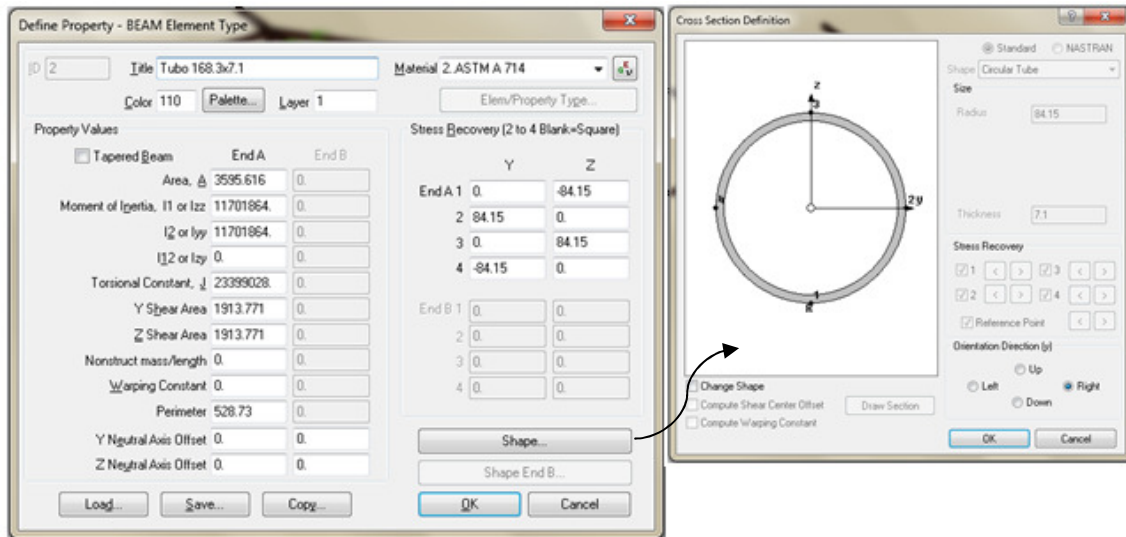


Figura 20 - Propriedade Tubo $\phi 168.3 \times 7.1$

Também foi modelada a propriedade de massa, utilizadas pelos elementos de massa que representam a estrutura de heliponto.

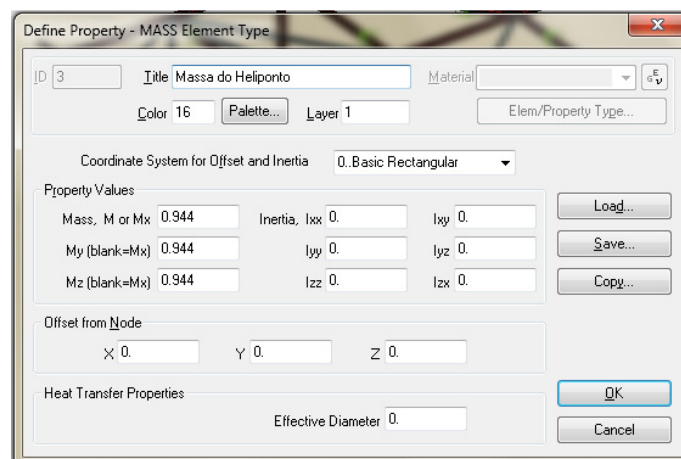


Figura 21 - Propriedade da massa do heliponto

3.5. Chapas de Conexão

As conexões entre as vigas de perfil H e os tubos da estrutura de suporte do heliponto são feitas por chapas de conexão (Chapas Gussset). É entendido que essas placas não apresentam rigidez fora do plano da placa, não resistindo assim a momentos fletores fora do plano.

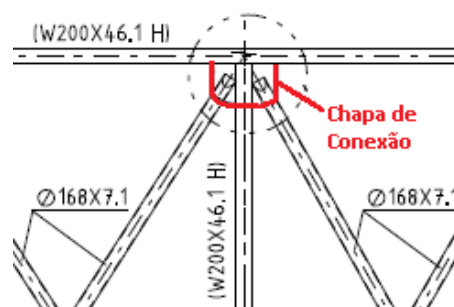


Figura 22 - Chapas de conexão

Na modelagem da malha de elementos finitos no FEMAP, por padrão todos os graus de liberdade entre os elementos são automaticamente conectados. Caso você identifique que um elemento não é estruturalmente ligado a todos os seis graus de liberdade nos nós de cada extremidade, você pode especificar os graus de liberdade que você queira liberar.

Feita essas ponderações, como as chapas de conexão não foram modeladas, a rotação fora do plano onde as placas se localizariam, dos nós dos elementos de viga de perfil tubular, localizados na extremidade onde se tem a conexão dos tubos com os perfis H, precisam ser liberadas. Isso foi feito através do comando *release* do FEMAP.

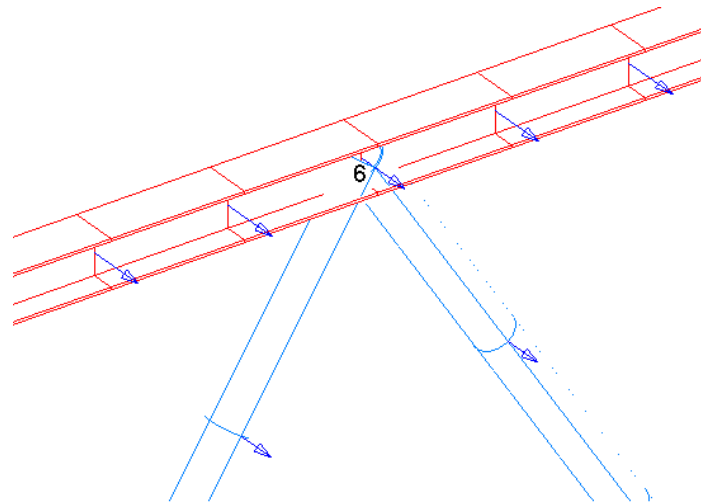


Figura 23 - Grau de liberdade dos elementos nas conexões

A figura acima apresenta um exemplo desse procedimento. O número 6 em cima do nó onde os elementos do tubo chegam nos elementos da viga representa o grau de liberdade que foi liberado. Para o NASTRAN, os graus de 1 a 6 representam respectivamente as translações e rotações em x,y e z. O vetor em azul na figura 23 é o eixo y de cada elemento. Isso significa que a rotação no eixo z nos nós dos elementos de tubo que estão conectados a viga foram liberados, ou seja, a rotação fora do plano da chapa de conexão foi liberada.

As figuras no Anexo IV ilustram os graus de liberdade liberados nas conexões.

3.6. Condições de Contorno

A estrutura de suportação conecta o heliponto com a estrutura da plataforma. Ela precisa ser projetada para transmitir todas as cargas de operação do helicóptero, de peso próprio e ambientais do heliponto para a estrutura da unidade.

A conexão entre a estrutura suporte e o módulo de acomodações será assumida como rígida suficiente para considerar a estrutura suporte engastada nas colunas do módulo. A figura a seguir ilustra as condições de contorno aplicadas no modelo.

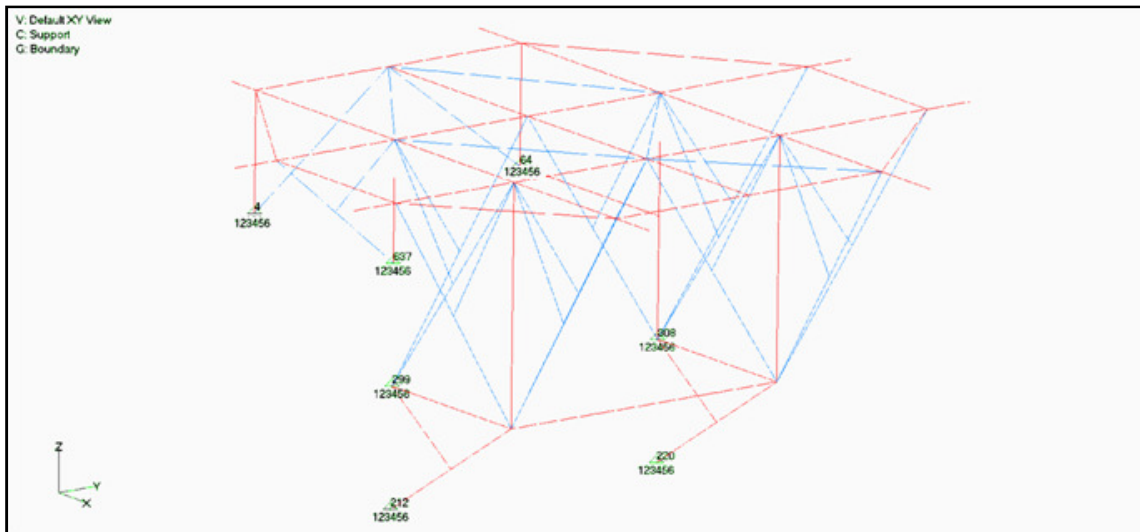


Figura 24 - Condição de contorno

4. CONDIÇÕES DE CARREGAMENTO

Durante a fase de projeto da estrutura de suportação, o projetista deve assegurar que todos os casos de carregamento possíveis serão identificados e testados, e que as piores condições encontradas sejam utilizadas para o dimensionamento da estrutura.

As condições de carregamento foram definidas a partir das regras da DNV, referências [2] e [6], das Normas da Autoridade Marítima Brasileira – NORMAM, referência [7], e do Instituto Americano de Petróleo – API, referência [8].

Cada regra citada acima recomenda um conjunto particular de combinações de carregamento a ser considerado no projeto. Adotando uma medida conservadora, para cada carregamento identificado, foi adotada a exigência mais rigorosa entre as regras.

As condições de carregamento identificadas foram:

- **Condição Est tica**

Nesta condição, são consideradas o peso próprio do heliponto e do helicóptero e a carga viva.

- **Condição de Operação de Projeto (DOC)**

Nesta condição, são consideradas o peso próprio do heliponto, a carga de vento de 1 ano e as cargas de pouso normal do helicóptero.

- **Condição Ambiental Extrema (DEC)**

Nesta condição, são consideradas o peso próprio do heliponto e do helicóptero e a carga de vento de 100 anos.

- **Condição de Operação de Emergência**

Nesta condição, são consideradas o peso próprio do heliponto, a carga de vento de 1 ano e as cargas de pouso de emergência do helicóptero.

As cargas identificadas na etapa de projeto, as quais iriam atuar na estrutura do heliponto são descritas abaixo:

- Peso morto
- Carga viva
- Carga de vento
- Cargas do helicóptero

4.1. Peso Morto

No projeto da estrutura de suportação devem ser consideradas a aceleração da gravidade e as forç as inerciais devido ao movimento da unidade. Como se trata de uma unidade em que o helicóptero são irá operar quando ela estiver elevada, pode-se dizer que nestas condições as acelerações sofridas pela plataforma são nulas. Sendo assim somente o peso próprio do heliponto e da estrutura suporte serão computados.

A valor considerado para a aceleração da gravidade foi de $9807mm/s^2$.

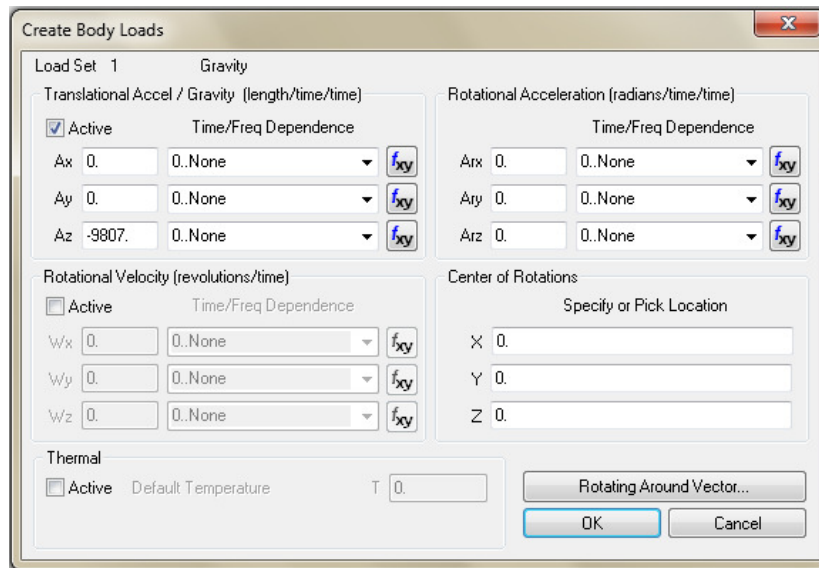


Figura 25 - Aceleração da gravidade

4.2. Carga Viva

Bem como o peso próprio da estrutura, o heliponto deve ser projetado para suportar cargas impostas no convés devido ao fluxo de pessoas, operação de reabastecimento, movimentação de equipamentos, provisórios e outros.

Segundo a referência [8], no capítulo 5, a carga viva deve ser aplicada como uma pressão (P_{CV}) equivalente a $2kN/m^2$ uniformemente distribuída em toda a área do heliponto.

Para aplicar essa carga no modelo multiplicou-se a pressão pela área do heliponto (A_H), calculada através do desenho do heliponto [9], para se obter a força total a ser aplicada. Em seguida essa força foi igualmente distribuída nos 25 pontos de apoio entre o heliponto a estrutura de suporte.

$$P_{CV} = 2kN/m^2$$

$$A_H = 361.87m^2$$

$$F_{CV} = \frac{P_{CV} \times A_H}{25}$$

$$F_{CV} = \frac{2[kN/m^2] \times 361.87[m^2]}{25} = 28.949kN$$

$$F_{CV} = 28949N$$

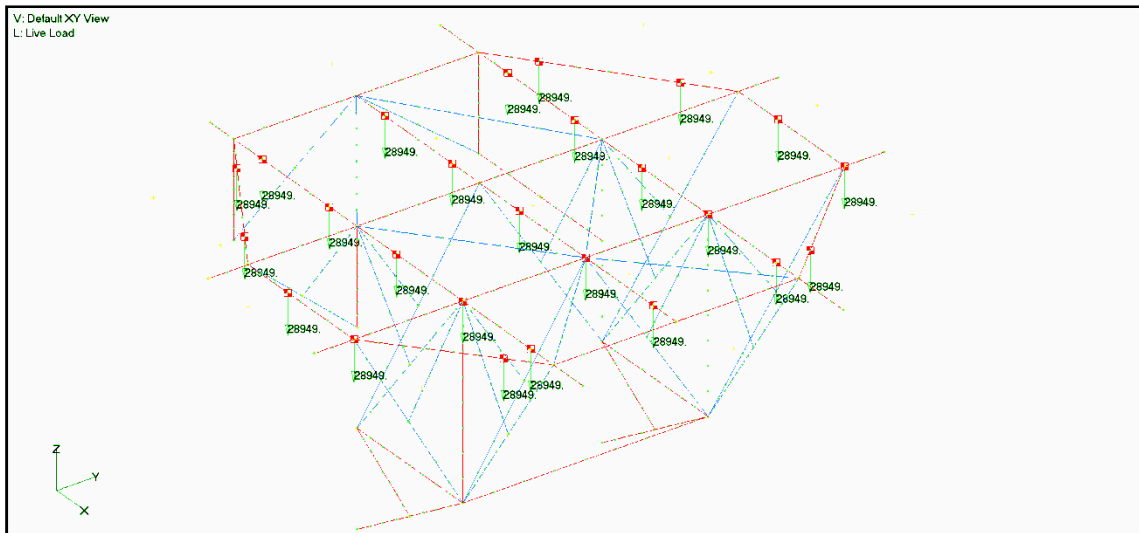


Figura 26 - Carga viva

4.3. Carga de Vento

As instalações do heliponto devem permitir a operação do helicóptero em qualquer condição meteorológica que permita a operação do helicóptero. Sendo assim, faz-se necessário estudar os efeitos da carga de vento agindo sobre a estrutura suporte do heliponto.

A definição das cargas e do perfil de vento será feita de acordo com a referência [9]. Em localizações *offshore*, o perfil de vento de *Frøya* é o mais indicado por ser considerado o melhor perfil de vento para esse tipo de região.

O modelo de *Frøya* implica que a expressão apresentada a seguir pode ser usada para a conversão do vento de referência com período (T_o) de uma hora e com velocidade U_0 a uma altura H acima do nível do mar, para um vento com velocidade U com período médio T a uma altura z acima do nível do mar.

$$U_{(T,z)} = U_0 \left\{ 1 + C \cdot \ln \frac{z}{H} \right\} \cdot \left\{ 1 - 0.41 \cdot I_U(z) \cdot \ln \frac{T}{T_o} \right\}$$

Onde $H = 10m$, $T_o = 1h$ ou $3600s$ e onde:

$$C = 5.73 \cdot 10^{-2} \cdot \sqrt{1 + 0.148U_0}$$

$$I_U = 0.06 \cdot (1 + 0.043U_0) \cdot \left(\frac{z}{H} \right)^{-0.22}$$

De acordo com a referência [6], as cargas de vento devem ser calculadas para um vento com período médio T de 3 segundos.

O vento de referência adotado para a análise é apresentado na tabela a seguir. A sigla 'WS,1hr@10m(m/s)' indica a velocidade do vento de referência, em metros por segundo, com período de retorno de uma hora a uma altura de 10 metros acima do nível do mar.

Tabela 10 - Vento de referência

Omni Directional	HS(m)	TP(s)	WS, 1hr@10m(m/s)	VC, Surf(m/s)
1-year	4.8	11.08	15.70	1.00
10-years	6.8	13.15	19.83	1.25
100-years	8.3	14.86	23.26	1.51
1000-years	9.9	16.39	26.87	1.70

Como explicado no início deste capítulo, só serão estudados casos de carregamento com ventos de 1 e 100 anos.

A altura máxima do heliponto em relação ao nível do mar é de 57.8 metros. Essa altura será utilizada como referência para o cálculo da ação do vento em todas as vigas da estrutura de suportes.

A velocidade do vento, com período T , a uma altura z acima do nível do mar, calculado pelo perfil de *Frøya* e baseado no vento de referência com velocidade U_0 , período T_0 e altura H , é apresentada a tabela abaixo:

Caso	U_0 [m/s]		H [m]	T_0 [s]	z [m]	T [s]	C	I_U	$U_{(T,z)}$ [m/s]
DOC	1 ano	15.70	10.0	3600	57.8	3	0.10	0.07	22.27
DEC	100 anos	23.26	10.0	3600	57.8	3	0.12	0.08	34.87

Segundo a referência [9], a pressão básica do vento (q) é dada pela equação de Bernoulli:

$$q = \frac{1}{2} \rho_a U_{(T,z)}^2 \text{ [N/m}^2\text{]}$$

Onde a densidade do ar é dada por 1.226 kg/m^3 .

Para aplicar essa carga no modelo, decidiu-se linearizá-la em função do comprimento de cada membro estrutural, já que as vigas foram modeladas como elementos unidimensionais, para assim poder aplicá-la como um carregamento distribuído. A distribuição de força de vento (F_V) ao longo do comprimento de um membro estrutural, agindo no sentido normal a superfície é calculada pela seguinte equação:

$$F_V = C \cdot q \cdot d \text{ [N/m]}$$

Onde:

C : coeficiente de chapa;

d : altura do membro estrutural, ortogonal ao comprimento.

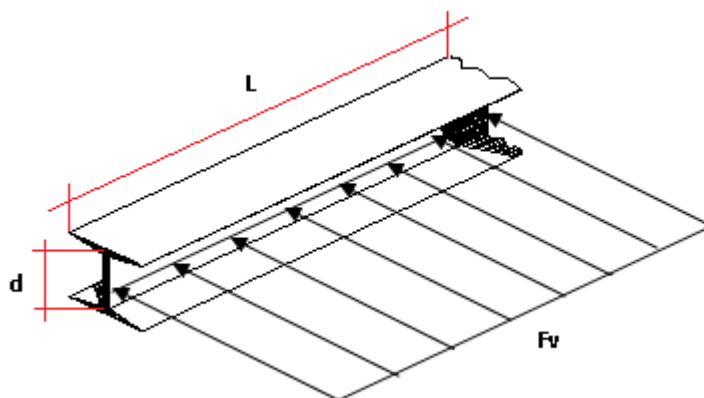


Figura 27 - Ação do vento nos perfis

A tabela a seguir resume as cargas de vento calculadas para cada perfil de viga e para cada condição de vento, já convertidas para o sistema de unidades adotado.

Tabela 11 - Resumo das cargas de vento

Seção	d [mm]	C	F_V [N/mm]	
			DOC	DEC
W 200x46.1 (H)	203.0	1.6	0.099	0.242
Tubo ϕ 168.3x7.1	168.3	0.5	0.026	0.063

Os coeficientes de chapa dos perfis utilizados na estrutura foram retirados da referência [9]. Independente do ângulo de incidência do vento em relação ao perfil, que irá variar, optou-se pelo conservadorismo e foi escolhido a maior valor de C para cada perfil.

Pressupõem-se que o vento possa incidir sobre a estrutura sobre um plano paralelo ao nível do mar com qualquer algulação, de 0 a 360°. Sendo assim, para melhor avaliar as interações entre as diferentes posições em que o helicóptero pode aterrissar e as cargas ambientais, as cargas de vento foram aplicadas rodeando a estrutura em 360° com passo de 90°. Ou seja, incidindo em +X, +Y, -X e -Y. As imagens com as cargas de vento aplicadas são apresentadas no anexo I.

4.4. Cargas do Helicóptero

É importante que o projetista conheça os parâmetros como dimensões principais, peso e área de contato com o solo de todos os helicópteros que possam vir a operar no heliponto para garantir que ele permanecerá adequado para uso futuro.

Pensando nisso, o heliponto será projetado para receber o mais pesado helicóptero identificado. É o modelo S92 da fabricante *Sikorsky*. Os dados dessa aeronave foram obtidos através da referência [1] e sua ficha técnica é apresentada no Anexo I.

A estrutura de suporte, junto com o heliponto, deve ser projetada para suportar todo o tipo de operação do helicóptero possível que, quando combinada com outras cargas, gere o cenário mais desfavorável para a estrutura. Pensando nisso, serão calculadas as cargas devido ao helicóptero aterrissado no heliponto, e devido a sua aterrissagem normal e de emergência.

As cargas do helicóptero foram calculadas de acordo com as referências [7] e [10]. Elas serão transferidas ao heliponto através da área de contato do trem de aterrissagem, que é mostrado na figura a seguir:

**UNDERCARRIAGE FOOTPRINT - LOADS FOR PLANNED AIRCRAFT GROWTH
(Not to Scale)**

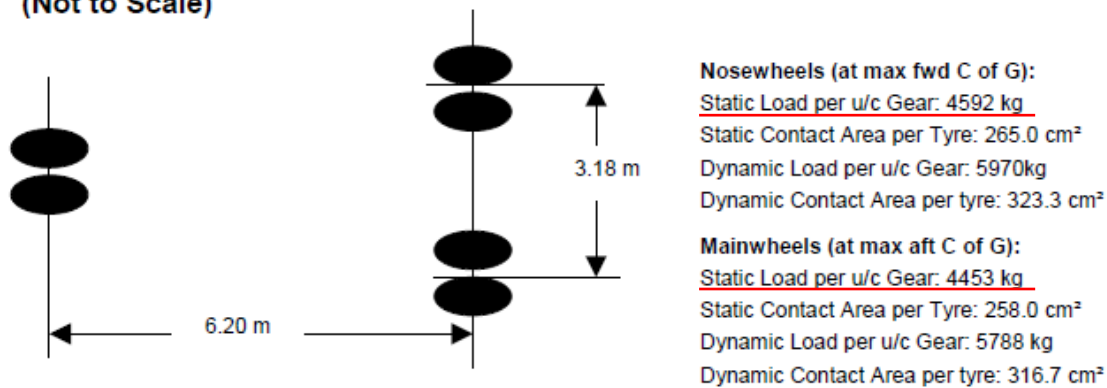


Figura 28 - Interface de contato entre o helicóptero e o heliponto

A carga no modelo será aplicada como uma força concentrada nos três pontos de apoio do helicóptero mostrado na figura acima.

Segundo a referência [10], em todos os casos a carga do helicóptero deve ser considerada como distribuída nos pontos de contato do trem de pouso na mesma proporção que é quando a aeronave está estática em uma superfície horizontal.

Através da carga estática por trem de aterrissagem mostrada na figura 25, é possível checar que 34% da carga ficam concentradas na roda do nariz.

$$\text{Carga na roda do nariz na condição estática} = 4592 \text{ Kg}$$

$$\text{Carga nas rodas principais na condição estática} = 2.4453 \text{ Kg} = 8906 \text{ Kg}$$

$$\text{Concentração na roda do nariz} = \frac{4592}{(4592 + 8906)} = 34\%$$

O restante fica distribuído nas duas rodas principais traseira, 33% em cada.

A massa do helicóptero S92 que será utilizada nos cálculos será a máxima massa de decolagem (MTOW) que equivale a 12837 kg.

- **Carga devido ao helicóptero aterrissado**

A carga a ser transferida a estrutura de suportação do heliponto devido ao helicóptero aterrissado no heliponto consiste no peso próprio da aeronave, já que a unidade não sofre acelera es significativas quando elevada. Ela pode ser calculada pela seguinte expressão:

$$F_{H_AT} = g \cdot MTOW = 125892 \text{ N}$$

Onde g é a acelera o da gravidade. Essa carga será dividida entre os pontos de contato do trem de aterrissagem da seguinte maneira:

$$\text{Roda do Nariz: } F_{H_RN} = F_{H_AT} \cdot 34\% = 42804 \text{ N}$$

$$\text{Roda do Principal (individual): } F_{H_RP} = F_{H_AT} \cdot 33\% = 41545 \text{ N}$$

- **Carga devido a aterrissagem normal**

Segundo a referência [10], para simular o impacto do helicóptero no heliponto, a força total do helicóptero durante a aterrissagem deve ser calculada levando em conta um fator de amplificação igual a 2.

$$F_{H_{AN}} = 2 \cdot g \cdot MTOW = 251785 \text{ N}$$

Essa carga será dividida entre os pontos de contato do trem de aterrissagem da seguinte maneira:

$$\text{Roda do Nariz: } F_{H_{RN}} = F_{H_{AN}} \cdot 34\% = 85607 \text{ N}$$

$$\text{Roda do Principal (individual): } F_{H_{RP}} = F_{H_{AN}} \cdot 33\% = 83089 \text{ N}$$

- **Carga devido a aterrissagem de emergência**

Segundo a referência [7], para simular o impacto do helicóptero no heliponto em casos de aterrissagem de emergência, onde o piloto não tem total controle sobre a aeronave, a força total deve ser calculada levando em conta um fator de amplificação igual a 2.5.

$$F_{H_{AM}} = 2.5 \cdot g \cdot MTOW = 314731 \text{ N}$$

Essa carga será dividida entre os pontos de contato do trem de aterrissagem da seguinte maneira:

$$\text{Roda do Nariz: } F_{H_{RN}} = F_{H_{AM}} \cdot 34\% = 107010 \text{ N}$$

$$\text{Roda do Principal (individual): } F_{H_{RM}} = F_{H_{AM}} \cdot 33\% = 103860 \text{ N}$$

As cargas do helicóptero foram aplicadas de acordo com as possíveis operações do heliponto.

Chegou-se a conclusão em que as circunstâncias em que ele ficaria parado sobre o heliponto seriam nas condições estáticas e ambientais extremas (DEC). É entendido que em condições ambientais extremas, com ventos centenários, o helicóptero não irá operar, ficando no máximo estivado no heliponto.

Para as condições de aterrissagem normal, é entendido que o helicóptero só irá aterrissar dentro da área de aproximação final e decolagem (AAFD), que é definida na referência [7] como sendo a área na qual a fase final da manobra de aproximação para vôo pairado ou pouso é completada e na qual a manobra de decolagem é iniciada.

Já nas condições de aterrissagem de emergência, é pressuposto que o piloto não terá total controle da aeronave. Sendo assim, será considerado que o helicóptero poderá cair em qualquer região do heliponto.

As figuras do modelo com a região em que foram aplicadas as cargas de operação do helicóptero são apresentadas no Anexo II.

4.5. Combinação de Cargas

Tendo em vista que o heliponto deve ser projetado para a pior das circunstâncias, todas as direções de vento foram combinadas com todas as possíveis cargas operacionais do helicóptero criando assim, 53 condições de carregamento possíveis a serem analisadas.

Tabela 12 - Casos de carregamento

		Gravidade	Vento DOC +X	Vento DOC +Y	Vento DOC -X	Vento DOC -Y	Pouso Normal 1	Pouso Normal 2	Pouso Normal 3	Pouso Normal 4	Pouso Normal 5	Pouso Normal 6	Vento DEC +X	Vento DEC +Y	Vento DEC -X	Vento DEC -Y	Pouso de Emergência 1	Pouso de Emergência 2	Pouso de Emergência 3	Pouso de Emergência 4	Pouso de Emergência 5	Pouso de Emergência 6	Helicóptero Parado	Carga Viva	
Estático	1	1																					1	1	
	2	1	1			1																			
	3	1		1			1																		
	4	1			1		1																		
	5	1				1	1																		
	6	1	1					1																	
	7	1		1					1																
	8	1			1					1															
	9	1				1		1																	
	10	1	1						1																
	11	1		1						1															
	12	1			1						1														
	13	1				1						1													
	14	1	1								1														
	15	1		1							1														
	16	1			1							1													
	17	1				1							1												
	18	1	1											1											
	19	1		1											1										
	20	1			1											1									
	21	1				1											1								
	22	1	1									1													
	23	1		1									1												
	24	1			1									1											
	25	1				1									1										
DEC	26	1											1										1	1	
	27	1												1									1	1	
	28	1													1								1	1	
	29	1														1							1	1	
Emergência	30	1	1													1									
	31	1		1													1								
	32	1			1													1							
	33	1				1													1						
	34	1	1															1							
	35	1		1															1						
	36	1			1															1					
	37	1				1															1				
	38	1	1																			1			
	39	1		1																			1		
	40	1			1																			1	
	41	1				1																		1	
	42	1	1																					1	
	43	1		1																				1	
	44	1			1																			1	
	45	1				1																		1	
	46	1	1																					1	
	47	1		1																				1	
	48	1			1																			1	
	49	1				1																		1	
	50	1	1																					1	
	51	1		1																				1	
	52	1			1																			1	
	53	1				1																		1	

5. ANÁLISE DE RESULTADOS

Com base nos critérios de avaliação dos modos de falha da estrutura, a partir da simulação através do modelo em elementos finitos, foi possível analisar o comportamento estrutural do suporte do heliponto.

5.1. Análise dos Níveis de Tensão

A partir dos casos de carregamento que a estrutura de suportação estará submetida, identificados no item 4, e dos critérios sugeridos pela referência [2], foi possível identificar os fatores de utiliza o permissíveis:

Tabela 13 - Fatores de utiliza o permissíveis

Caso de Carregamento	Classifica�o	β	η_0	η_P
Estático	a)	1.00	0.60	0.60
DOC	a)	1.00	0.60	0.60
DEC	b)	1.00	0.80	0.80
Emergência	c)	1.00	1.00	1.00

Os resultados foram para cada uma das 53 combina es de carregamento foram divididos em envelopes de acordo com cada condi o de carregamento. Os resultados são apresentados divididos em grupos de acordo com cada tipo de viga utilizada no modelo.

A tensão instalada nas vigas utilizada para fazer a compara o com a tensão limite permitida foi a máxima tensão combinada, que leva em considera o a combina o das tensões axiais e de flexão instaladas nas vigas devido ao carregamento.

Na tabela abaixo, a máxima tensão combinada instalada (σ_{inst})   comparada com a tensão permitida (σ_y) através do fator de utiliza o (FU), este valor tem que obrigatoriamente respeitar os limites indicados na tabela 13.

Tabela 14 - Resultados de tensão das vigas

Caso de Carregamento	Perfil H		FU	Perfil Tubular		FU
	σ_{inst} [MPa]	σ_y [MPa]		σ_{inst} [MPa]	σ_y [MPa]	
Estático	169.20	355.00	0.48	98.33	355.00	0.28
DOC	152.60	355.00	0.43	72.30	355.00	0.20
DEC	178.80	355.00	0.50	99.38	355.00	0.28
Emergência	187.40	355.00	0.53	88.88	355.00	0.25

Os resultados dos níveis de tensão são apresentados nas figuras no anexo V.

5.2. Análise da Estabilidade

A estabilidade estrutura foi analisada de acordo com o item 2.2. Os dados de entrada necessários para a análise são as tensões de compressão axial e de flexão nos planos dos eixos forte e fraco das vigas. A seguir será explicada a método adotado para a obtenção desses dados através do modelo de elementos finitos.

Em relação a orientação de cada elemento, o eixo x do elemento de viga sempre será o eixo paralelo ao seu comprimento. Para o elemento de viga tipo CBEAM, o NASTRAN calcula as forças axiais no eixo neutro e os momentos fletores em dois planos de referência no eixo neutro, os plano xy (Plano 1) e xz (Plano2) indicados na figura abaixo.

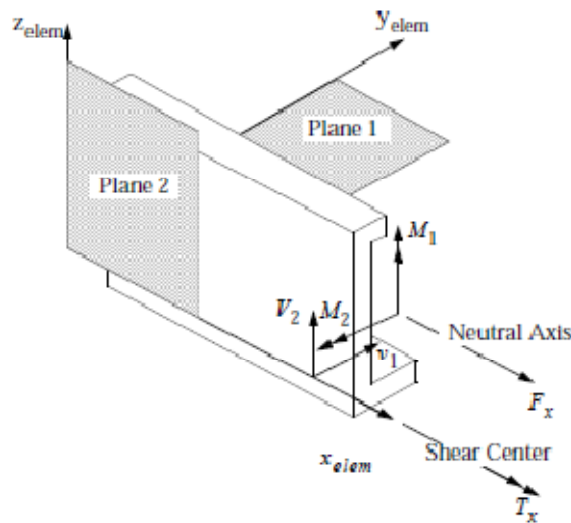


Figura 29 - Orientação do elemento de viga

Os eixos x e y, citados no item 2.2 e na AISC equivalem respectivamente aos eixos y e z do elemento no NASTRAN.

A tensão de flexão em relação ao eixo x da AISC (f_{bx}) será calculada a partir do vetor do momento em relação ao plano 2 (eixo y do NASTRAN) e módulo de seção da viga (SM_x).

$$f_{bx} = \frac{M_{PLANO2}}{SM_x}$$

A tensão de flexão em relação ao eixo y da AISC (f_{by}) será calculada de forma análoga.

$$f_{by} = \frac{M_{PLANO1}}{SM_x}$$

A tensão axial atuante nas vigas será calculada a partir do vetor de força axial calculado (F_{AXIAL}) no NASTRAN e da área seccional da viga (A_T).

$$f_a = \frac{F_{AXIAL}}{A_T}$$

As propriedades das vigas utilizadas na estrutura são apresentadas na tabela abaixo. Pode-se observar que o perfil H tem o eixo x da AISC (ou y do NASTRAN) como o eixo forte, já que é o eixo de maior inércia. Para o perfil tubular essa designação é irrelevante.

Tabela 15 - Propriedades da viga H

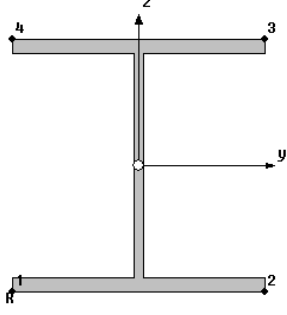
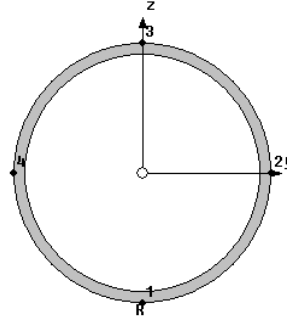
Perfil - W 200 x 46.1 (H)			
	ly	44761533	mm ⁴
	lz	15342246	mm ⁴
	A	5769.2	mm ²
	Fy	355	MPa
	hw	203	mm
	tw	11	mm
	lf	203	mm
	tf	7.2	mm

Tabela 16 - Propriedades da viga tubular

Perfil - Tubo 168.3x7.1			
	ly	11701864	mm ⁴
	lz	11701864	mm ⁴
	A	3595.616	mm ²
	Fy	355	MPa
	D	168.3	mm
	t	7.1	mm

A seguir será feita a aplicação do método descrito acima para uma viga do modelo ilustrada na figura 30, em um caso específico da condição de operação de projeto (DOC).

O comprimento de flambagem l_b é de 7000 mm. De acordo com a tabela 3, o fator de comprimento efetivo k é 1.

Os raios de giração nos planos do eixo x e y são calculados da seguinte maneira:

$$r_{bx} = \sqrt{\frac{I_x}{A}} = \sqrt{\frac{44761533 \text{ mm}^4}{5769.2 \text{ mm}^2}} = 88.1 \text{ mm}$$

$$r_{by} = \sqrt{\frac{I_y}{A}} = \sqrt{\frac{15342246 \text{ mm}^4}{5769.2 \text{ mm}^2}} = 51.6 \text{ mm}$$

As tensões críticas de Euler são calculadas pela seguinte expressão:

$$F'_{ex} = \frac{12\pi^2 E}{23(kl_b/r_{bx})^2} = \frac{12 \cdot \pi^2 \cdot 206000}{23(1.7000/88.1)^2} = 168.0 \text{ MPa}$$

$$F'_{ey} = \frac{12\pi^2 E}{23(kl_b/r_{by})^2} = \frac{12 \cdot \pi^2 \cdot 206000}{23(1.7000/51.6)^2} = 57.6 \text{ MPa}$$

Nota que a tensão de Euler está em Megapascal já que o módulo de elasticidade utilizado também está na mesma unidade.

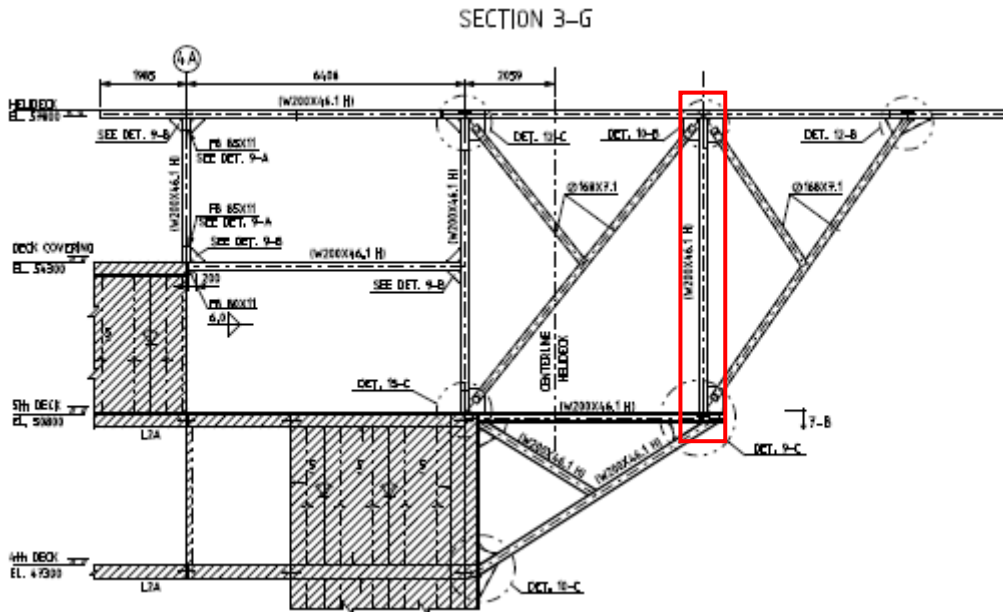


Figura 30 - Checagem de flambagem da coluna na seção 3-G

Para o cálculo da máxima tensão axial permitida (F_a), primeiro é necessário comparar a razão de esbeltez (kl/r) com o parâmetro C_c . Para isso, é recomendado que se use o menor raio de giração da viga.

$$\frac{kl}{r} = \frac{1.7000}{51.6} = 135.7$$

$$C_c = \sqrt{\frac{2\pi^2 E}{F_y}} = \sqrt{\frac{2\pi^2 206000}{355}} = 107.0$$

Como $kl/r > C_c$, então:

$$F_a = \frac{12\pi^2 E}{23(kl/r)^2} = 57.6 \text{ MPa}$$

A máxima tensão de flexão permitida (F_b) é calculada em função do plano de atuação do momento. Como o perfil é não compacto e o eixo x da viga é o eixo forte, F_{bx} será calculada pela seguinte expressão:

$$F_{bx} = F_y \left[0.79 - 0.002 \frac{b_f}{2t_f} \sqrt{F_y} \right] = 51.5 \left[0.79 - 0.002 \frac{203}{2.11} \sqrt{51.5} \right] = 33.9 \text{ ksi} = 233.4 \text{ MPa}$$

Onde F_y é a tensão limite de escoamento do material em ksi. A largura (b_f) e a espessura (t_f) do flange foram utilizadas em milímetros e não em polegadas, já que a razão entre elas não vai afetar as unidades.

A máxima tensão de flexão permitida em relação ao eixo y, eixo fraco, será calculada pela seguinte expressão:

$$F_{by} = 0.60F_y = 0.6 \cdot 355 = 213 \text{ MPa}$$

Os fatores de redução C_{mx} e C_{my} serão adotados como 0.85.

As tensões de flexão instaladas na viga serão calculadas a partir do modelo em elementos finitos. A tensão em relação ao eixo x (Plano 2) é calculada pela seguinte expressão:

$$f_{bx} = \frac{M_{PLANO2}}{SM_x}$$

Onde SM_x é o módulo de seção em relação ao eixo x da viga. Ele é a razão entre o momento de inércia no eixo x e a máxima distância da linha neutra, que neste caso é a metade da altura da viga.

$$SM_x = \frac{I_x}{LN} = \frac{44761533}{(d/2)} = \frac{44761533}{101.5} = 441000.3 \text{ mm}^3$$

Pelo modelo da estrutura, foi possível ver que o maior momento no plano 2 era no sentido positivo, como mostra a figura abaixo.

V: Default XY View
G: Coluna



Output Set: NX NASTRAN Case 25, Deformed(17.56): Total Translation, Criteria: Beam EndB Plane2 Moment

Figura 31 - Vista deformada da viga - Momento no plano 2

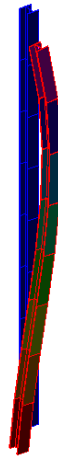
$$M_{PLANO2} = 14580595 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

Então:

$$f_{bx} = \frac{M_{PLANO2}}{SM_x} = \frac{14580595}{441000.3} = 33.06 \text{ MPa}$$

Ainda pelo modelo da estrutura, também foi possível ver que o maior momento no plano 1 era no sentido negativo, como mostra a figura abaixo.

V: Default XY View
G: Coluna



Output Set: NX NASTRAN Case 25, Deformed(17.56): Total Translation, Criteria: Beam EndB Plane1 Moment

Figura 32 - Vista deformada da viga - Momento no plano 1

$$M_{PLAN01} = -6011392 \text{ N. mm}$$

A tensão em relação ao eixo y (Plano 1) é calculada pela seguinte expressão:

$$f_{by} = \frac{M_{PLAN01}}{SM_y}$$

Onde SM_y é o módulo de seção em relação ao eixo y da viga. Ele é a razão entre o momento de inércia no eixo y e a máxima distância da linha neutra, que neste caso é a metade da largura do flange.

$$SM_y = \frac{I_y}{LN} = \frac{44761533}{(b_f/2)} = \frac{15342246}{101.5} = 151155.1 \text{ mm}^3$$

Então:

$$f_{by} = \frac{6011392}{151155.1} = 39.80 \text{ MPa}$$

A tensão axial instalada na viga também é calculada como a razão entre a força axial na viga e sua área transversal (A_T).

$$f_a = \frac{F_{AXIAL}}{A_T}$$

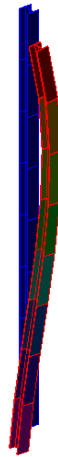
Pela figura 33, podemos ver que:

$$F_{AXIAL} = -123593 \text{ N}$$

O sinal negativo significa que ela é uma força de compressão.

$$f_a = \frac{123593}{5769.2} = 21.42 \text{ MPa}$$

V: Default XY View
G: Coluna



Output Set: NX NASTRAN Case 25, Deformed(17.56): Total Translation, Criteria: Beam EndA Axial Force

Figura 33 - Vista deformada – Força axial

Pelos critérios descritos no item 2.2, como o esforço axial na viga é de compressão, e como $f_a/F_a = 21.42/57.6 = 0.37 > 0.15$, os critérios que devem ser satisfeitos são:

$$\frac{f_a}{F_a} + \frac{C_{mx}f_{bx}}{\left(1 - \frac{f_a}{F'_{ex}}\right)F_{bx}} + \frac{C_{my}f_{by}}{\left(1 - \frac{f_a}{F'_{ey}}\right)F_{by}} \leq 1.0 \quad (\text{equação H1 - 1})$$

$$\frac{f_a}{0.60F_y} + \frac{f_{bx}}{F_{bx}} + \frac{f_{by}}{F_{by}} \leq 1.0 \quad (\text{equação H1 - 2})$$

equação H1 - 1:

$$\frac{21.42}{57.6} + \frac{0.85 \cdot 33.06}{\left(1 - \frac{21.42}{168.0}\right)233.4} + \frac{0.85 \cdot 39.8}{\left(1 - \frac{21.42}{57.6}\right)213} = 0.76 \leq 1.0$$

equação H1 - 2:

$$\frac{21.42}{0.6 \cdot 355} + \frac{33.06}{233.4} + \frac{39.8}{213} = 0.43 \leq 1.0$$

Pelos cálculos apresentados acima, é possível checar que a viga atende aos critérios de flambagem, propostos pela AISC mediante aos esforços solicitados pelo carregamento prescrito.

O mesmo cálculo foi aplicado para checar a flambagem de todas as vigas e colunas da estrutura para todos os casos de carregamento. Foi feito um envelope máximo e outro mínimo de todos os *outputs* dos casos de carregamento, cada viga foi calculada a partir dos maiores esforços, que não necessariamente ocorriam para o mesmo elemento.

As tabelas a seguir apresentam os resultados obtidos, é possível verificar que todas as vigas foram aprovadas nos critérios de flambagem.

Tabela 24 – Resultados de flambagem

Vigas Tubo 168.3x7.1				Material: NV A36 Fy: 355 N/mm ²			Perfil Tubo D: 168.3 mm t: 7.1 mm									
Elemento (ID)	Lb [mm]	K	Fa [N/mm ²]	Fby [N/mm ²]	Fbz [N/mm ²]	F'ey [N/mm ²]	F'ez [N/mm ²]	fa [N/mm ²]	fby [N/mm ²]	fbz [N/mm ²]	fa/Fa	H1-1	H1-2	H1-3	H2-1	Crítério
706	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.17	0.00	1.30	0.13	-	-	-	0.04	Ok
707	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.18	0.00	2.75	0.13	-	-	-	0.05	Ok
708	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.15	0.00	1.63	0.13	-	-	-	0.04	Ok
709	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.15	0.00	0.72	0.13	-	-	-	0.04	Ok
710	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.16	0.00	1.07	0.13	-	-	-	0.04	Ok
711	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.16	0.00	1.08	0.13	-	-	-	0.04	Ok
712	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.17	0.00	1.08	0.13	-	-	-	0.04	Ok
713	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.17	0.00	0.88	0.13	-	-	-	0.04	Ok
714	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.17	0.00	0.95	0.13	-	-	-	0.04	Ok
715	7829	1.0	56.3	234.3	234.3	56.3	56.3	7.18	0.00	2.30	0.13	-	-	-	0.04	Ok
716	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.40	0.00	2.18	0.12	-	-	-	0.05	Ok
717	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.39	0.00	1.12	0.12	-	-	-	0.04	Ok
718	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.38	0.00	0.71	0.12	-	-	-	0.04	Ok
719	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.37	0.00	0.77	0.12	-	-	-	0.04	Ok
720	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.36	0.00	0.77	0.12	-	-	-	0.04	Ok
721	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.35	0.00	0.71	0.12	-	-	-	0.04	Ok
722	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.34	0.00	0.51	0.12	-	-	-	0.04	Ok
723	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	8.33	0.00	1.28	0.12	-	-	-	0.04	Ok
724	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.86	0.00	1.41	0.12	-	-	-	0.04	Ok
725	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.87	0.00	0.57	0.12	-	-	-	0.04	Ok
726	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.88	0.00	0.63	0.12	-	-	-	0.04	Ok
727	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.89	0.00	0.63	0.12	-	-	-	0.04	Ok
728	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.90	0.00	0.63	0.12	-	-	-	0.04	Ok
729	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.91	0.00	0.59	0.12	-	-	-	0.04	Ok
730	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.92	0.00	1.08	0.12	-	-	-	0.04	Ok
731	7106	1.0	68.4	234.3	234.3	68.4	68.4	7.93	0.00	2.17	0.12	-	-	-	0.05	Ok
732	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.71	0.00	1.69	0.03	-	-	-	0.02	Ok
733	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.71	0.00	0.68	0.03	-	-	-	0.02	Ok
734	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.70	0.00	0.70	0.03	-	-	-	0.02	Ok
735	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.70	0.00	1.08	0.03	-	-	-	0.02	Ok
736	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.70	0.00	1.26	0.03	-	-	-	0.02	Ok
737	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.69	0.00	1.26	0.03	-	-	-	0.02	Ok
738	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.69	0.00	1.22	0.03	-	-	-	0.02	Ok
739	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	2.68	0.00	1.79	0.03	-	-	-	0.02	Ok
740	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.51	0.00	1.63	0.04	-	-	-	0.02	Ok
741	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.50	0.00	0.67	0.04	-	-	-	0.02	Ok
742	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.49	0.00	0.61	0.04	-	-	-	0.02	Ok
743	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.48	0.00	0.94	0.04	-	-	-	0.02	Ok
744	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.47	0.00	1.06	0.04	-	-	-	0.02	Ok
745	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.48	0.00	1.06	0.04	-	-	-	0.02	Ok
746	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.49	0.00	1.13	0.04	-	-	-	0.02	Ok
747	6509	1.0	81.5	234.3	234.3	81.5	81.5	3.50	0.00	2.00	0.04	-	-	-	0.02	Ok

6. CONCLUSÕES

Ao final deste trabalho, após a realização de todas as condições de carregamento podemos ter uma visão global do que foi proposto neste projeto, que é na essência, analisar a resposta da estrutura suporte do heliponto inicialmente proposta.

A aplicação das cargas no modelo em elementos finitos foi feita de forma superestimada. Por exemplo, a carga de vento, onde não foi considerado o perfil de vento e foi usada a velocidade do vento na altura máxima do heliponto em relação ao nível do mar para carregar todo o modelo. Além disso, não foram considerados os efeitos de sobreposição das vigas, onde uma serviria de escudo para as outras. A maior extrapolação das cargas foi no caso das cargas do helicóptero, onde foram aplicadas cargas pontuais diretamente nas vigas da parte superior da estrutura, onde na verdade essas cargas atuariam no convés do heliponto e seriam transmitidas a estrutura suporte pelos pontos de apoio.

Neste relatório não foram considerados os casos do comportamento da estrutura do heliponto em resposta as acelerações sofridas pela unidade durante seu deslocamento de um ponto a outro de operação. Foi considerado que, como nesses casos o helicóptero não opera essa condição não seria majoritária no dimensionamento da estrutura.

Tendo em vista essas considerações, foram ensaiados diversos casos de carregamento onde as cargas de vento foram combinadas com as cargas de pouso em diferentes posições. Feito isso, tendo em vista os carregamentos propostos, foi possível checar que a estrutura atende aos critérios de escoamento e de estabilidade requeridos pelas regras pertinentes as sociedades classificadoras e entidades normativas, neste caso a DNV e a AISC.

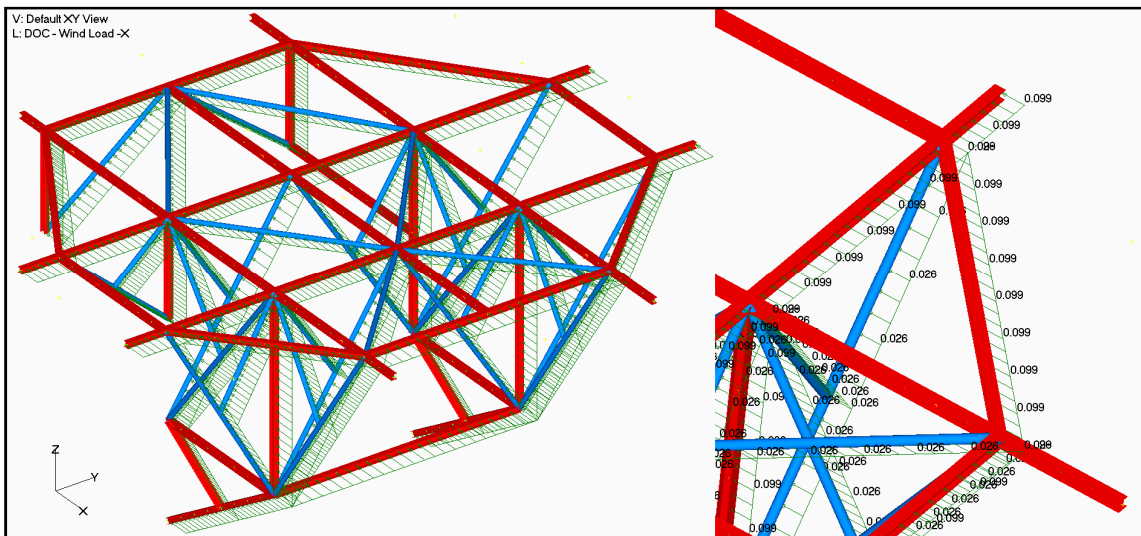
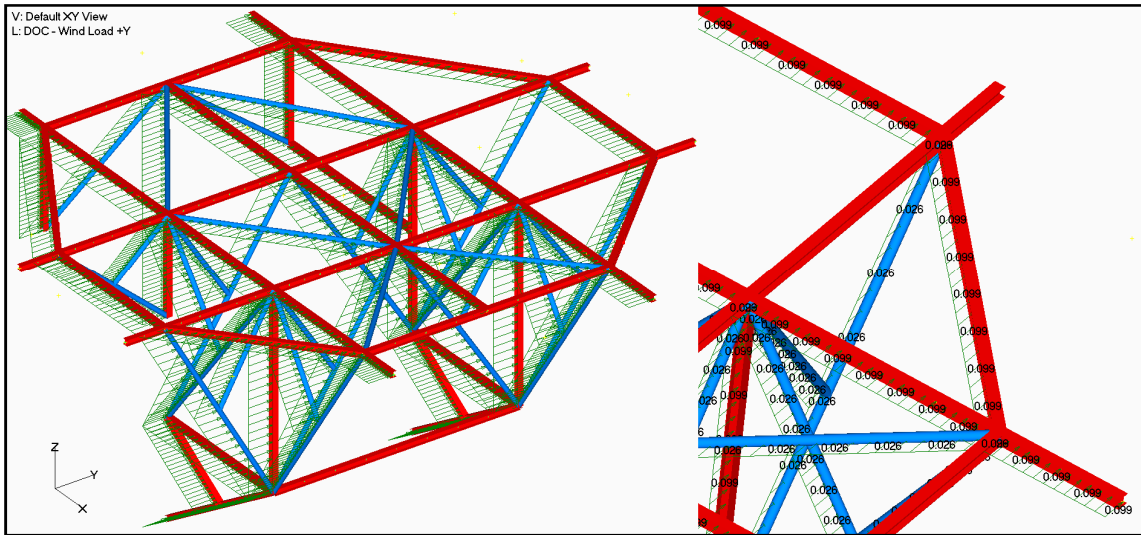
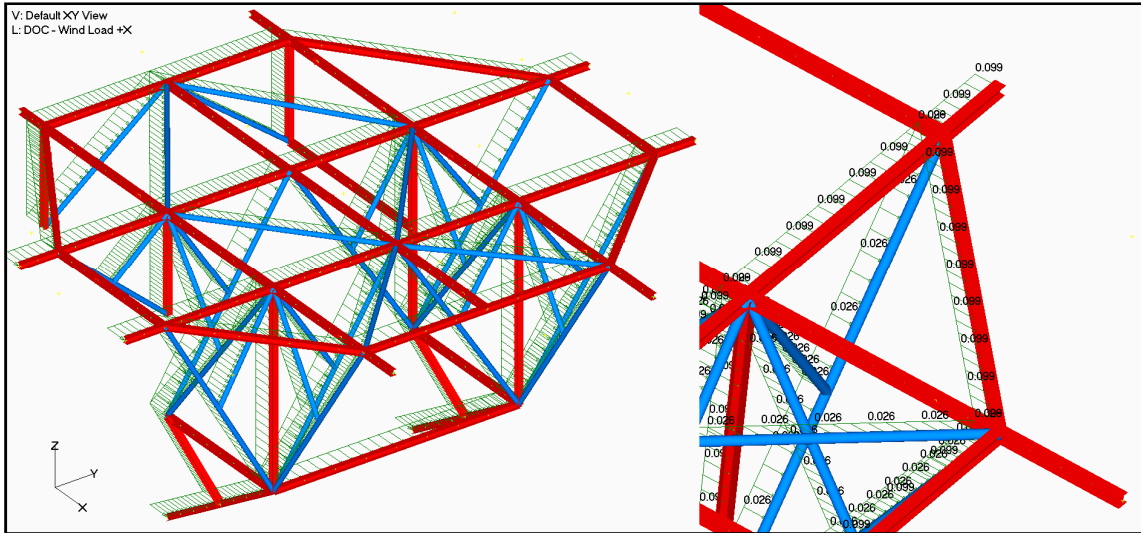
Quanto aos resultados, inicialmente acreditou-se que o maior problema que a estrutura enfrentaria seria em relação aos critérios dos níveis de tensão, em função das cargas do helicóptero atuando diretamente sobre as vigas. Ao longo do estudo, foi observado que as tensões estavam, com certa folga, abaixo dos níveis máximos estipulados. Mas que os critérios de flambagem estavam bem próximos do permitido, chegando em 0.97 em alguns casos, onde o máximo é 1.

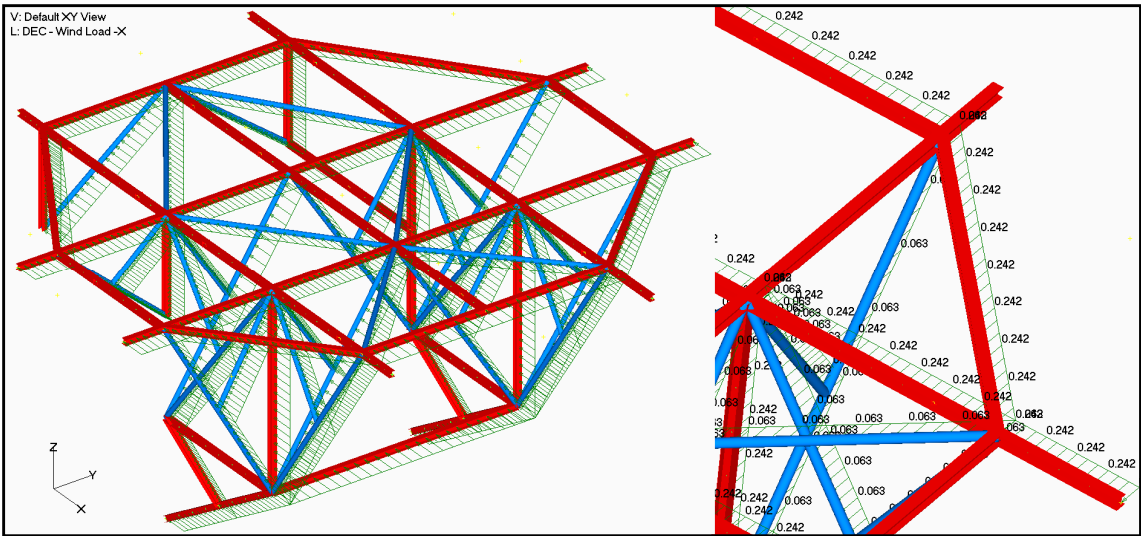
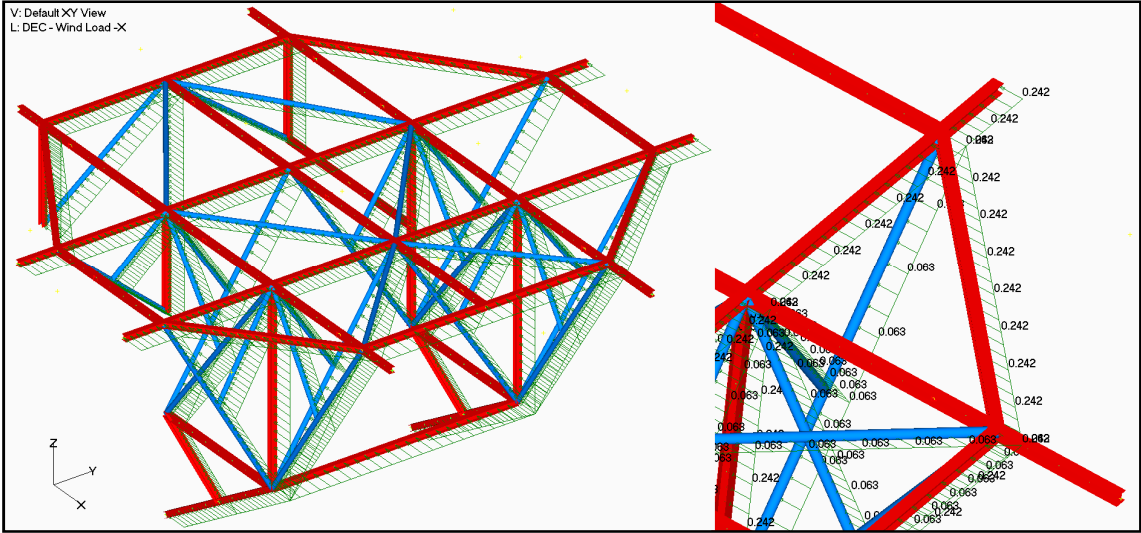
Concluindo, pode-se afirmar que a configuração estrutural proposta está de acordo com os critérios de aceitação das normas pertinentes. E apesar dos critérios de flambagem estarem muito próximos de serem extrapolados, as cargas da estrutura foram superestimadas.

7. BIBLIOGRAFIA

- [1] Health & Safety Executive HSE – Offshore Helideck Design Guidelines – John Burt Associates Limited / BOMEL Limited;
- [2] DNV Offshore Standard – DNV-OS-C201, Structural Design of Offshore Units (WSD Method), April 2012;
- [3] MSC Nastran 2004, Reference Manual;
- [4] DNV Rules for Classification of Ships, July 2012 – Part 2, Material and Welding – Chapter 2, Metallic Materials;
- [5] AISC Manual of Steel Construction – Allowable Stress Design, 9th Edition, June 1989;
- [6] DNV Offshore Standard – DNV-OS-E401, Helicopter Decks, April 2011;
- [7] Normas da Autoridade Marítima para Homologação de Helipontos Instalados em Embarcações e em Plataforma Marítimas – NORMAM 27/DPC, 2011;
- [8] American Petroleum Institute Recommended Practice – API-RP-2L, Recommended Practice for Planning, Designing and Constructing Heliports for Fixed Offshore Platforms, June 1996;
- [9] DNV Recommended Practice – DNV-RP-C205, Environmental Conditions and Environmental Loads, October 2010;
- [10] DNV Rules for Classification of Ships, July 2012 – Part 6, Special Equipment and Systems – Chapter 1, Miscellaneous Notations.

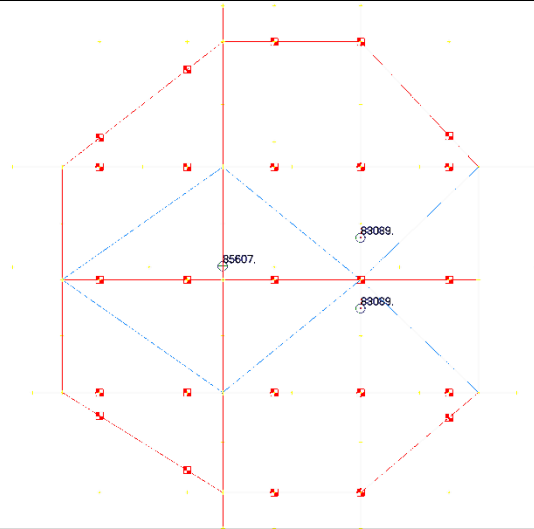
Anexo I - Cargas de Vento



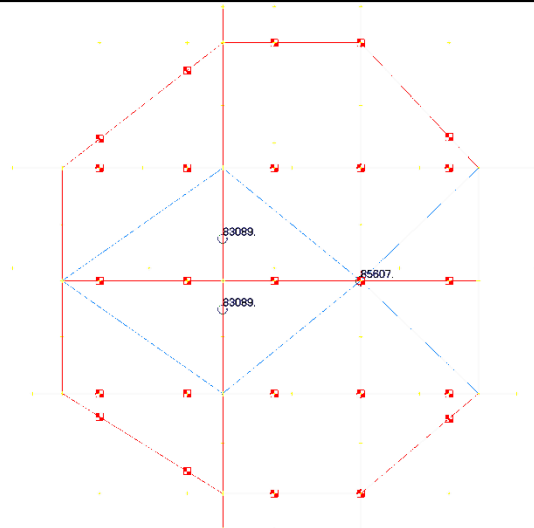


Anexo II - Cargas de Operação do Helicóptero

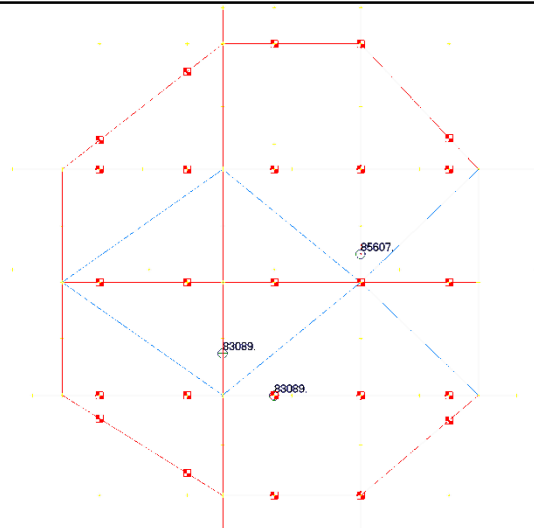
V: Default XY View
L: Normal Landing Case 1



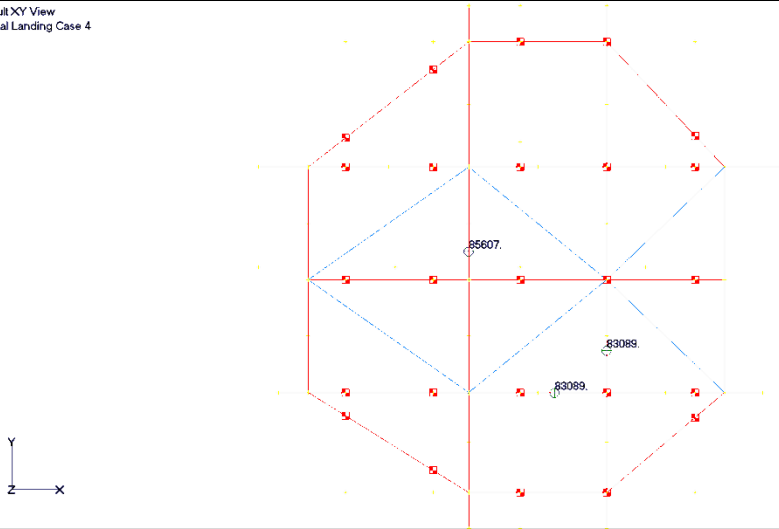
V: Default XY View
L: Normal Landing Case 2



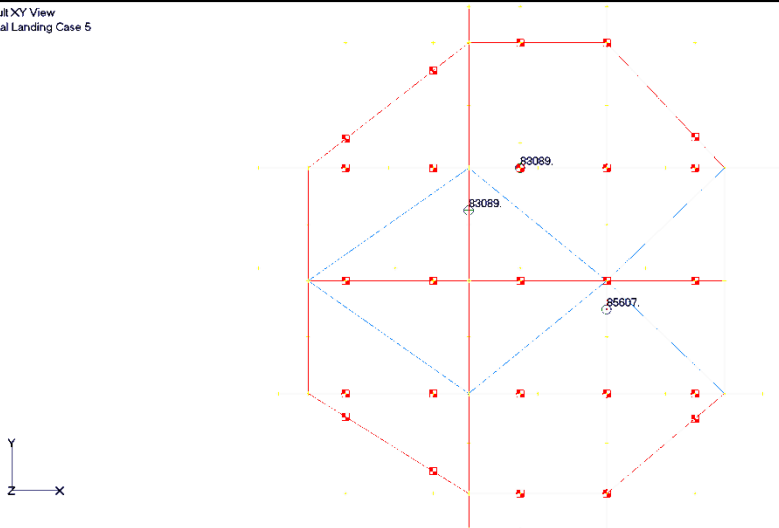
V: Default XY View
L: Normal Landing Case 3



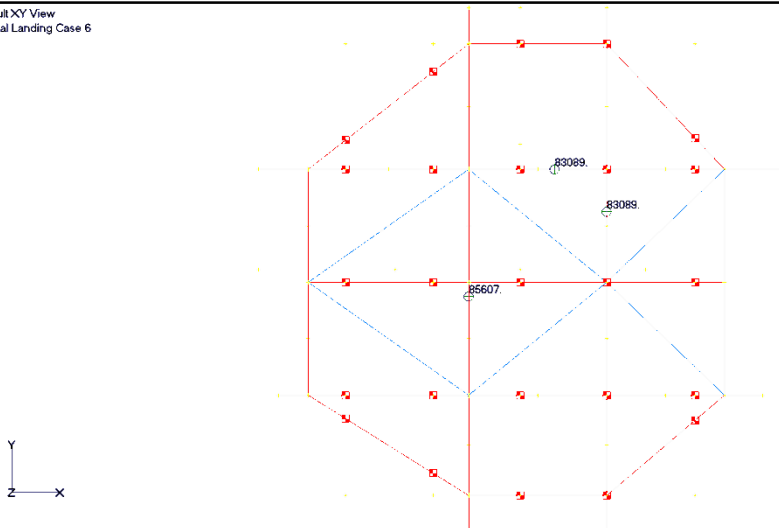
V: Default XY View
L: Normal Landing Case 4



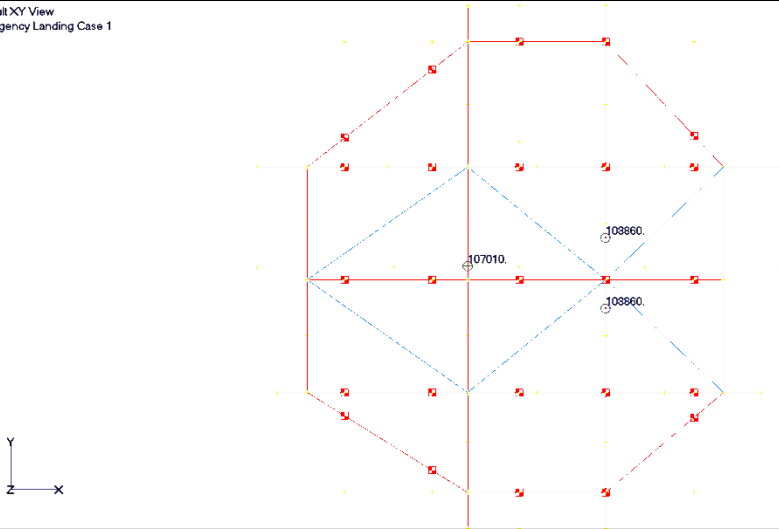
V: Default XY View
L: Normal Landing Case 6



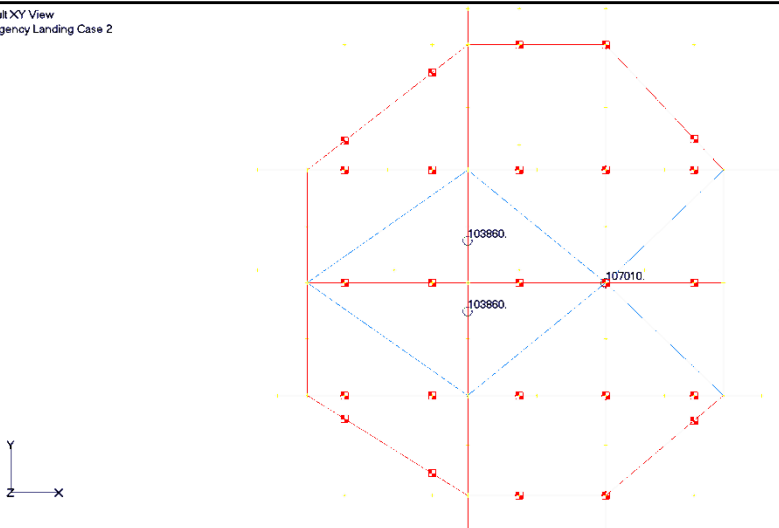
V: Default XY View
L: Normal Landing Case 6



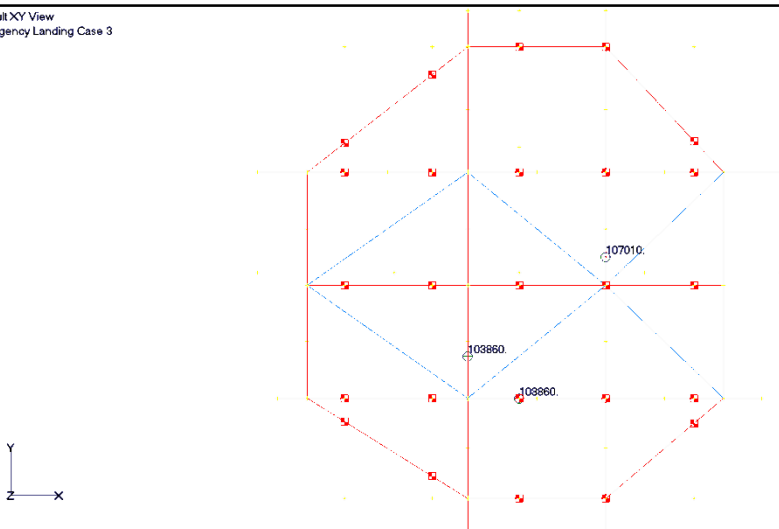
V: Default XY View
L: Emergency Landing Case 1



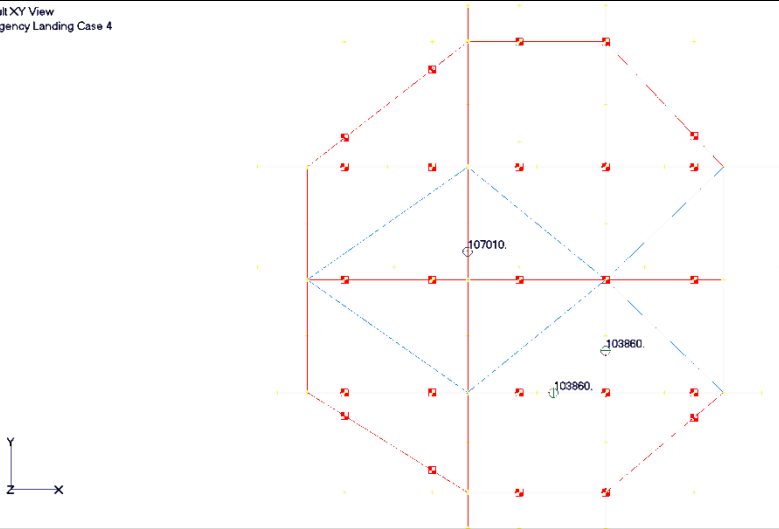
V: Default XY View
L: Emergency Landing Case 2



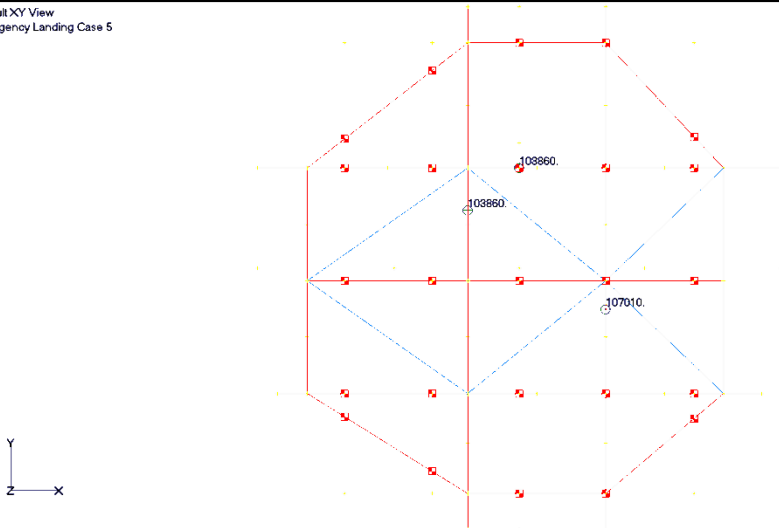
V: Default XY View
L: Emergency Landing Case 3



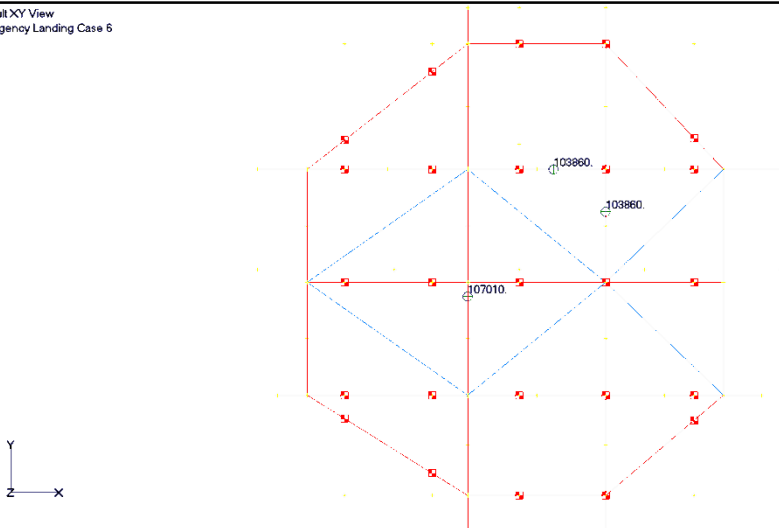
V: Default XY View
L: Emergency Landing Case 4



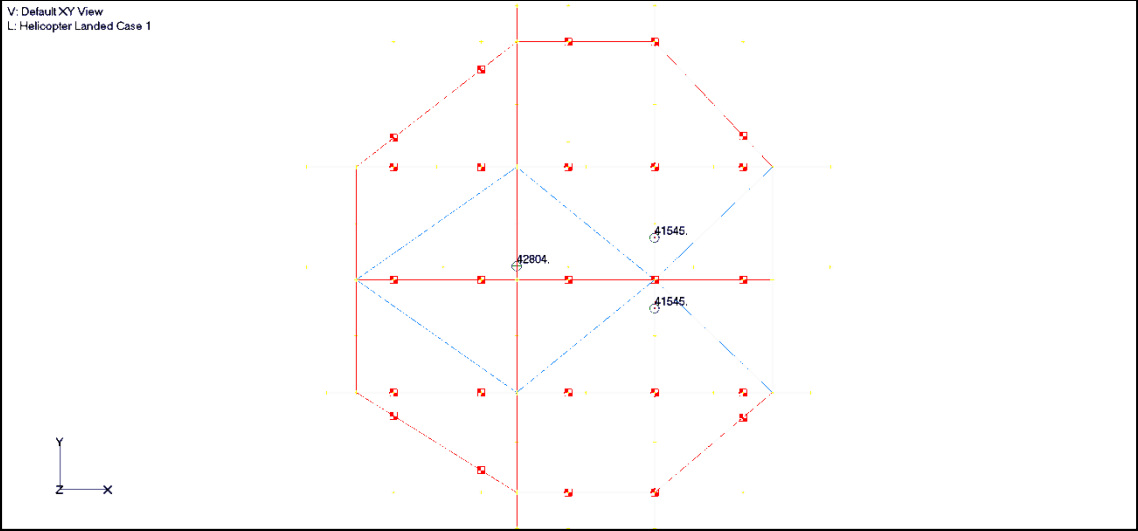
V: Default XY View
L: Emergency Landing Case 5



V: Default XY View
L: Emergency Landing Case 6



V: Default XY View
L: Helicopter Landed Case 1



Anexo III - Sikorsky S92

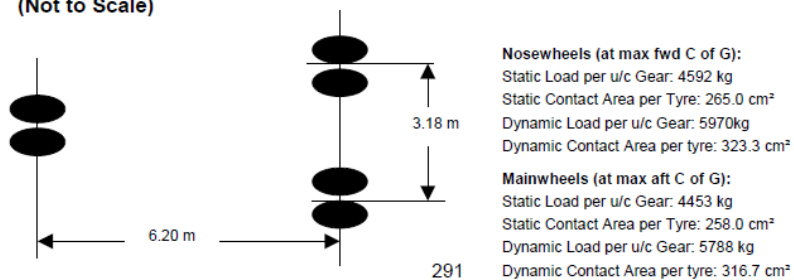
APPENDIX 13 – SIKORSKY S92 - DESIGN INFORMATION

(Aircraft data supplied courtesy of Sikorsky Helicopters - Please note that helidecks designed to facilitate S92 operations should use the higher MAUW to accommodate planned future growth. All other dimensions remain the same)

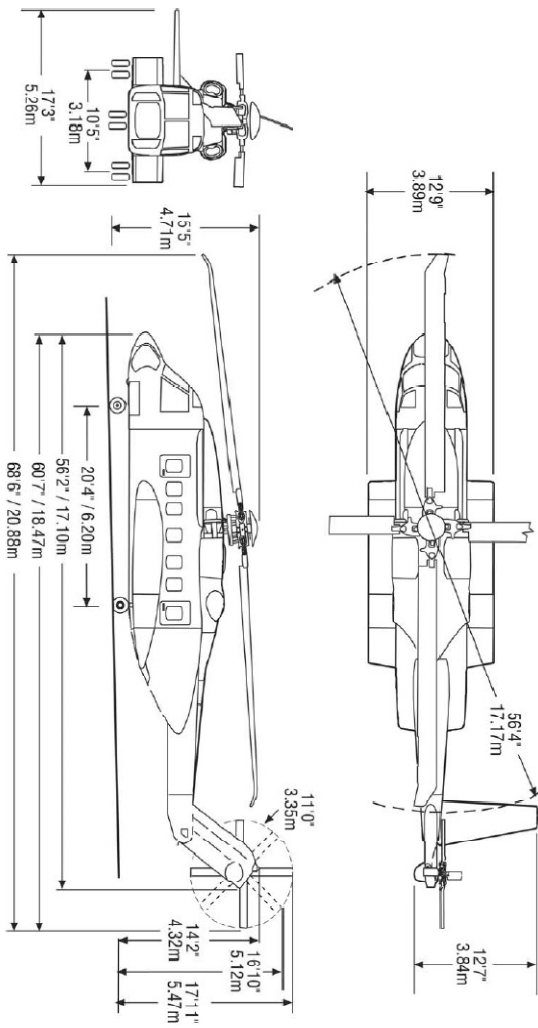
GENERAL DESIGN DATA

Overall Length (= 'D')	= 20.88 m
Max. All Up Weight (current certified)	= 11859 kg (t = 11.9)
Max. All Up Weight (planned growth)	= 12837 kg (t = 12.8)
0.83D Obstacle Limit Dimension	= 17.33 m
0.62D Obstacle Limit Dimension	= 12.95 m
0.12D Inner Obstacle Limitation	= 2.51 m @ Height 1044 mm
0.21D Outer Obstacle Limitation	= 4.39 m @ Height 1044 to 3236 mm
Minimum Foam Application Rate (where 'D' equals SLA)	= 1883 ltrs per min
RFF Category	H1 / H2
Landing Net Size	Large, 15m x 15m
Passenger Access	Starboard Side at Front
Refuelling Method	Pressure and Gravity
Refuelling Point Locations	Gravity filling point at each sponson. Pressure connection on port sponson.
Fuel Type	Jet A-1
Max. Fuel Load (Standard Tanks)	2877 ltrs (760 US galls)
Undercarriage	Tricycle

UNDERCARRIAGE FOOTPRINT - LOADS FOR PLANNED AIRCRAFT GROWTH (Not to Scale)

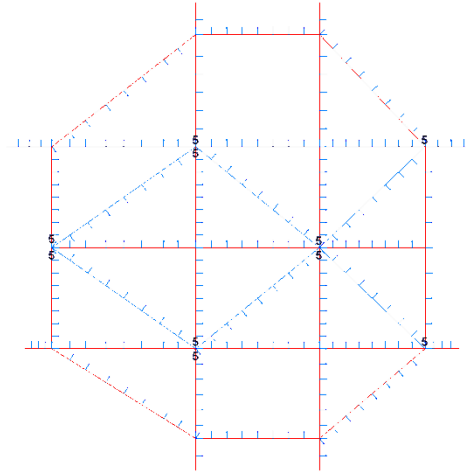


GENERAL ARRANGEMENT
 (Courtesy of Sikorsky Aircraft)

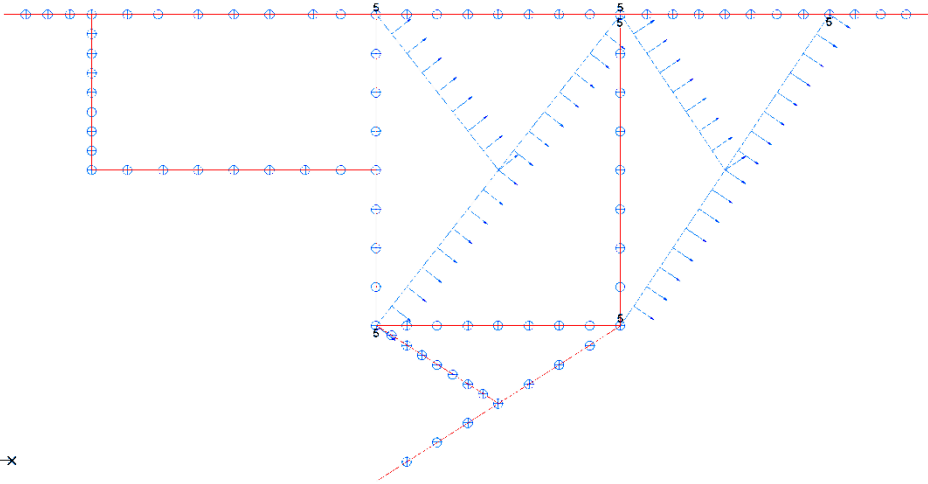


Anexo IV – Chapas de Conexão

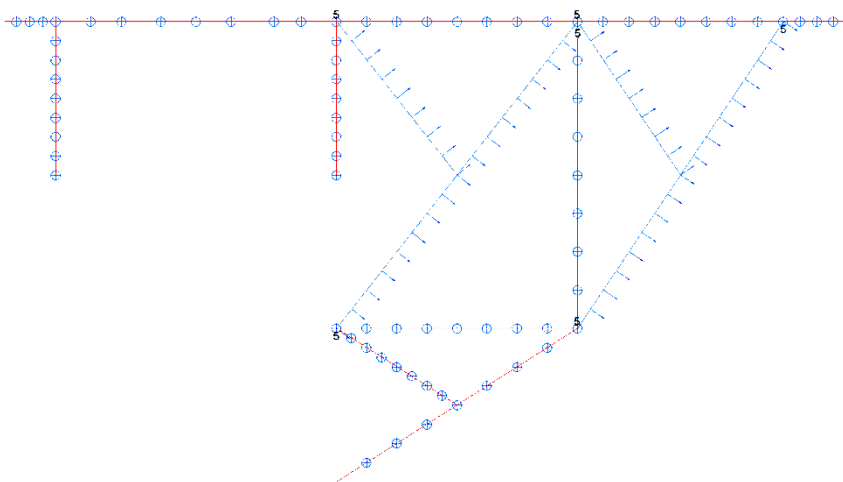
V: Default XY View
G: TOP

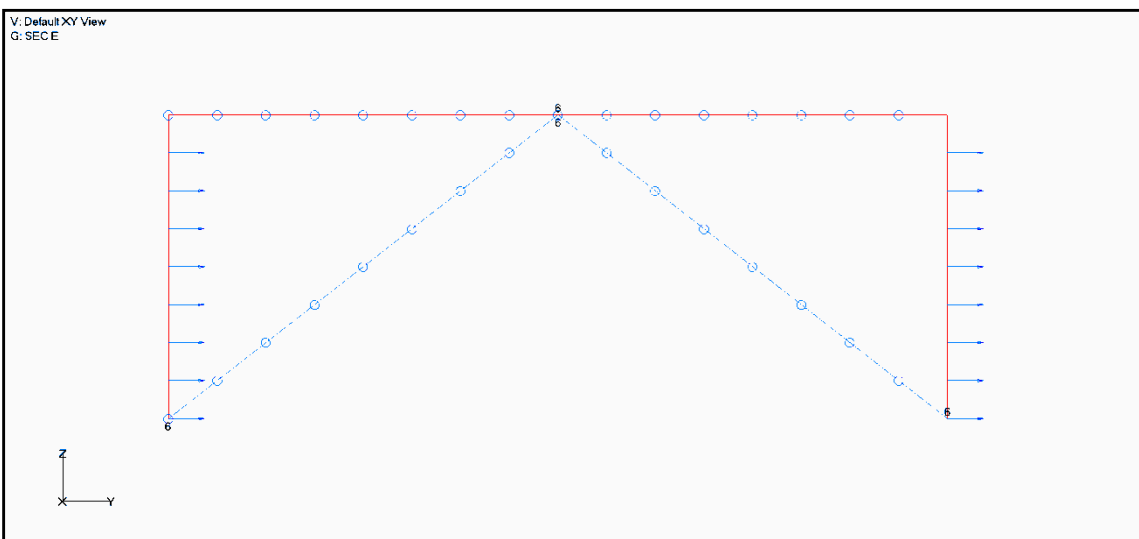
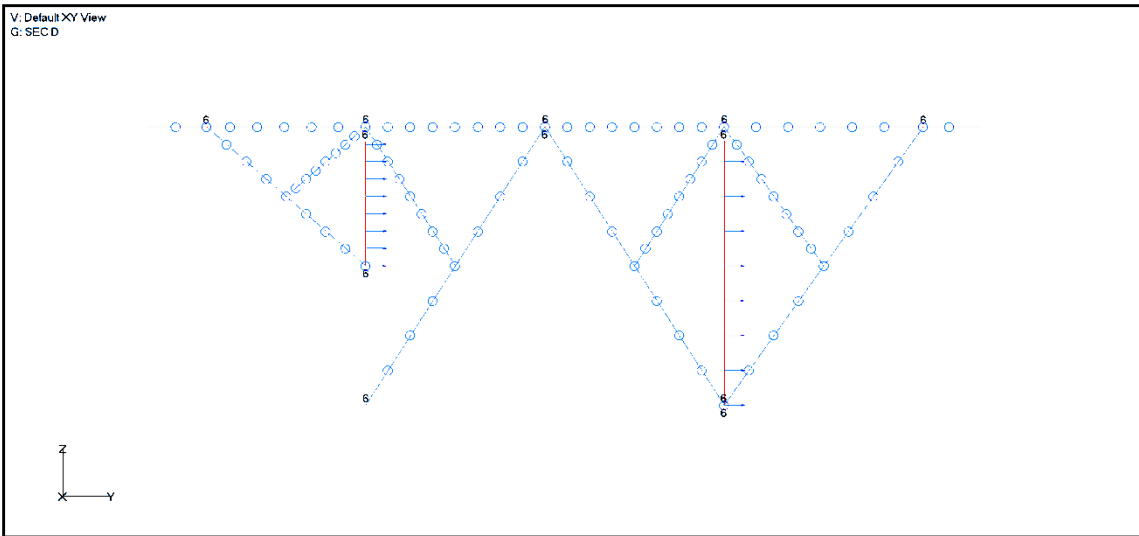
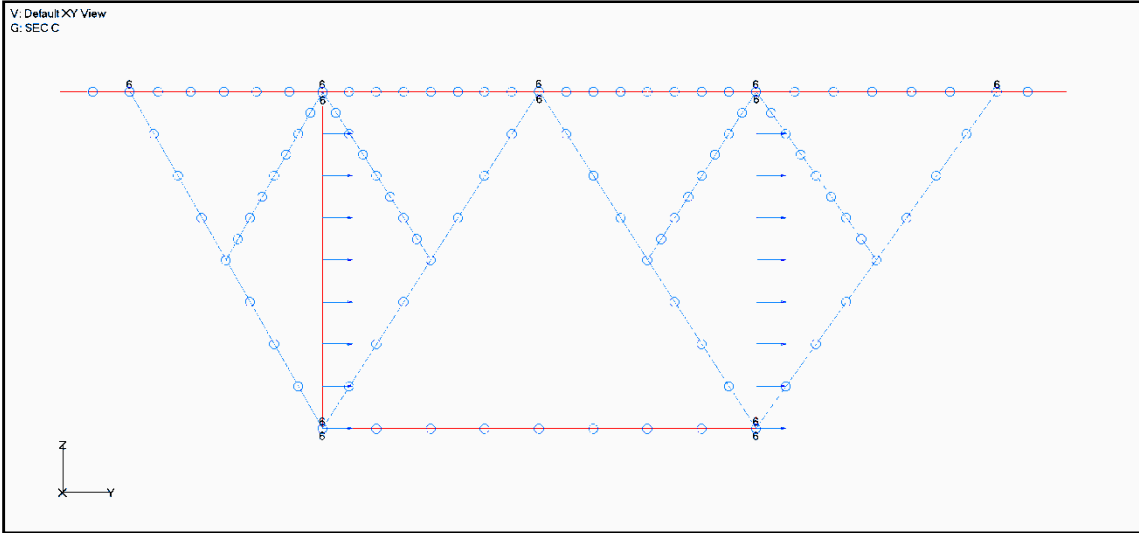


V: Default XY View
G: SECA



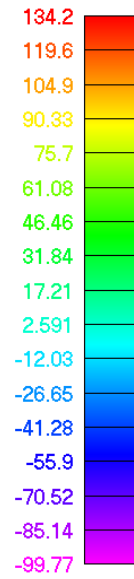
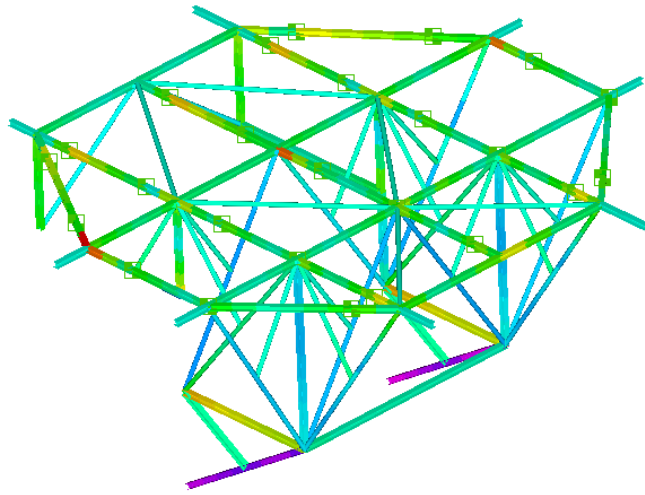
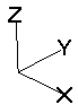
V: Default XY View
G: SECB





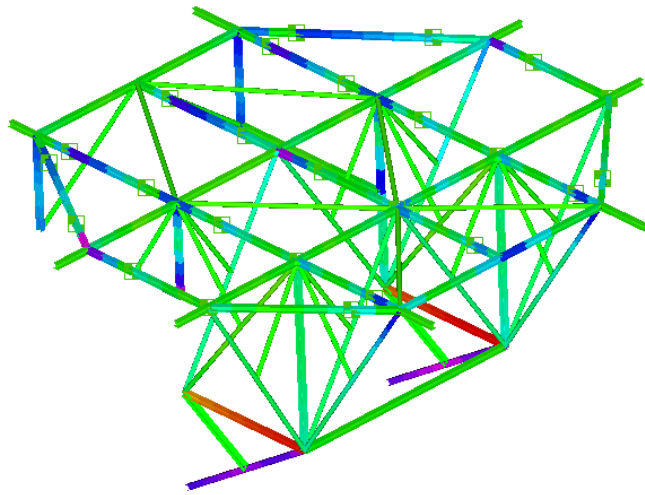
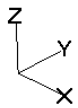
Anexo V - Resultados de Tensão

V: Default XY View



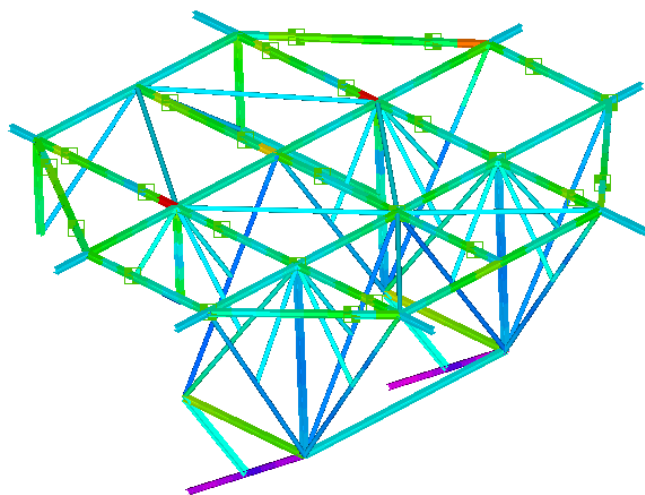
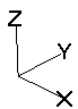
Output Set: Estático, Criterio: Beam EndA Max Comb Stress

V: Default XY View



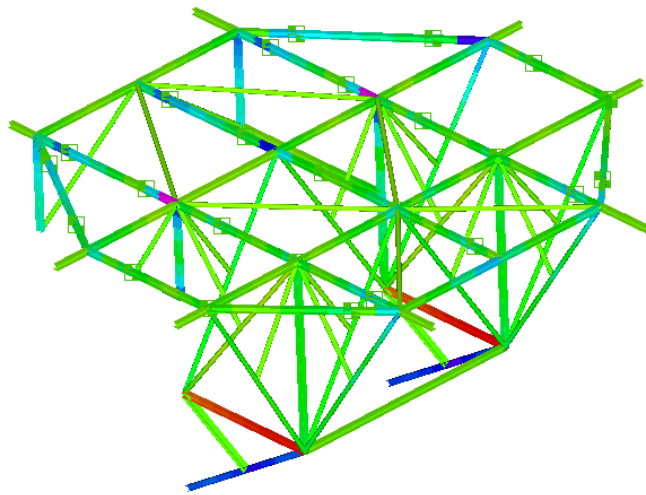
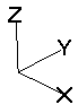
Output Set: Estático, Criterio: Beam EndA Min Comb Stress

V: Default XY View



Output Set: Estático, Criterio: Beam EndB Max Comb Stress

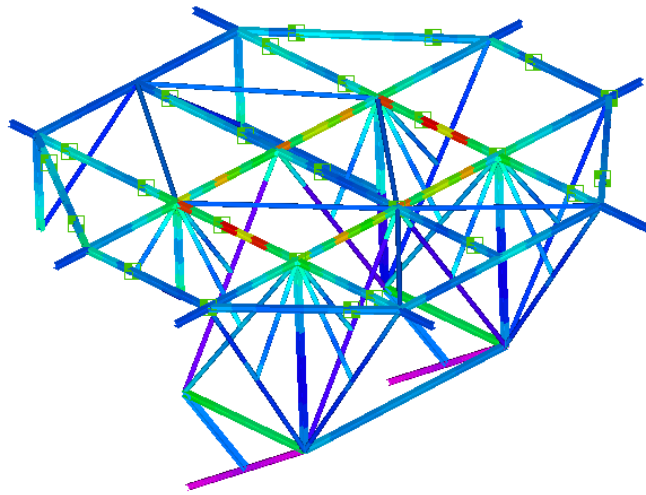
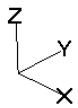
V: Default XY View



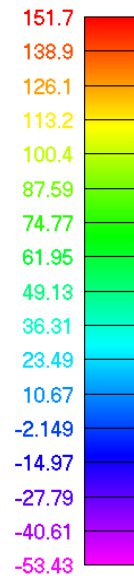
Output Set: Estático, Criterio: Beam EndB Min Comb Stress



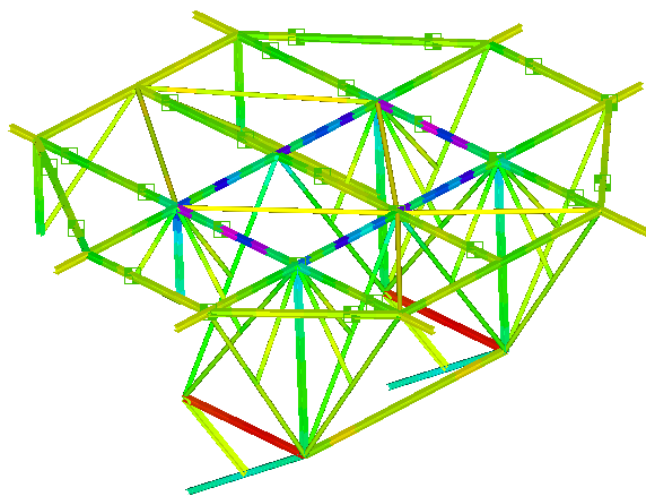
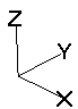
V: Default XY View



Output Set: ENVELOPE DOC, Criterio: Beam EndA Max Comb Stress



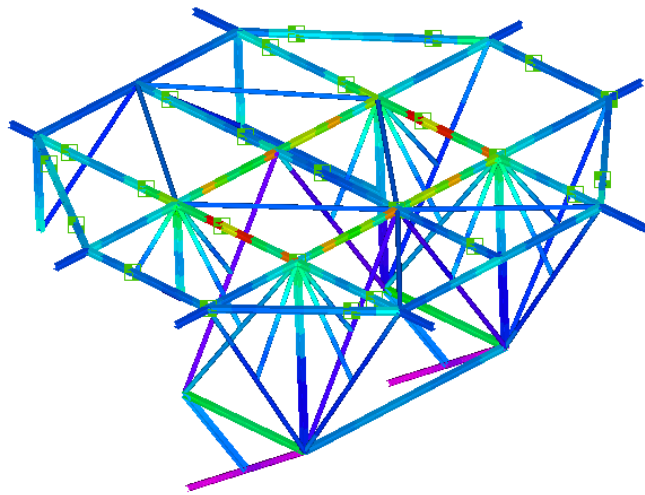
V: Default XY View



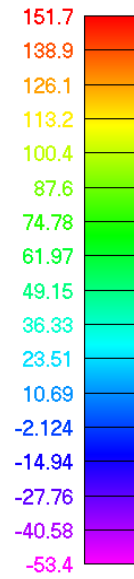
Output Set: ENVELOPE DOC, Criterio: Beam EndA Min Comb Stress



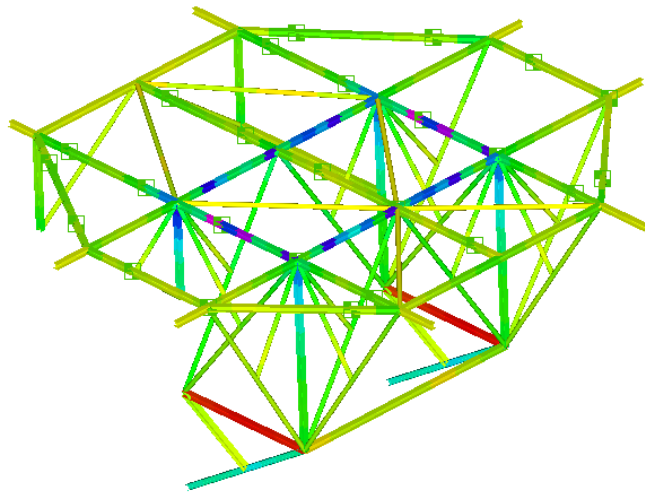
V: Default XY View



Output Set: ENVELOPE DOC, Criteria: Beam EndB Max Comb Stress



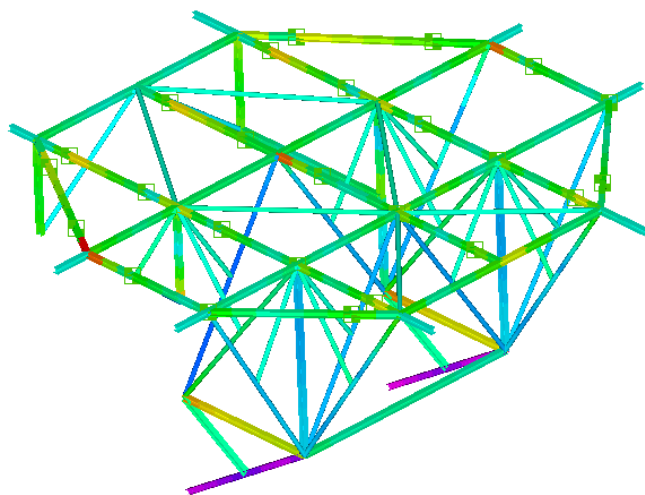
V: Default XY View



Output Set: ENVELOPE DOC, Criteria: Beam EndB Min Comb Stress



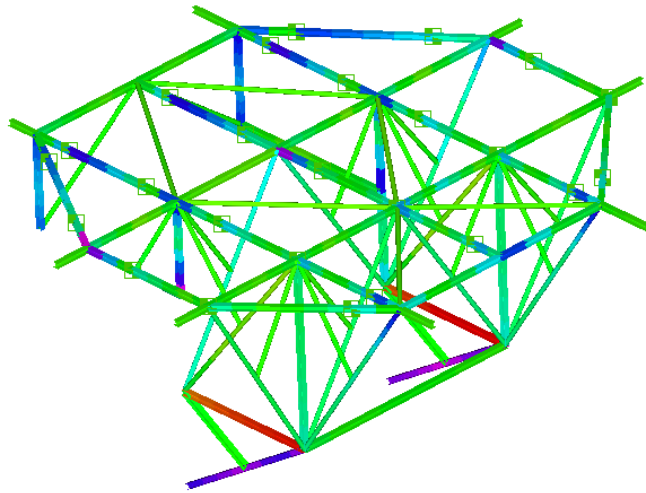
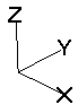
V: Default XY View



Output Set: ENVELOPE DEC, Criteria: Beam EndA Max Comb Stress



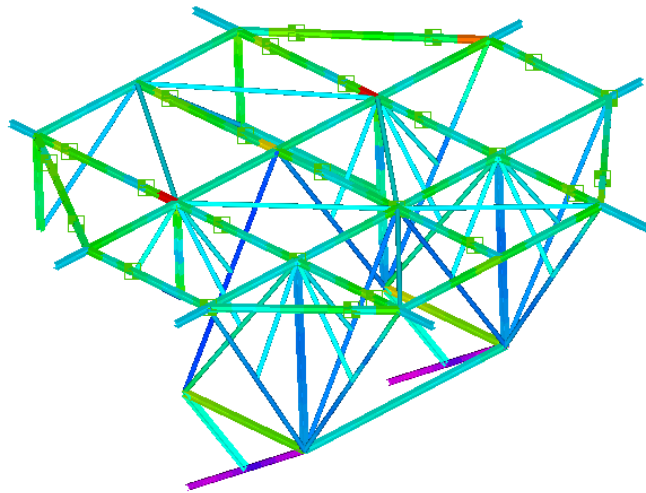
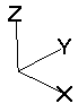
V: Default XY View



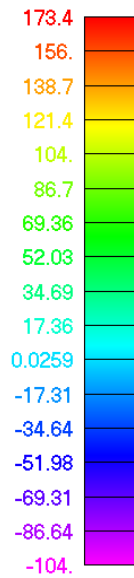
Output Set: ENVELOPE DEC, Criteria: Beam EndA Min Comb Stress



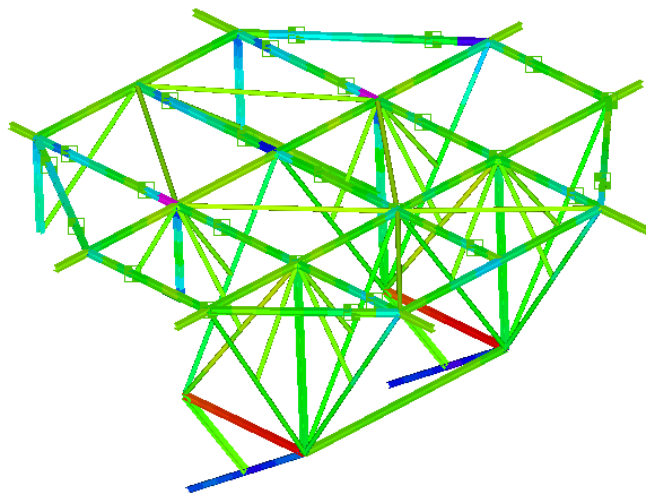
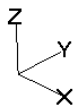
V: Default XY View



Output Set: ENVELOPE DEC, Criteria: Beam EndB Max Comb Stress



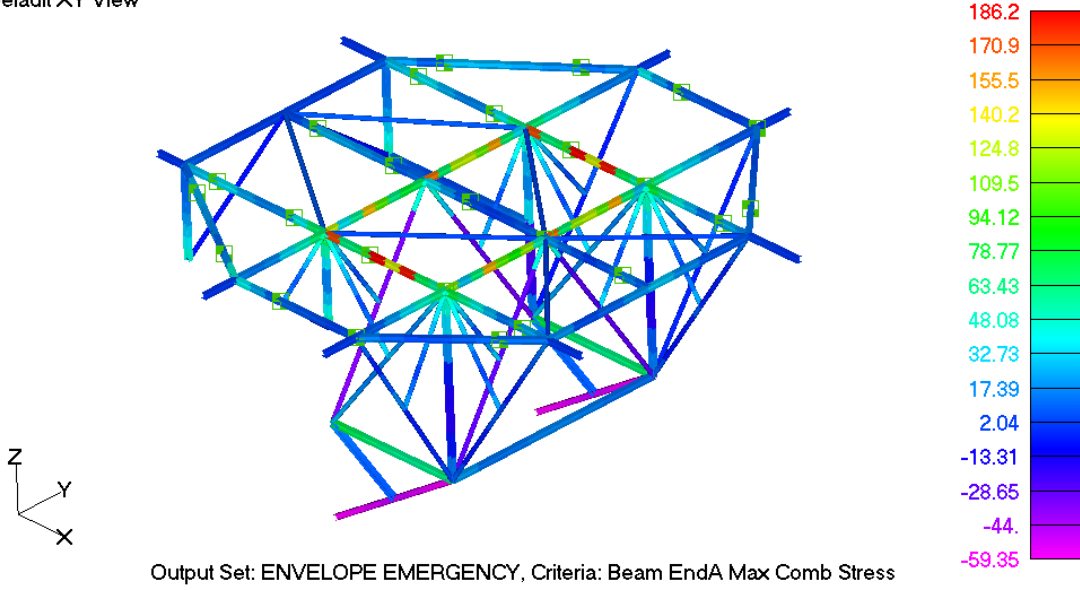
V: Default XY View



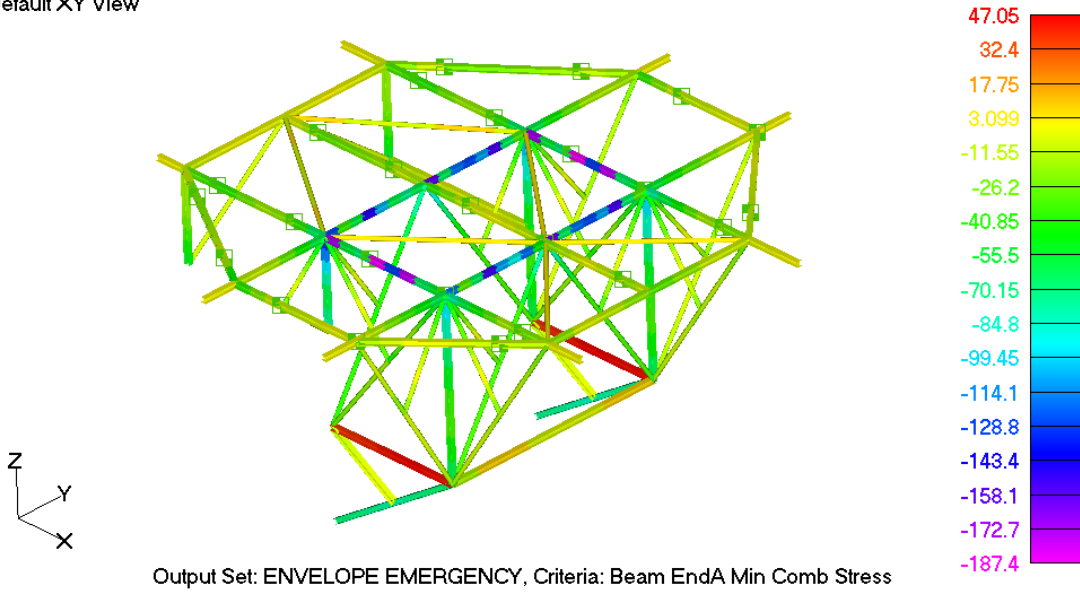
Output Set: ENVELOPE DEC, Criteria: Beam EndB Min Comb Stress



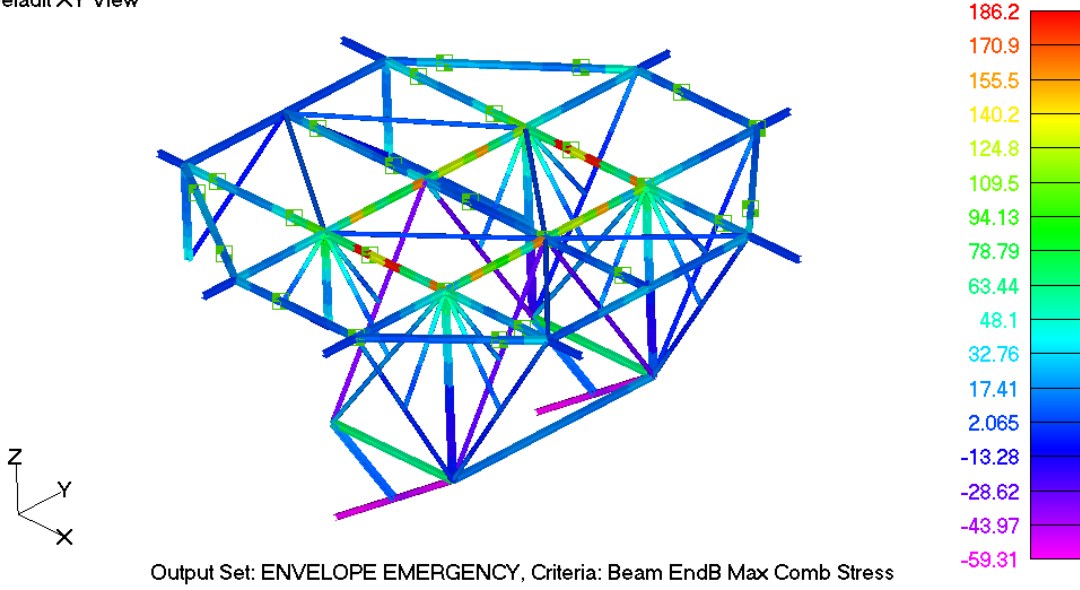
V: Default XY View



V: Default XY View



V: Default XY View



V: Default XY View

