



COPPE/UFRJ

INFLUÊNCIA DAS DISTORÇÕES DE FABRICAÇÃO NO COMPORTAMENTO
ESTRUTURAL DE PAINÉIS ENRIJECIDOS DE PLATAFORMA
SEMI-SUBMERSÍVEL SOB COMPRESSÃO AXIAL

Tiago Pace Estefen

Dissertação de Mestrado apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia Oceânica, COPPE, da Universidade Federal do Rio de Janeiro, como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de Mestre em Engenharia Oceânica.

Orientador: Segen Farid Estefen

Rio de Janeiro

Março de 2009

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

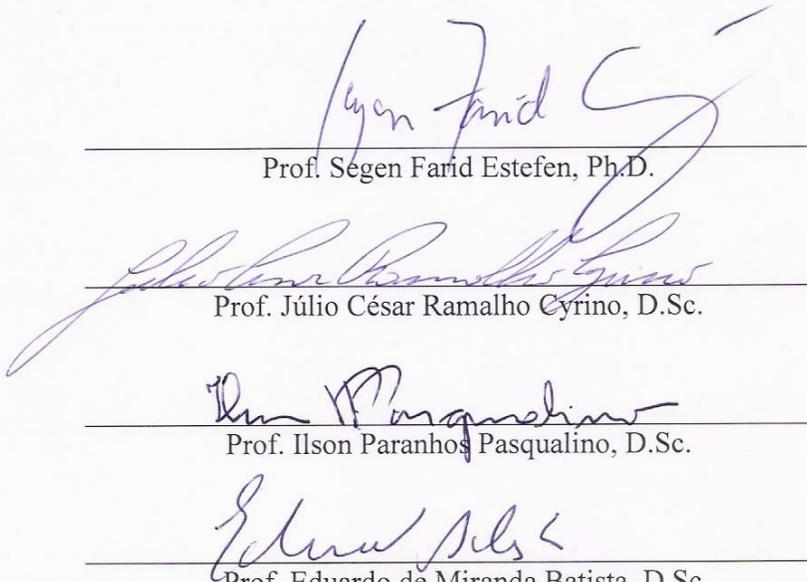
Milhares de livros grátis para download.

INFLUÊNCIA DAS DISTORÇÕES DE FABRICAÇÃO NO COMPORTAMENTO
ESTRUTURAL DE PAINÉIS ENRIJECIDOS DE PLATAFORMA
SEMI-SUBMERSÍVEL SOB COMPRESSÃO AXIAL

Tiago Pace Estefen

DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO CORPO DOCENTE DO INSTITUTO ALBERTO
LUIZ COIMBRA DE PÓS-GRADUAÇÃO E PESQUISA DE ENGENHARIA
(COPPE) DA UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO DE JANEIRO COMO PARTE
DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE
EM CIÊNCIAS EM ENGENHARIA OCEÂNICA.

Aprovada por:



Prof. Segen Farid Estefen, Ph.D.

Prof. Júlio César Ramalho Cyrino, D.Sc.

Prof. Ilson Paranhos Pasqualino, D.Sc.

Prof. Eduardo de Miranda Batista, D.Sc.

RIO DE JANEIRO, RJ - BRASIL

MARÇO DE 2009

Estefen, Tiago Pace

Influência das Distorções de Fabricação no Comportamento Estrutural de Painéis Enrijecidos de Plataforma Semi-submersível sob Compressão Axial/ Tiago Pace Estefen. – Rio de Janeiro: UFRJ/COPPE, 2009.

X, 141 p.: il.; 29,7 cm.

Orientador: Segen Farid Estefen

Dissertação (mestrado) – UFRJ/ COPPE/ Programa de Engenharia Oceânica, 2009.

Referencias Bibliográficas: p. 139-141.

1. Flambagem. 2. Painel Enrijecido. 3. Distorções de Fabricação. I. Estefen, Segen Farid. II. Universidade Federal do Rio de Janeiro, COPPE, Programa de Engenharia Oceânica. III. Título.

À minha família e à Renata.

AGRADECIMENTOS

Ao meu pai e orientador Segen Farid Estefen pelos conhecimentos passados, sugestões, incentivos à pesquisa e crescimento profissional.

À minha namorada Renata, por todo o companheirismo, incentivo, paciência e carinho durante a longa jornada de execução da tese.

Ao amigo e doutorando Xavier Castello pelo apoio na modelagem numérica.

Ao corpo técnico do LTS, em especial a Marcelo M. Pinheiro e Marcelo O. Costa que prepararam os modelos reduzidos e conduziram os testes experimentais.

À USIMINAS que forneceu gentilmente as chapas de aço empregadas nos testes experimentais.

À Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – CAPES, pelo apoio financeiro prestado no primeiro ano de execução do trabalho.

À FAPERJ pelo apoio ao projeto temático “Desenvolvimento Tecnológico da Indústria Naval”.

Ao EISA – Estaleiro Ilha S.A. pelo apoio às medições de distorções realizadas pela COPPE durante a construção de navio.

Resumo da Dissertação apresentada à COPPE/UFRJ como parte dos requisitos necessários para a obtenção do grau de Mestre em Ciências (M.Sc.)

INFLUÊNCIA DAS DISTORÇÕES DE FABRICAÇÃO NO COMPORTAMENTO
ESTRUTURAL DE PAINÉIS ENRIJECIDOS DE PLATAFORMA
SEMI-SUBMERSÍVEL SOB COMPRESSÃO AXIAL

Tiago Pace Estefen

Março/2009

Orientador: Segen Farid Estefen

Programa: Engenharia Oceânica

As novas plataformas semi-submersíveis de grande porte tem sido projetadas com colunas de seção quadrada e arranjo estrutural constituído de painéis planos enrijecidos longitudinalmente. Correlação numérico-experimental em modelos reduzidos foi realizada com o objetivo de ajustar o modelo numérico para utilização em simulações numéricas mais complexas do comportamento de falha do arranjo estrutural da coluna em escala real. O objetivo do trabalho é estudar o comportamento de painéis enrijecidos de um segmento de coluna de plataforma semi-submersível nos regimes pré e pós-colapso. Os painéis enrijecidos são analisados para identificar o início da flambagem em uma chapa específica e sua interação com reforços longitudinais e transversais durante a falha progressiva da coluna. Estudos anteriores demonstraram a forte influência da magnitude e modo das imperfeições geométricas iniciais, assim como das condições de contorno, na capacidade de carga axial da estrutura. Medições no estaleiro em escala real da distribuição das imperfeições geométricas de painéis enrijecidos durante a construção foram realizadas para contribuir para um melhor entendimento do mecanismo de flambagem. As imperfeições geométricas iniciais são medidas utilizando o equipamento *Laser Tracker*. É um sistema portátil de medição que utiliza tecnologia a *laser* com acurácia sub-milimétrica.

Abstract of Dissertation presented to COPPE/UFRJ as a partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science (M.Sc.)

INFLUENCE OF THE FABRICATION DISTORTIONS ON THE STRUCTURAL
BEHAVIOUR OF STIFFENED PANELS OF SEMI-SUBMERSIBLE PLATAFORMS
UNDER AXIAL COMPRESSION

Tiago Pace Estefen

March/2009

Advisor: Segen Farid Estefen

Department: Ocean Engineering

The design of the new generation of semi-submersible platforms for oil&gas production offshore is based on column square cross-sectional area and structural arrangement of stiffened flat panels. Numerical and experimental simulations for small scale isolated panels are carried out in order to perform a correlation study to adjust the numerical model for further use in full scale of more complex numerical simulations of the structural failure of the column arrangement. The aim of the work is to study the failure behaviour up to the buckling and in post-buckling regime of stiffened plates of a segment of the column structural arrangement between robust transverse frames. The stiffened panels are analyzed to identify the buckling initiation on a particular panel and then the interaction between plates, longitudinal stiffeners and the robust transverse frames during the progressive failure of the whole column. Previous research demonstrated the strong influence of both magnitude and mode of the initial geometric imperfection distribution, as well as the boundary conditions, in the axial strength of the structure. Full scale measurements of the geometric imperfection distribution of stiffened panels during the fabrication in shipyard were done to contribute to a better understanding of buckling failure mechanism. The initial imperfection distributions are measured using the equipment Laser Tracker. It is a portable contact measurement that uses laser technology with sub-millimeter accuracy.

ÍNDICE

1. Introdução	1
2. Revisão Bibliográfica	5
2.1. Projeto estrutural baseado na filosofia de estado limite	5
2.2. Distorções geradas pelo processo de fabricação	10
3. Fomulação Teórica para a Modelagem Numérica	16
3.1. Não-linearidade	16
3.1.1. Não-linearidade geométrica	17
3.1.2. Não-linearidade do material	18
3.2. Solução de problemas não-lineares	19
3.2.1. Passos (<i>steps</i>), incrementos e iterações	20
3.2.2. Convergência	21
3.2.3. Controle de incremento automático	24
3.2.3.1. Estabilização automática de problemas estáticos	25
3.3. Caracterização do material	26
3.3.1. Plasticidade em materiais dúcteis	26
3.3.2. Encruamento isotrópico	29
3.4. Discretização do modelo por elemento de casca	34
3.4.1. Teoria de casca fina e de casca espessa	35
3.4.1.1. Elemento de casca espessa	36
3.4.1.2. Elemento de casca fina	36
3.4.2. Elementos de casca empregados nas análises	37
3.4.3. Teoria de cálculo da seção do elemento de casca	38
4. Correlação Numérico-Experimental	39
4.1. Características geométricas dos modelos reduzidos	39
4.2. Processo de fabricação dos modelos reduzidos	40
4.3. Instrumentação dos modelos e realização dos testes de compressão	48
4.4. Modelação numérica	48
4.5. Resultados para o modelo P1A – grupo 1	52
4.6. Resultados para o modelo P1B - grupo 1	54
4.7. Resultados para o Modelo P2A – grupo 2	56
4.8. Resultados para o modelo P2B – grupo 2	58

4.9. Resultados para o Modelo P3 – grupo 3	59
4.10. Resultados para o Modelo P4 – grupo 4	61
4.11. Resultados para o Modelo P5A – grupo 5	63
4.12. Resultados para o Modelo P5B – grupo 5	65
4.13. Resultados para o Modelo P5C – grupo 5	67
4.14. Novos testes de tração e compressão do material empregado para construção dos modelos reduzidos	70
5. Simulação Numérica em Escala Real da Influência da Magnitude e Modo das Imperfeições Geométricas na Resistência Última	76
5.1. Influência das magnitudes das imperfeições geométricas iniciais em chapas isoladas e entre reforços	76
5.2. Influência do modo das imperfeições geométricas iniciais em chapas isoladas	81
5.3. Modelo numérico de um segmento de coluna	83
5.3.1. Magnitudes das imperfeições geométricas iniciais	93
5.3.2. Influência das magnitudes das imperfeições geométricas iniciais	93
5.3.3. Influência do modo das imperfeições geométricas iniciais	98
5.4. Influência das imperfeições geométricas iniciais dos reforços longitudinais	105
5.5. Influência das imperfeições geométricas iniciais das chapas entre reforços	113
5.6. Comparação dos resultados numéricos com recomendações de sociedade classificadora e equações analíticas	118
5.7. Medições das imperfeições geométricas iniciais em escala real	122
6. Considerações Finais	135
6.1. Conclusões	135
6.2. Recomendações para trabalhos futuros	137
7. Referências Bibliográficas	139

NOMENCLATURA

a: comprimento longitudinal da chapa

b: comprimento transversal da chapa ou espaçamento entre reforços longitudinais

E : módulo de elasticidade

m: número de semi-ondas na direção longitudinal

n: número de semi-ondas na direção transversal

t: espessura da chapa

U_x : deslocamento no eixo x

U_y : deslocamento no eixo y

U_z : deslocamento no eixo z

w_{max} : amplitude da imperfeição máxima

α : razão de aspecto (a/b)

β : parâmetro de esbeltez

ε_0 : deformação de escoamento

ε_L : deformação longitudinal

ε_{pl} : deformação plástica logarítmica

ε_{mL} : deformação compressiva média longitudinal

ε_v : deformação total verdadeira

θ_x : rotação entorno do eixo x

θ_y : rotação entorno do eixo y

θ_z : rotação entorno do eixo z

ν : coeficiente de Poisson

σ_0 : tensão de escoamento

σ_{cr} : tensão crítica de flambagem elástica

$\sigma_{eq.}$: tensão equivalente

σ_{mL} : tensão compressiva média longitudinal

σ_u : tensão última

σ_v : tensão verdadeira

Capítulo 1

Introdução

O aumento da produção de petróleo e gás no Brasil previsto para esta década implicará na construção de várias plataformas de grande porte, sendo o tipo semi-submersível uma das opções mais promissoras. Isso se deve à sua adequação em termos dos movimentos requeridos para a produção nas condições ambientais brasileiras, assim como à cultura da empresa Petrobras na operação de semi-submersíveis.

As novas plataformas semi-submersíveis de grande porte têm sido projetadas com colunas de seção quadrada e arranjo estrutural constituído de painéis planos enrijecidos longitudinalmente. A estimativa da resistência última destes elementos é importante para avaliação da segurança e custo da estrutura. As Figuras 1.1 e 1.2 mostram a nova plataforma semi-submersível da Petrobras P-52, com colunas de seção quadrada.

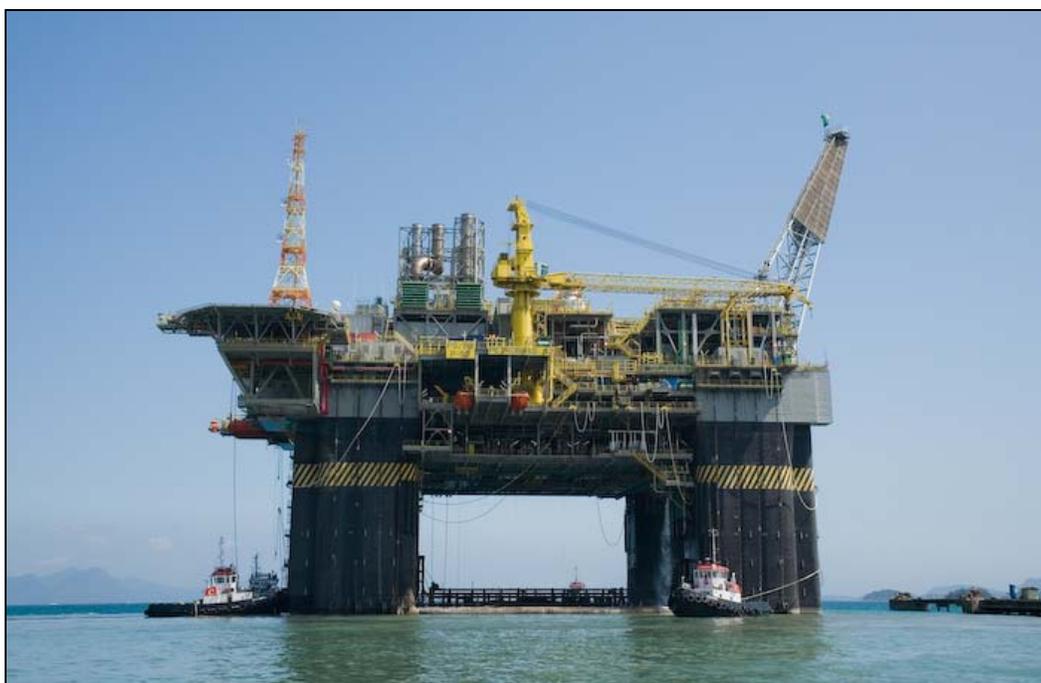


Figura 1.1. Plataforma da Petrobras P-52, com colunas de seção quadrada

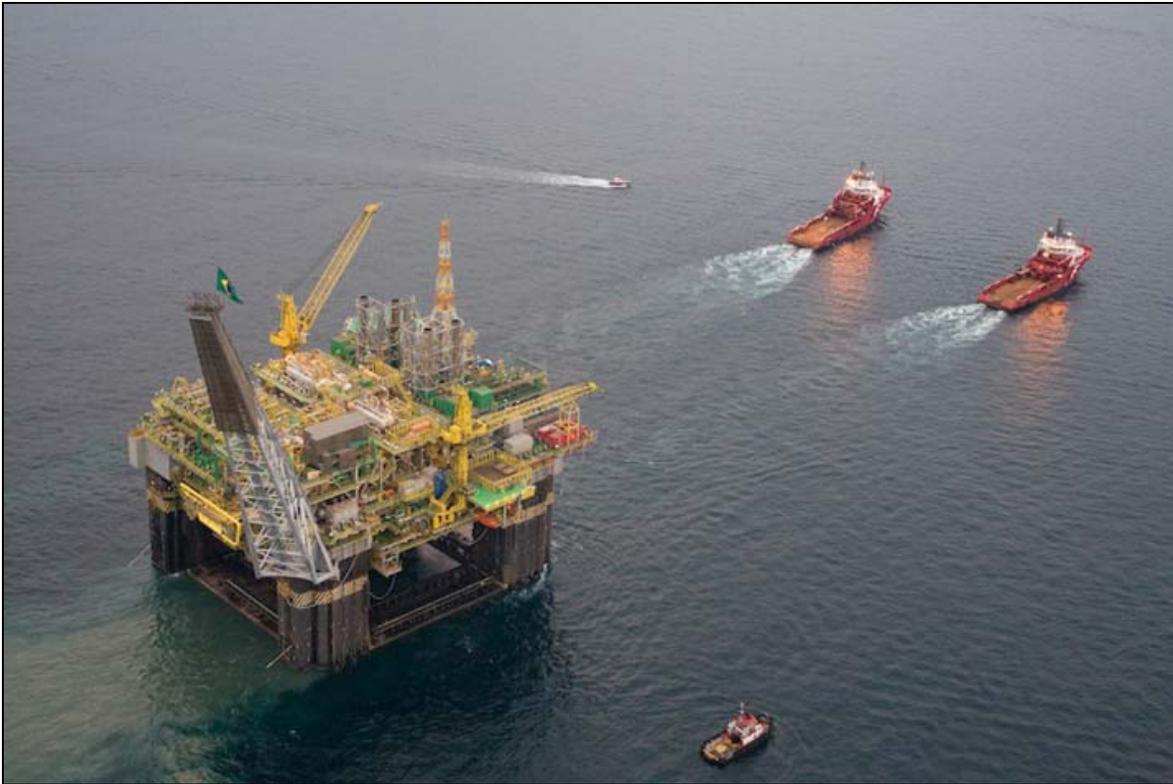


Figura 1.2. Plataforma da Petrobras P-52, sendo rebocada para a área de locação

Os painéis enrijecidos são fabricados a partir de procedimentos de conformação e soldagem, gerando distorções iniciais e tensões residuais que apresentam efeitos deletérios na estrutura dos painéis sob predominante carregamento compressivo.

Os fatores que governam o comportamento de painéis enrijecidos são: condição de contorno, carregamento, geometria e propriedades do material. Já os parâmetros de geometria que determinam o comportamento de painéis enrijecidos são as dimensões do enrijecedor, razão de aspecto da chapa entre enrijecedores, razão entre largura e espessura do chapeamento e magnitude da imperfeição inicial.

Em estruturas oceânicas, a influência das imperfeições geométricas iniciais devido aos processos de fabricação foi investigada por diversos autores, principalmente em associação com navios, submarinos e plataformas flutuantes. Esta última estrutura até recentemente era construída com cascas cilíndricas como elemento principal das colunas, com arranjos de reforços em anéis ou elementos longitudinais.

Com a finalidade de facilitar o processo construtivo, os projetos de plataformas flutuantes apresentaram mudanças. As estruturas foram otimizadas em termos de elementos e, em particular, a redução do número de conexões de elementos pode ser observada nos projetos mais recentes, contribuindo para reduzir as regiões propícias à falha por fadiga. Arranjos de interface robusta foram propostos para essas regiões para garantir a rigidez e evitar propagação de trincas. As colunas são os principais membros estruturais dessas grandes plataformas flutuantes, submetidas a predominante carregamento axial compressivo devido a ação das cargas de convés, equilibradas pelo empuxo nos flutuadores (*pontoons*).

Considerando os recentes avanços nos dispositivos baseados em técnicas a *laser* para medições com alta acurácia dimensional, aspectos relacionados com a interação entre projeto e construção poderão ser explorados mais efetivamente. O melhor controle das distorções durante a fabricação permitirá ao projetista propor um arranjo estrutural com maior capacidade de carga, como também reduzir os custos para montagem dos blocos e edificação da estrutura, evitando re-trabalho para correções dimensionais durante a construção.

O objetivo do trabalho é estudar os principais aspectos relacionados com a flambagem de painéis planos enrijecidos longitudinalmente, considerando as distorções iniciais causadas pelo processo de fabricação. Estudos de correlação numérico-experimental, utilizando modelos de aço em escala reduzida de painéis das colunas de plataforma semi-submersível com tolerâncias equivalentes em escala ao protótipo, possibilitarão aferir os modelos numéricos a serem usados na avaliação da resistência última de painéis enrijecidos em escala real.

O capítulo 2 menciona o projeto estrutural baseado na filosofia de estado limite e faz uma revisão bibliográfica da influência das imperfeições geométricas iniciais causadas pelo processo de fabricação na resistência última de painéis enrijecidos.

O capítulo 3 relata a formulação teórica para a modelagem numérica pelo método dos elementos finitos, visando a realização de uma análise de resistência limite de painéis planos enrijecidos. O primeiro tópico trata das não linearidades geométricas e do material.

Em seguida é apresentado o método de solução de problemas não-lineares. A caracterização do material adotado para as simulações é apresentada, com o modelo constitutivo desenvolvido com base na teoria de plasticidade de lei de fluxo associado com critério de escoamento de von Mises e o comportamento de encruamento isotrópico. E para finalizar o capítulo explica-se a discretização do modelo por elemento de casca.

O capítulo 4 apresenta estudos de correlação numérico-experimental que foram realizados para aferir os modelos numéricos a serem usados na avaliação da resistência última de estruturas em escala real. O capítulo relata o processo de fabricação dos modelos reduzidos, suas características geométricas, instrumentação dos modelos e realização dos testes de compressão. A modelação numérica é descrita, incluindo um estudo de sensibilidade de malha para obtenção de resultado adequado em um tempo computacional satisfatório.

O capítulo 5 consiste de simulação numérica em escala real da influência da magnitude e modo das imperfeições geométricas iniciais na resistência última. Inicialmente é estudada a influência das magnitudes e modos das imperfeições geométricas iniciais em chapas isoladas e entre reforços. Na seqüência é realizado um estudo para verificar o comportamento de painéis enrijecidos de um segmento de coluna de plataforma semi-submersível nos regimes pré e pós-colapso. Também neste capítulo é estudada a influência das imperfeições geométricas iniciais das chapas entre reforços e dos reforços longitudinais. Comparação dos resultados numéricos com recomendações de sociedade classificadora e equações analíticas é realizada. E para finalizar são apresentadas as medições realizadas no estaleiro da distribuição das imperfeições geométricas iniciais em painéis enrijecidos durante a fase de construção. As imperfeições geométricas iniciais foram medidas utilizando o equipamento *Laser Tracker*. É um sistema portátil de medição que utiliza tecnologia a *laser* com acurácia sub-milimétrica.

O capítulo 6 apresenta as principais conclusões obtidas e sugestões para trabalhos futuros.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1. Projeto estrutural baseado na filosofia de estado limite

Sistemas oceânicos é o termo utilizado para caracterizar as estruturas que operam no mar, englobando navios, submersíveis e plataformas oceânicas. O projeto mais antigo dos sistemas oceânicos corresponde ao navio. Seu projeto tem sido sistematizado ao longo dos anos pelas sociedades classificadoras, inicialmente com base no sucesso de embarcações convencionais periodicamente inspecionadas e, posteriormente, foram incorporados os resultados de pesquisas teóricas e experimentais que possibilitaram aprimorar as recomendações e os procedimentos de projeto para diferentes tipos de navio. Em relação aos submersíveis, plataformas oceânicas e outras embarcações não convencionais, os códigos vigentes se apoiaram, principalmente, em considerações teóricas, respaldadas em parte por resultados experimentais obtidos em laboratório e, mais recentemente, em dados coletados durante a fase de operação [1].

Na década de setenta, o uso de computadores associado a métodos numéricos de análise estrutural, como por exemplo, o método dos elementos finitos, impulsionou o projeto estrutural de sistemas oceânicos. Neste contexto, o projeto estrutural baseado na filosofia de estados limites ganhou destaque nos códigos aplicáveis a sistemas oceânicos. O estado limite de uma estrutura é definido como uma série de critérios de performance (como por exemplo: nível de vibração, resistência, estabilidade, flambagem, colapso) que devem ser atingidos quando a estrutura é submetida ao carregamento. Do ponto de vista de um projeto estrutural, quatro tipos de estados limites são usualmente considerados [1]:

- Estado limite de resistência, correspondente à máxima capacidade de carga, caracterizada pelo escoamento excessivo ou flambagem de componentes estruturais.

- Estado limite de fadiga, correspondente ao dano causado nas regiões de concentração de tensões pela condição de carregamento cíclico.

- Estado limite de colapso progressivo, correspondente ao colapso progressivo da estrutura global após ruptura ou deformação excessiva de componentes estruturais.

- Estado limite de operação, correspondente aos critérios que governam o uso normal e a durabilidade da estrutura durante a vida útil, visando evitar, por exemplo, grandes deflexões de componentes estruturais e vibrações excessivas.

As estruturas oceânicas são constituídas, basicamente, de painéis enrijecidos (Figura 2.1), cujo método de fabricação envolve procedimentos de corte, conformação e soldagem. O comportamento de painéis enrijecidos sob cargas de compressão é relativamente complexo devido ao grande número de combinações de estrutura, material e parâmetros de carga. O problema fica mais complicado devido às incertezas relacionadas às imperfeições de fabricação.

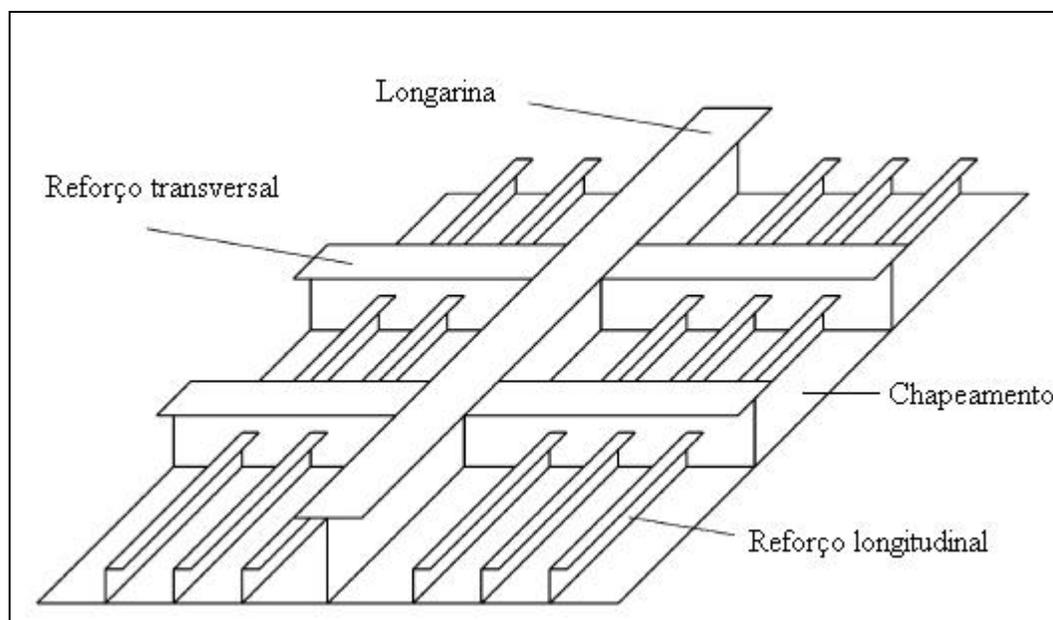


Figura 2.1. Típico painel enrijecido de estruturas oceânicas [2]

O presente trabalho apenas tratará do estado limite de resistência de painéis enrijecidos. Os primeiros modos de falha de painéis enrijecidos submetidos a predominante carregamento compressivo podem ser classificados em seis grupos [3]:

- Modo I: colapso global após flambagem global das chapas e reforços como um todo, conforme ilustrado na Figura 2.2 (a).

- Modo II: falha induzida pela chapa por escoamento dos cantos das chapas entre reforços, como ilustrado na Figura 2.2 (b).

- Modo III: falha induzida pela chapa por escoamento combinado de chapa e reforço a meia seção do painel, conforme ilustrado na Figura 2.2 (c).

- Modo IV: falha induzida pelo reforço por flambagem local da alma do reforço, como ilustrado na Figura 2.2 (d).

- Modo V: falha induzida pelo reforço por flambagem torsional lateral do reforço, como ilustrado na Figura 2.2 (e).

- Modo VI: escoamento excessivo.

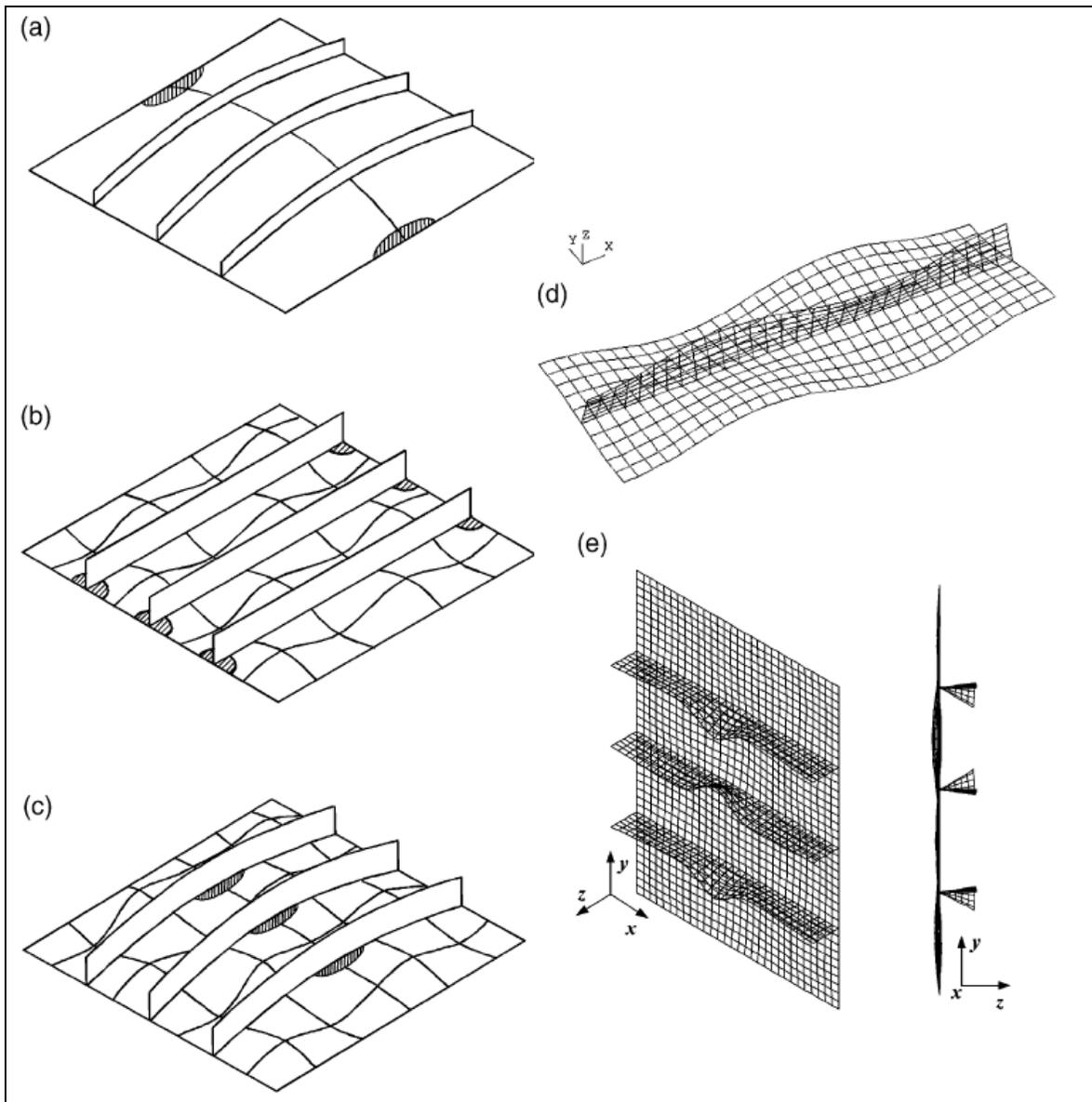


Figura 2.2. (a) Modo I: colapso global após flambagem global das chapas e reforços como um todo. (b) Modo II: falha induzida pela chapa por escoamento dos cantos das chapas entre reforços. (c) Modo III: falha induzida pela chapa por escoamento combinado de chapa e reforço a meia seção do painel. (d) Modo IV: falha induzida pelo reforço por flambagem local da alma do reforço. (e) Modo V: falha induzida pelo reforço por flambagem torsional lateral do reforço. [3]

O modo I representa o colapso de painel enrijecido quando os reforços apresentam baixa rigidez. Neste caso, o reforço pode falhar em conjunto com o chapeamento, caracterizando o comportamento de flambagem global elástica. O painel enrijecido pode

sustentar carga adicional mesmo após que a flambagem global no regime elástico tenha ocorrido e a resistência última é finalmente alcançada pela formação de uma grande região que escoou dentro e ao longo da borda do painel. No modo I, o painel se comporta como uma placa ortotrópica.

Os modos de II à VI normalmente ocorrem quando os reforços são relativamente rígidos, dessa forma, os reforços permanecem íntegros até que o chapeamento entre reforços flambe ou colapse localmente. O painel enrijecido irá alcançar o estado limite quando ocorrer a falha de um reforço em associação com uma chapa.

O modo II de colapso pode ocorrer em alguns casos quando o painel é submetido predominantemente a carregamento compressivo biaxial. O modo III indica que o modo de falha após a resistência última ser alcançada é caracterizada pela flambagem local da chapa entre reforços.

Os modos IV e V são tipos de falhas que ocorrem quando a razão entre a altura e espessura da alma do reforço é alta ou quando o tipo de flange do reforço é inadequado para permanecer íntegro, então a alma do reforço flamba ou deforma lateralmente. O modo IV representa o tipo de falha em que o colapso do painel ocorre por flambagem local da alma do reforço, enquanto o modo V pode ocorrer quando a resistência última é atingida pela flambagem torsional lateral (também chamado de “*tripping*”) do reforço.

O modo VI ocorre quando a esbeltez (relação entre o espaçamento entre reforço e espessura) do painel é muito pequena, isto é, o painel é muito rígido. Também ocorre esse modo de falha quando o painel é submetido predominantemente a um carregamento de tração axial, assim nem uma flambagem local ou global ocorre antes que todo o painel escoe totalmente.

Os fatores que governam o comportamento de painéis enrijecidos são condição de contorno, carregamento, geometria e comportamento do material. Já os parâmetros de geometria que determinam o comportamento de painéis enrijecidos são geometria do enrijecedor, razão de aspecto da chapa entre enrijecedores, razão entre largura e espessura do chapeamento e imperfeição geométrica inicial.

2.2. Distorções geradas pelo processo de fabricação

As distorções geradas pelo processo de fabricação, denominadas imperfeições geométricas iniciais, representam quantitativamente o afastamento da superfície real em relação à superfície idealizada durante a etapa de concepção da estrutura. Este tipo de imperfeição, caracterizado pela forma e magnitude de sua distribuição (Figura 2.3), é a principal causa da obtenção de cargas de colapso distintas, em componentes laminares nominalmente idênticos.

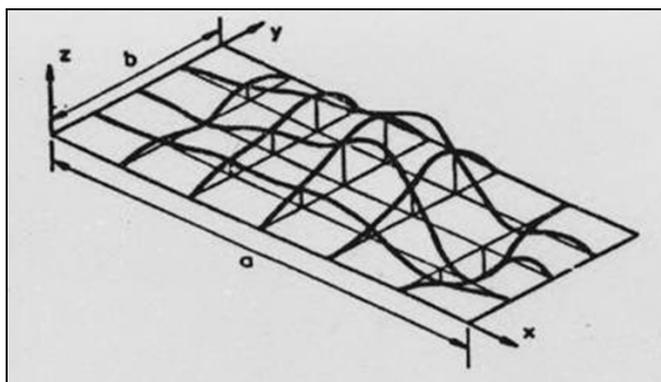


Figura 2.3. Distribuição das imperfeições geométricas iniciais

A Figura 2.4 corresponde a uma foto de um bloco de plataforma semi-submersível em construção no estaleiro. A Figura 2.5 ilustra as imperfeições geométricas iniciais observadas em um painel enrijecido do bloco de plataforma semi-submersível.

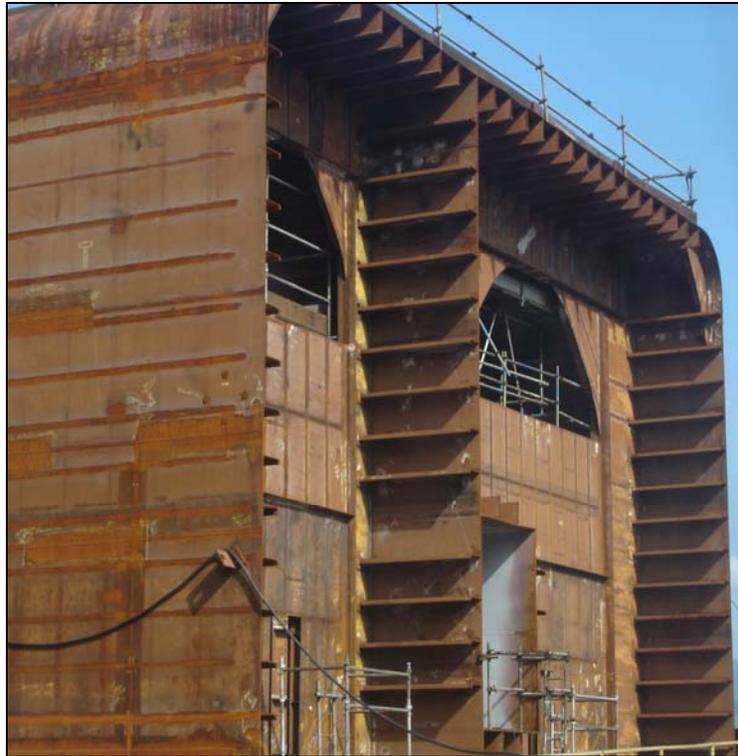


Figura 2.4. Bloco de uma plataforma semi-submersível em construção no estaleiro



Figura 2.5. Imperfeição geométrica inicial de um painel enrijecido de um bloco de plataforma semi-submersível

Existem diversos fatores que podem gerar distorções, entre eles a forma como a chapa é fabricada, transportada e estocada, porém o principal fator está associado ao processo de soldagem. Normalmente, uma união soldada é aquecida no local pela fonte de calor e a distribuição de temperaturas não é uniforme, variando à medida que a soldagem se processa. Durante a soldagem, ocorrem expansões térmicas nas regiões térmicas aquecidas, e parte delas são restringidas pelas regiões frias, produzindo deformações plásticas e tensões residuais. A distribuição da tensão residual (σ_r) ao longo da largura de uma chapa é idealizada na Figura 2.6.

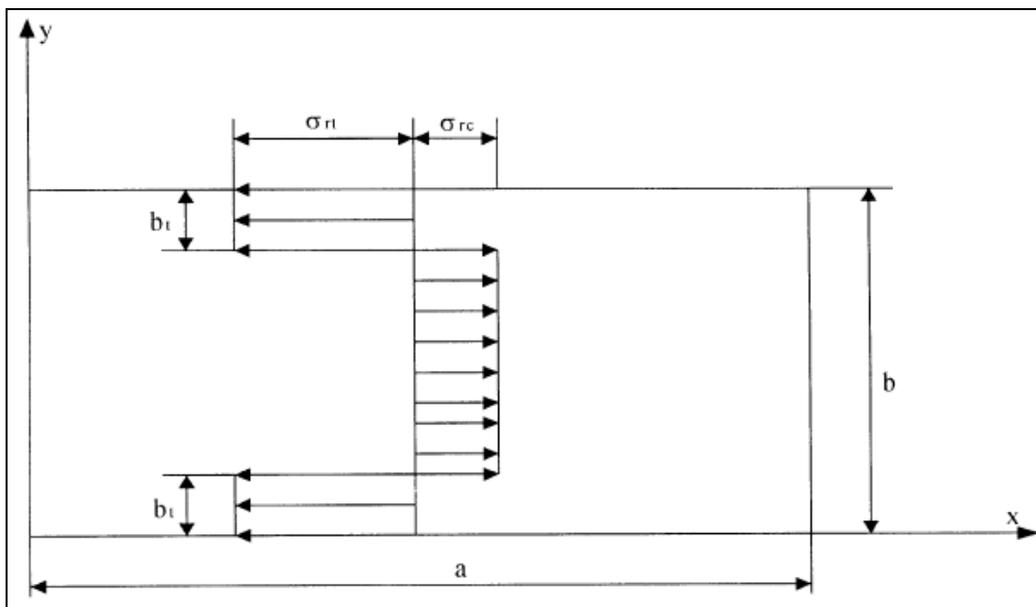


Figura 2.6. Distribuição idealizada das tensões residuais em uma chapa

$$\sigma_r = \begin{cases} \sigma_{rt} (= \sigma_o) & \text{para } 0 \leq y \leq b_t \\ \sigma_{rc} \text{ (negativo)} & \text{para } b_t < y \leq b - b_t \\ \sigma_{rt} (= \sigma_o) & \text{para } b - b_t < y \leq b \end{cases} \quad (2.1)$$

Onde σ_{rt} , σ_{rc} e σ_o são a tensão residual de tração e compressão e de escoamento, respectivamente.

Pesquisas visando o melhor entendimento da influência das imperfeições iniciais no colapso de painéis foram realizadas por diversos autores. Søreide et al. [4] estudaram os efeitos da condição de contorno e da amplitude das imperfeições em painéis enrijecidos. Outras pesquisas importantes aplicadas a estruturas oceânicas são apresentadas por Faulkner [5], onde são relatados testes de compressão em painéis enrijecidos, e Smith e Kirkwood [6], que estudaram e quantificaram a influência das distorções iniciais e das tensões residuais em painéis sob compressão uniaxial. Estefen e Harding [7] avaliaram o colapso de painéis cilíndricos enrijecidos por anéis, arranjo estrutural proposto para a primeira plataforma TLP instalada no Mar do Norte em 1984. Mateus e Witz [8] obtiveram resultados que confirmaram que os três principais parâmetros que afetam a flambagem e o pós-colapso em painéis sob compressão uniaxial são razão de aspecto, condição de contorno do bordo e amplitude máxima da imperfeição inicial. Pasqualino et al. [9] avaliaram a resistência limite de painéis característicos de navio utilizando o método dos elementos finitos, considerando não linearidades geométrica e do material, baseado na teoria de casca fina e teoria de fluxo. Os efeitos das imperfeições geométricas iniciais, condições de contorno e aplicação de carga na capacidade estrutural de painéis enrijecidos foram investigados. Os resultados das análises de flambagem foram comparados com recomendações de projeto. Gordo e Guedes Soares [10] concluíram que o modo de colapso é o principal fator determinante do nível de resistência das placas esbeltas, sendo o modo de colapso função de duas condições iniciais, a amplitude máxima e a amplitude relativa dos diversos modos das imperfeições iniciais. Sendo a segunda condição mais importante do que a primeira.

Bornscheuer [11] estudou a influência devido aos processos de soldagem na capacidade de carga de colunas, placas e cascas. A redução na capacidade de carga normalmente não excede 10% da tensão crítica e pode-se concluir que a tensão crítica é mais influenciada pelas imperfeições geométricas do que pela tensão residual.

Como indicado em Cui e Mansour [12], a resistência última de chapas retangulares não depende somente da amplitude máxima das imperfeições geométricas iniciais, como também do modo da distribuição das imperfeições, ou seja, o número de meias ondas. Distorções iniciais que não coincidem com o modo natural de flambagem têm o efeito de

aumentar a resistência ao colapso, enquanto aquelas que coincidem geram os menores valores da tensão compressiva de flambagem.

Jastrzebski e Kmiecik [13] analisaram estatisticamente dados de superfícies de chapas em estaleiros na Polônia no período entre 1975 e 1984. Cerca de 1000 chapas foram analisadas. A faixa de razão de aspecto (comprimento dividido pela largura da chapa, a/b), investigada foi de 1 a 3,46. Dividiram-se as chapas em três classes de acordo com o modo natural de flambagem.

Kmiecik [14] estudou os efeitos da condição de contorno, imperfeição inicial e tensão residual em chapas retangulares sob carregamento uniaxial de compressão utilizando o método dos elementos finitos. Concluiu que a imperfeição inicial diminui a capacidade de carga somente no caso do modo da imperfeição coincidir com o modo natural de flambagem, enquanto que a tensão residual diminui consideravelmente a capacidade de carga quando o modo de imperfeição não coincide com o modo natural de flambagem.

Em relação à determinação experimental de deformações residuais devido à soldagem em estruturas oceânicas, tem-se pouca informação disponível. Kmiecik et al. [15] coletaram um grande número de medições das distorções residuais de soldagem em cascos de navios. Essas medidas sistemáticas foram realizadas em função de estudos anteriores indicarem a influência das distorções de fabricação na capacidade estrutural de carga de painéis. Em torno de 2000 chapas de diferentes tipos de navios foram examinadas. A melhor aproximação das medidas das deformações foi conseguida através do uso da distribuição de Weibull. Foi encontrado que a deflexão máxima da chapa é linearmente relacionada à razão de aspecto da chapa (a/b) e à sua esbeltez, dada pela largura entre reforços dividida pela espessura (b/t). Os resultados podem ser úteis como referência, quando uma análise teórica das distorções de soldagem é proposta para avaliação da influência das imperfeições na resistência estrutural.

Okumoto e Matsuzaki [16] estudaram a medição de erros acumulados na geometria durante a montagem de componentes do casco do navio. A quantificação estatística determinou erros resultantes de diferentes etapas do processo de montagem. Para melhorar a precisão no processo de produção, foi recomendada a avaliação numérica das deformações residuais causadas pelo processo de corte e soldagem.

Steen et al. [17] relatam aplicações do novo programa de elementos finitos *PULS* (*Panel Ultimate Limit State*), reconhecido pela sociedade classificadora DNV como parte de suas novas regras e recomendações para navios e construções *offshore*. O *PULS* é um programa de elementos finitos para análise da resistência limite de painéis enrijecidos de estruturas oceânicas. O trabalho descreve um breve resumo da teoria utilizada para a realização de análises de modelos de painéis enrijecidos e apresenta resultados comparados com outros oriundos de programas de elementos finitos, testes experimentais e códigos de sociedades classificadoras.

Amlashi e Moan [18] analisaram a resistência última de um navio graneleiro sob condição de carregamento de alquebramento através de análises não lineares pelo método dos elementos finitos. Os efeitos das imperfeições geométricas iniciais na resistência ao colapso foram avaliados. Um estudo de sensibilidade de malha foi realizado para o uso de uma malha adequada para o modelo.

Gordo [19] analisou o comportamento de placas restringidas sob ação de carregamento axial compressivo. O método dos elementos finitos foi utilizado como ferramenta para a análise não linear de placas com diferentes níveis de esbelteza, variou-se entre 0,35 e 3,46. Diversos modos das imperfeições iniciais foram considerados e avaliou-se a influência da amplitude das distorções associada a cada modo. O estudo estabelece a resistência última mínima deste tipo de placas.

Capítulo 3

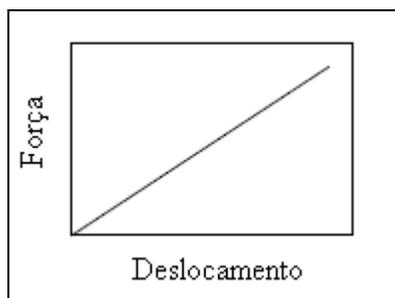
Formulação Teórica para a Modelagem Numérica

O capítulo apresenta a formulação teórica com base no manual do programa de elementos finitos ABAQUS [20] para modelagem numérica para análise da resistência última de painéis enrijecidos.

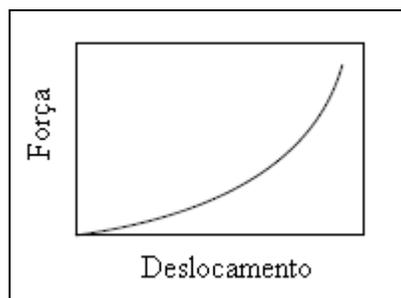
3.1. Não-linearidade

A proposição do modelo teórico é baseado no método dos elementos finitos, incorporando as não linearidades geométricas e do material.

Um problema estrutural não-linear ocorre quando a rigidez da estrutura muda de acordo com a sua deformação. Todas as estruturas físicas são não-lineares. Uma análise linear é uma conveniente aproximação que é adequada para finalidade de projeto. Um simples exemplo diferenciando uma resposta linear de uma não-linear para a rigidez de uma mola é mostrado na Figura 3.1.



(a) mola linear – rigidez constante



(b) mola não linear – rigidez não é constante

Figura 3.1. Características lineares e não-lineares da mola [20]

Visto que a rigidez é agora dependente do deslocamento, a flexibilidade inicial da estrutura não pode mais ser multiplicada pela carga aplicada para calcular o deslocamento para qualquer carga. Em uma análise não-linear implícita a matriz de rigidez da estrutura

precisa ser determinada e invertida várias vezes durante o percurso da análise, tornando-se uma análise mais dispendiosa computacionalmente do que uma análise linear implícita.

3.1.1. Não-linearidade geométrica

A não-linearidade geométrica está relacionada à mudança na geometria do modelo durante a análise. A não-linearidade geométrica ocorre sempre que a magnitude do deslocamento afeta a resposta da estrutura. Isso pode ser causado por:

- grandes deflexões ou rotações;
- “*snap through*” (mudança brusca de concavidade); e
- tensões iniciais ou “*load stiffening*” (carga que contribui para o enrijecimento da estrutura).

Considere, por exemplo, uma viga carregada por uma carga vertical na extremidade, como indicado na Figura 3.2.

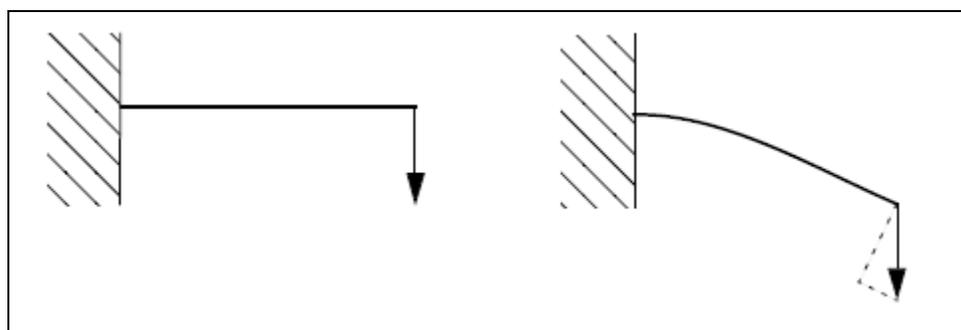


Figura 3.2. Grande deflexão em uma viga cantilever [20]

Caso a deflexão na extremidade da viga seja pequena, a análise pode ser considerada aproximadamente linear. Em contrapartida, caso a deflexão na extremidade é grande, a forma da estrutura e, por conseguinte, sua rigidez mudam. Em acréscimo, caso a carga não fique perpendicular à viga, a ação da carga na estrutura muda significativamente. De acordo com a deflexão na extremidade da viga, a carga pode ser resolvida como uma componente perpendicular à viga e uma componente atuando ao longo do comprimento da viga. Ambos os efeitos contribuem para a resposta não-linear da viga em balanço, isto é, a mudança da rigidez da viga acarreta em um aumento da carga.

O deslocamento não precisa ser necessariamente grande em relação às dimensões da estrutura para que a não-linearidade geométrica seja importante. Considere o “*snap through*” sob uma pressão aplicada em um largo painel com uma pequena curvatura, como ilustrado na Figura 3.3. No exemplo ocorre uma mudança drástica da rigidez do painel de acordo com a sua deformação. Quando o painel “*snap through*”, a rigidez se torna negativa. Assim, embora a magnitude do deslocamento, em relação às dimensões do painel, seja relativamente pequena, existe uma significativa não-linearidade geométrica na simulação, que deve ser levada em consideração.

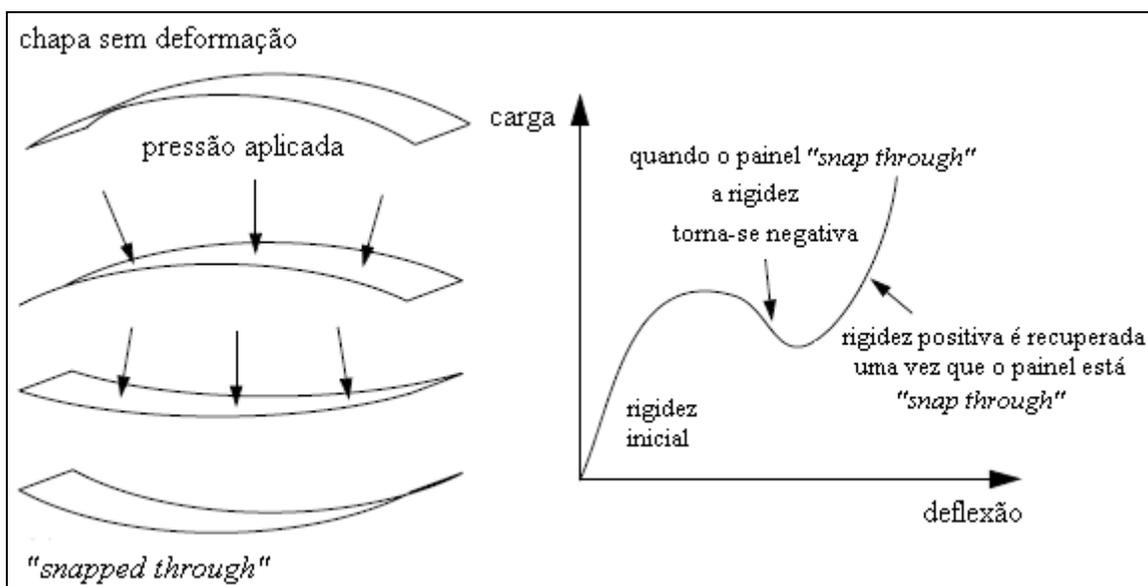


Figura 3.3. “*Snap-through*” de um painel largo [20]

3.1.2. Não-linearidade do material

A maioria dos metais apresenta uma relação linear tensão-deformação para baixos valores de deformação, porém em altas deformações o material escoar, e a partir desse ponto a resposta se torna não-linear e irreversível, como ilustrado na Figura 3.4.

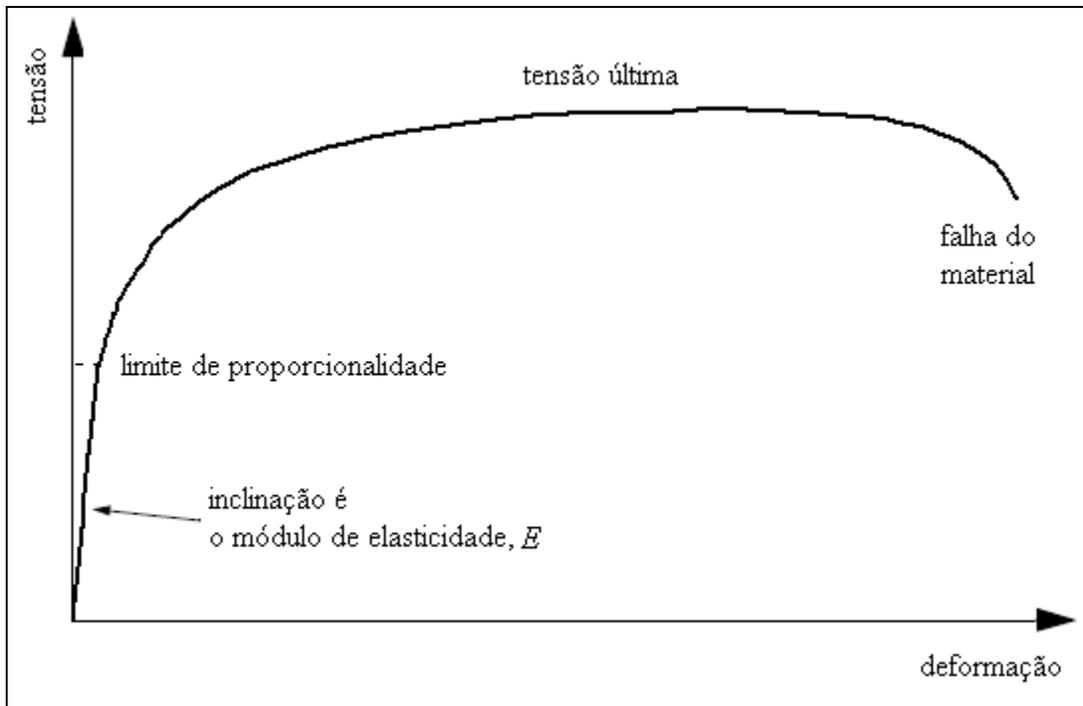


Figura 3.4. Curva tensão-deformação para um material sob carregamento de tração uniaxial

3.2 Solução de problemas não-lineares

Para a solução das equações de equilíbrio não-lineares, o programa de elementos finitos ABAQUS [20] geralmente utiliza como ferramenta numérica o método de Newton. A motivação por essa escolha se deve principalmente pela taxa de convergência obtida pelo método de Newton em comparação com as taxas de convergência exibidas por métodos alternativos para os tipos de problemas não-lineares mais comuns estudados com o ABAQUS [20].

A curva não-linear carga versus deslocamento para uma estrutura é mostrada na Figura 3.5.

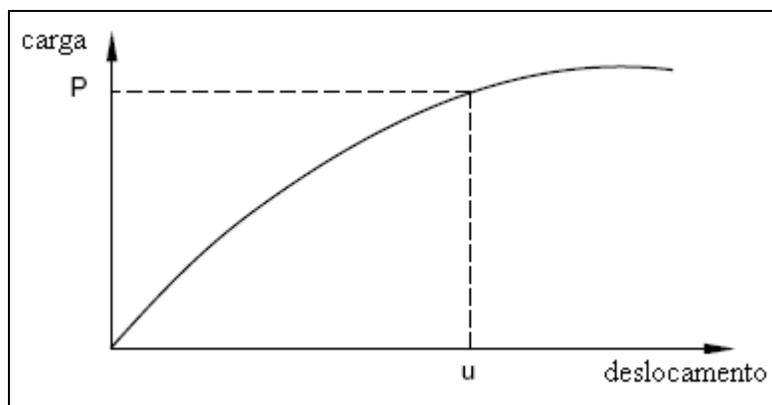


Figura 3.5. Curva não-linear carga versus deslocamento [20]

Em uma análise não-linear a solução não é calculada resolvendo um conjunto de equações lineares, como é feito para um problema linear. Ao contrário, a solução é encontrada especificando-se a carga como função do tempo e incrementando o tempo para obter a resposta não-linear. Então, o programa de elementos finitos, ABAQUS [20], divide a simulação em número de incrementos de tempo e encontra a configuração aproximada de equilíbrio no final de cada incremento de tempo. Utilizando o método de Newton, normalmente leva uma série de iterações para determinar uma solução aceitável para cada incremento de tempo.

3.2.1. Passos (steps), incrementos e iterações

A história do tempo para uma simulação consiste de um ou mais passos. O usuário define os passos, que normalmente consiste de uma opção para procedimento da análise, opção de carregamento e opção de saída dos dados requisitados. O incremento é parte de um passo. Em análises não-lineares cada passo é dividido em incrementos e assim o caminho para a solução não-linear pode ser seguido. O usuário sugere o tamanho do primeiro incremento e o programa de elementos finitos, ABAQUS [20], automaticamente escolhe o tamanho dos incrementos subsequentes. No final de cada incremento a estrutura está em equilíbrio aproximado. A iteração é uma tentativa de encontrar a solução de equilíbrio em um incremento. Caso o modelo não esteja em equilíbrio no final da iteração, o ABAQUS [20] tenta uma nova iteração. Em todas as iterações a solução que o ABAQUS [20] obtém deve ser próxima do equilíbrio, embora algumas vezes o processo de iteração

possa divergir. Neste caso, ABAQUS [20] termina o processo iterativo e tenta encontrar uma solução com um tamanho de incremento menor.

3.2.2. Convergência

Considerando-se as forças externas, P , e as forças internas (nodais), I , atuando no corpo, Figura 3.6. As forças internas atuando no nó são causadas pelas tensões nos elementos que estão presos a aquele nó.

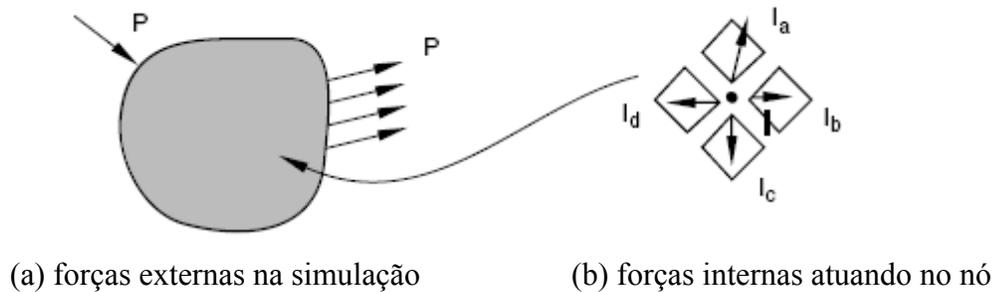


Figura 3.6. Forças externas e internas no corpo [20]

Para que o corpo esteja em equilíbrio, a força resultante atuando em cada nó deve ser zero. Assim, o enunciado básico do equilíbrio é que as forças internas, I , e as forças externas, P , devem ser iguais, equação (3.1).

$$P - I = 0 \tag{3.1}$$

A resposta não-linear de uma estrutura devido a um pequeno incremento de carga, ΔP , é mostrada na Figura 3.7. O ABAQUS [20] utiliza a rigidez tangente à estrutura, K_0 , o qual é baseado na sua configuração em u_0 , e ΔP para calcular a correção do deslocamento, c_a , para a estrutura. Utilizando c_a , a configuração da estrutura é modificada para u_a .

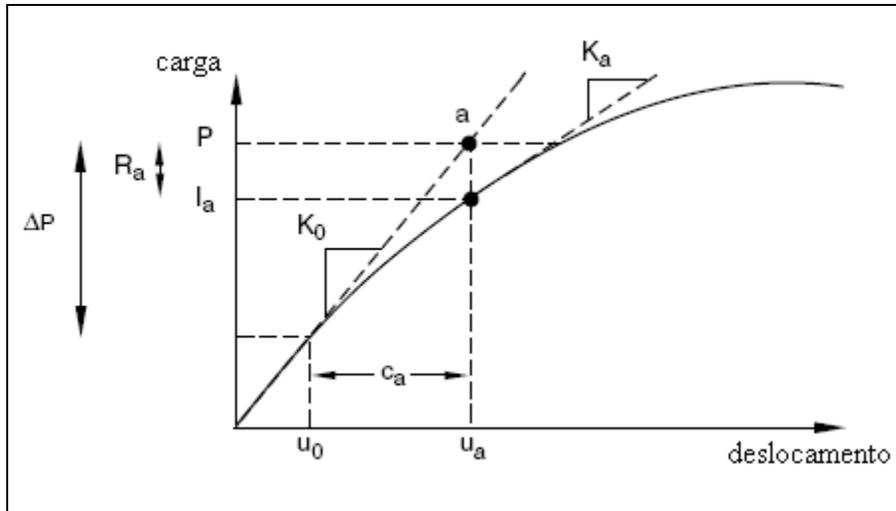


Figura 3.7. Primeira iteração em um incremento [20]

Então, o ABAQUS [20] calcula as forças internas da estrutura, I_a , para esta nova configuração. A diferença entre a carga total aplicada, P , e I_a pode ser calculado através da equação (3.2).

$$R_a = P - I_a \quad (3.2)$$

Onde R_a é a força residual para a iteração.

Caso R_a seja igual a zero em todos os graus de liberdade no modelo, o ponto a na Figura 3.7 irá se encontrar em cima da curva carga-deslocamento e a estrutura deverá estar em equilíbrio. Em um problema não-linear, R_a nunca será exatamente igual a zero, dessa forma o ABAQUS [20] o compara com um valor de tolerância. Caso R_a seja menor do que a tolerância da força residual em todos os nós, o ABAQUS [20] aceita a solução como sendo de equilíbrio. O valor padrão para a tolerância é de 0,5% da força média na estrutura. Caso o usuário deseje pode-se alterar o valor da tolerância.

Sendo R_a menor do que o valor de tolerância, P e I_a são considerados em equilíbrio e u_a é uma configuração de equilíbrio válida para a estrutura sob o carregamento aplicado. Antes de o ABAQUS [20] aceitar a solução, é verificado se a última correção para o deslocamento, c_a , é pequena em relação com o deslocamento incremental total, $\Delta u_a = u_a - u_0$. Caso c_a seja maior que a fração (1% valor padrão) em relação ao deslocamento

incremental, o ABAQUS [20] executa uma outra iteração. Ambas as verificações de convergência devem ser satisfeitas antes que se assuma que a solução seja dita que convergiu para aquele incremento de tempo.

Caso para a solução de uma iteração não se obtenha convergência, o ABAQUS [20] executa uma nova iteração na tentativa de equilibrar as forças internas e externas. Primeiramente, o ABAQUS [20] gera a nova rigidez para a estrutura, K_a , baseado na nova configuração, u_a . A rigidez, em conjunto com a residual R_a , determina a nova correção para o deslocamento, c_b , que traz o sistema para próximo do equilíbrio (ponto b na Figura 3.8).

O ABAQUS [20] calcula a nova força residual, R_b , utilizando a força interna da nova configuração da estrutura, u_b . Novamente, a maior força residual em qualquer grau de liberdade, R_b , é comparada com a força residual de tolerância, e a correção do deslocamento para a segunda iteração, c_b , é comparada com o incremento do deslocamento, Δu_b . Caso seja necessário, o ABAQUS [20] executa novas iterações.

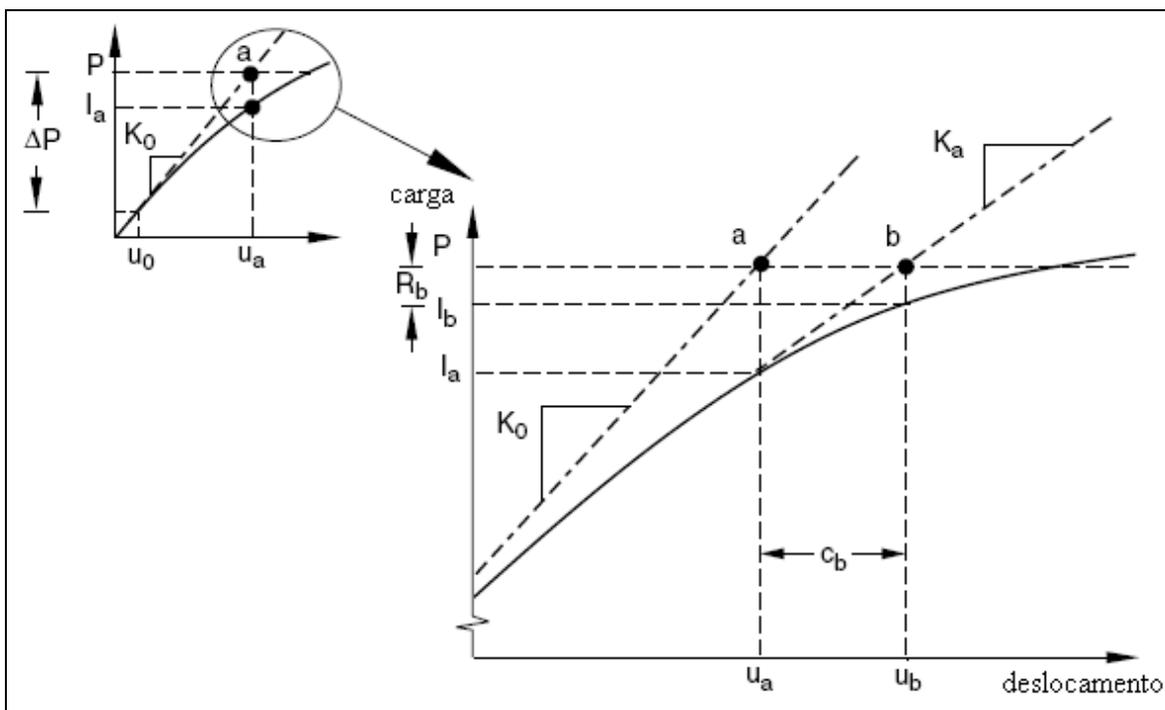


Figura 3.8. Segunda iteração em um incremento [20]

Para cada iteração em uma análise não-linear, o ABAQUS [20] forma para o modelo a matriz de rigidez e resolve o sistema de equações. O custo computacional para resolver uma iteração em um problema não-linear é muito próximo do tempo para a resolução de uma análise linear completa, tornando o gasto computacional de uma análise não-linear muito mais dispendioso do que uma análise linear.

3.2.3. Controle de incremento automático

Para resolver os problemas não-lineares eficientemente, o ABAQUS [20], por padrão, ajusta automaticamente o tamanho do incremento. O usuário apenas necessita sugerir o tamanho do primeiro incremento em cada passo da simulação, depois o ABAQUS [20] ajusta automaticamente o tamanho dos incrementos. Caso o usuário não forneça uma sugestão de tamanho de incremento inicial, o ABAQUS [20] tentará aplicar toda a carga definida no passo em um simples incremento. Para problemas com alto grau de não-linearidade, o ABAQUS [20] necessitará reduzir repetitivamente o tamanho do incremento para que uma solução seja obtida, resultando em um grande consumo de tempo computacional.

O número de iterações necessárias para encontrar uma solução convergente para um tempo de incremento irá variar dependendo do grau de não-linearidade no sistema. De acordo com o controle de incremento padrão, se a solução não convergir em 16 iterações, o ABAQUS [20] abandona o incremento e começa novamente com um tamanho de incremento com valor de 25% do previamente adotado. Com o tamanho de incremento reduzido uma nova tentativa de convergência é realizada. Caso a solução permaneça não convergindo, o ABAQUS [20] diminui o tamanho do incremento novamente. Esse processo continua até que uma solução seja encontrada. Caso o tamanho do incremento venha a se tornar menor do que o mínimo definido pelo usuário ou mais de cinco (5) tentativas seja necessário, o ABAQUS [20] interrompe a análise.

Caso o incremento consiga convergir em menos de cinco (5) iterações, isto indica que a solução esteja sendo obtida facilmente. Portanto, o ABAQUS [20] automaticamente aumenta o tamanho do incremento em 50% se dois (2) incrementos consecutivos necessitarem de menos de cinco (5) iterações para obterem uma solução convergente.

Dessa forma, os dados que o usuário deve fornecer ao programa de elementos finitos para a solução de uma análise estática através do controle de incremento automático são:

- tamanho do incremento inicial. Caso o valor dessa entrada seja zero ou não especificado, um valor padrão que é igual ao período de tempo total do passo é assumido;

- período de tempo do passo. Caso o valor dessa entrada seja zero ou não especificado, o valor padrão de 1.0 é assumido;

- tamanho mínimo do incremento permitido. Caso o ABAQUS [20] ache que necessite de um tamanho de incremento menor do que o especificado, a análise é encerrada. Caso essa entrada seja zero, um valor padrão do menor valor entre o incremento inicial sugerido ou 10^{-5} do período total de tempo é assumido;

- tamanho máximo do incremento permitido. Caso esse valor não seja especificado, nenhum limite superior é imposto.

3.2.3.1. Estabilização automática de problemas estáticos

Problemas estáticos não-lineares podem ser instáveis. A instabilidade pode ser em função da natureza geométrica ou do material. Essa instabilidade pode acarretar em uma solução da análise que não seja convergente.

O ABAQUS [20] fornece um mecanismo automático de estabilização de problemas quase-estático instáveis através da adição automática de volume proporcional de amortecimento no modelo. O mecanismo é alcançado incluindo o parâmetro de estabilização em qualquer procedimento não-linear quase-estático. Forças viscosas, como apresentado na equação (3.3), são adicionadas nas equações de equilíbrio global, equação (3.4).

$$F_v = c \cdot M^* \cdot v \quad (3.3)$$

$$P - I - F_v = 0 \quad (3.4)$$

Onde M^* é uma matriz de massa artificial calculada com massa específica unitária, c é um fator de amortecimento, $v = \Delta u / \Delta t$ é o vetor de velocidade do nó e Δt é o incremento de tempo (que pode ou não ter um significado físico no contexto do problema que esteja sendo resolvido).

Assume-se que o problema é estável no início da análise e que a instabilidade pode se desenvolver ao longo da análise. Enquanto o modelo é estável, forças viscosas e, dessa forma, a energia viscosa dissipada é muito pequena. Assim, o amortecimento adicional artificial não apresenta efeito. Se uma região local se torna instável, as velocidades locais aumentam e, conseqüentemente, parte da energia de deformação liberada é dissipada pelo amortecimento aplicado.

Para adotar o parâmetro de estabilização durante a análise é necessário que o usuário inclua o comando na análise estática. O padrão do ABAQUS [20] para a utilização do parâmetro de estabilização é adotar um valor da fração de energia dissipada de 2×10^{-4} .

No capítulo 5 (item 5.3) será apresentado um estudo de sensibilidade que foi realizado para a verificação da influência do parâmetro de estabilização na análise de resistência limite de painéis enrijecidos.

3.3. Caracterização do material

3.3.1. Plasticidade em materiais dúcteis

Diversos metais apresentam comportamento linear elástico em pequenas magnitudes de deformação, Figura 3.9, e a rigidez do material, conhecido como módulo de elasticidade ou de Young, é constante.

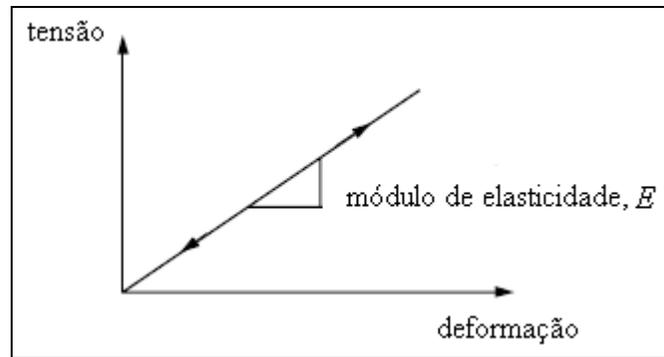


Figura 3.9. Comportamento da curva tensão-deformação na região linear elástica [20]

A plasticidade em metais se refere que em altas magnitudes de tensão e deformação, o material começa a apresentar um comportamento não-linear, conforme apresentado na Figura 3.10.

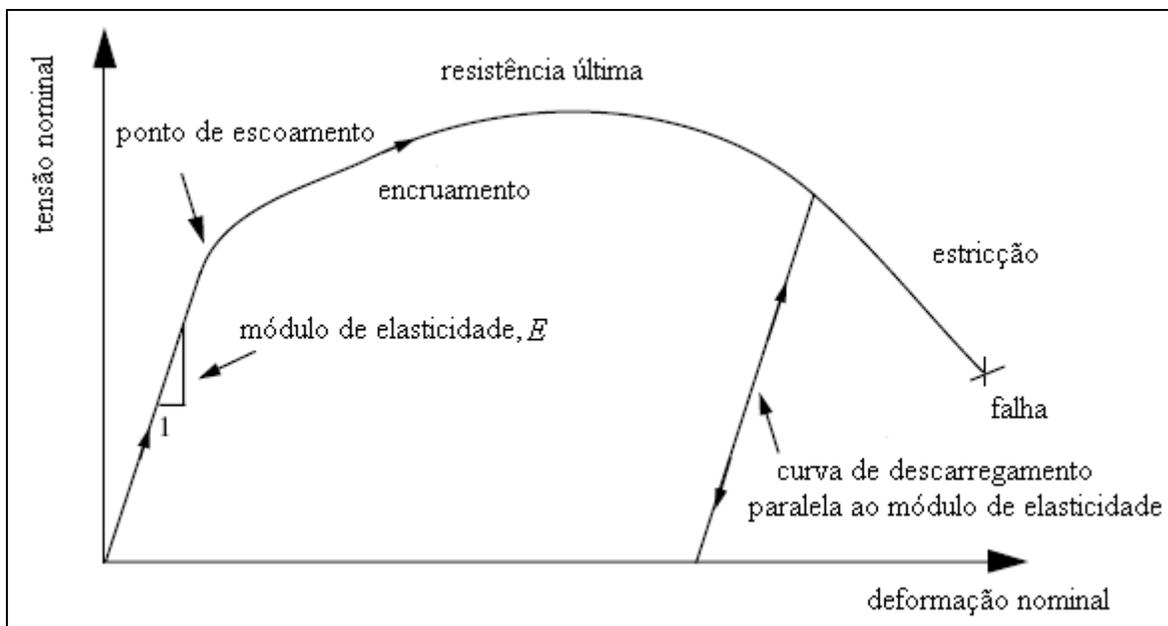


Figura 3.10. Comportamento da curva nominal tensão-deformação para material elasto-plástico, teste de tração [20]

O comportamento plástico do material é descrito através de seu ponto de escoamento e seu encruamento pós-escoamento. A mudança do comportamento elástico para o plástico ocorre a partir de um certo ponto, conhecido como limite de elasticidade ou limite de proporcionalidade ou ponto de escoamento, na curva do material tensão-deformação. Para

metais que possuem transição gradual do regime elástico para o plástico, é difícil determinar o limite de proporcionalidade precisamente. Como consequência, criou-se uma convenção na qual é construída uma linha reta paralela à porção elástica, passando pela deformação de 0,2% da deformação total. A tensão correspondente à intersecção desta linha com a curva tensão-deformação é o que se define como tensão de escoamento.

A deformação de um metal antes de alcançar o ponto de escoamento cria apenas deformações elásticas, que podem ser totalmente recuperadas caso a carga aplicada seja removida. Em contrapartida quando a tensão do metal excede o ponto de escoamento, deformações permanentes (plásticas) começam a acontecer. As deformações associadas com essas deformações permanentes são chamadas de deformações plásticas.

A rigidez de um metal decresce drasticamente uma vez que o material escoou. O metal dúctil que escoou irá recuperar a sua rigidez elástica inicial quando a carga aplicada for removida. Normalmente a deformação plástica do material aumenta sua tensão de escoamento para subseqüentes carregamentos, sendo esse comportamento chamado de trabalho de encruamento. Outra característica importante da plasticidade do metal é que a deformação inelástica está associada a um comportamento quase que incompressível do material.

Quando o carregamento atinge um certo valor máximo, o diâmetro do corpo de prova que está sob o teste de tração começa a diminuir, devido à perda de resistência local. Esse fenômeno é conhecido como estrição. Após ter iniciado a estrição, um carregamento mais baixo é suficiente para manter o corpo de prova se deformando, até que a ruptura ocorra. Pode-se verificar que a ruptura se dá segundo uma superfície em forma de cone, que forma um ângulo aproximado de 45° com a superfície inicial do corpo de prova. Isso mostra que a ruptura dos materiais dúcteis ocorre sob tensão de cisalhamento, e confirma o fato de que, com carga axial, as maiores tensões de cisalhamento ocorrem em planos que formam 45° com a direção da carga.

3.3.2. Encruamento isotrópico

O material é considerado isotrópico quando apresenta as mesmas propriedades mecânicas em todas as direções. O modelo do material utilizado para o aço nas análises numéricas de resistência limite foi baseado na teoria de plasticidade de lei de fluxo associado com critério de escoamento de von Mises e o comportamento de encruamento isotrópico.

Inicialmente um critério de escoamento indicando o nível de tensão em que a plasticidade começa precisa ser definido. O critério de von Mises é considerado como uma aproximação satisfatória para o comportamento plástico do metal e é usado para definir o escoamento isotrópico.

Na teoria de fluxo J_2 associada ao critério de escoamento de von Mises e encruamento isotrópico assume-se que a superfície de escoamento (S.E.) muda de tamanho uniformemente em todas as direções de acordo com o aumento (ou diminuição) da tensão de escoamento, mantendo sua forma inicial e a posição do seu centro, como ilustrado na Figura 3.11 para o caso de estado plano de tensão.

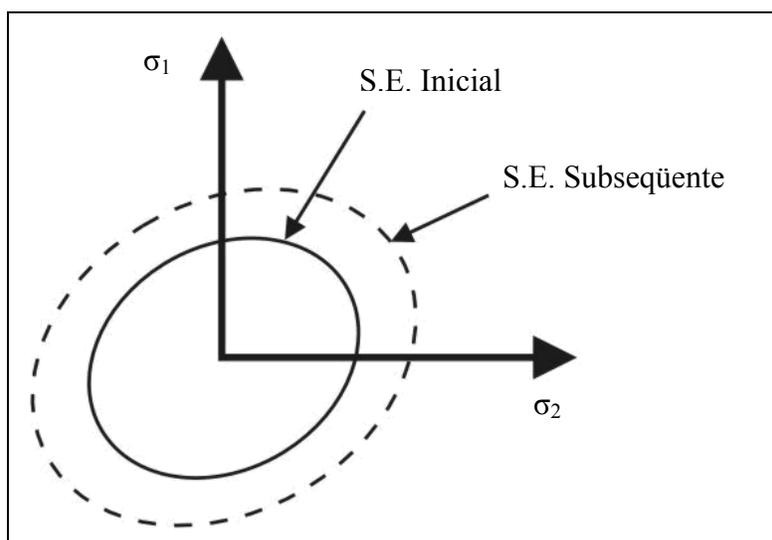


Figura 3.11. Representação da superfície de escoamento isotrópica para estado plano de tensão [21]

A S.E. pode ser representada pela função $f(\sigma) = cte$, podendo ser representada por $f(J_2) = k^2$ se o material for considerado inicialmente isotrópico, não afetado pela pressão hidrostática e simétrico para tração e compressão. Sendo J_2 (3.5.) escrito em função do tensor de tensões desviadoras S (3.6.).

$$J_2 = \frac{1}{2} S_{ij} S_{ij} \quad (3.5.)$$

$$S_{ij} = \sigma_{ij} - \frac{1}{3} \sigma_{kk} \delta_{ij} \quad (3.6)$$

Para o caso multiaxial é conveniente definir-se uma tensão equivalente que seja função de J_2 . Adotando-se o critério de escoamento de von Mises, tem-se que $J_2 = cte = k^2$, onde $k^2 = \frac{\sigma_0^2}{3}$ para o caso uniaxial, e σ_0 é a tensão de escoamento do aço. Assim, a tensão equivalente $\sigma_{eq.}$ é definida por:

$$\sigma_{eq.} = \sqrt{3J_2} = \sqrt{\frac{3}{2} S_{ij} S_{ij}} \quad (3.7.)$$

Analogamente, pode-se definir para o caso multiaxial uma deformação plástica equivalente, dada por:

$$\varepsilon_{eq.}^P = \sqrt{\frac{2}{3} \varepsilon_{ij}^P \varepsilon_{ij}^P} \quad (3.8)$$

onde ε_{ij}^P corresponde às componentes da deformação plástica.

A expressão para a superfície de escoamento para o modelo de encruamento isotrópico é obtido então por:

$$f(J_2) = \left(\frac{3}{2} S_{ij} S_{ij} \right)^{1/2} = \sigma_{eq.} \quad (3.9)$$

Observa-se que o raio das superfícies de escoamento subsequentes fica definido pela tensão equivalente de von Mises ($\sigma_{eq.}$), calculada para o último incremento de carga em função do estado de tensões.

As deformações plásticas incrementais são obtidas resolvendo-se a regra de fluxo dada por:

$$d \underline{\varepsilon}^P = \frac{1}{H(\sigma_{eq.})} \left(\frac{\partial f}{\partial \underline{\sigma}} d \underline{\sigma} \right) \frac{\partial f}{\partial \underline{\sigma}} \quad (3.10)$$

onde

$$\frac{\partial f}{\partial \underline{\sigma}} = \frac{\partial \sigma_{eq.}}{\partial \underline{\sigma}} = \frac{\partial}{\partial \underline{\sigma}} \left(\frac{3}{2} S_{ij} S_{ij} \right)^{1/2} \quad (3.11)$$

e H é um parâmetro obtido a partir da curva de teste de tração uniaxial. Resolvendo, tem-se:

$$\frac{\partial}{\partial \underline{\sigma}} \left(\frac{3}{2} S_{ij} S_{ij} \right)^{1/2} = \frac{3}{2} \frac{S}{\sigma_{eq.}} \quad (3.12)$$

Substituindo (3.12) na regra de fluxo (3.10) é obtida a expressão de *Prandtl-Reuss* (3.13), que define o incremento de deformação plástica em função do módulo plástico local de encruamento (H) e do estado de tensões.

$$d \underline{\varepsilon}^P = \frac{9}{4} \frac{1}{H(\sigma_{eq.})} \frac{S \cdot d \underline{\sigma}}{\sigma_{eq.}^2} S \quad (3.13)$$

sendo

$$H = \frac{d \sigma_{11}}{d \varepsilon_{11}^P} \quad (3.14)$$

onde a notação das tensões e deformações refere-se ao caso uniaxial.

Com essa teoria, a dependência da tensão em relação à deformação para todo o regime elasto-plástico é simulado numericamente, logo, têm-se considerado no modelo numérico os efeitos da não-linearidade do material.

Combinando os incrementos de deformações elástica e plástica é obtido:

$$d\varepsilon_{ij} = \frac{1}{E} \left\{ \left[(1+\nu) d\sigma_{ij} - \nu d\sigma_{kk} \delta_{ij} \right] + 9Q \left(\underline{S} \cdot d\underline{\sigma} \right) S_{ij} \right\} \quad (3.15)$$

ou

$$d\underline{\varepsilon} = D d\underline{\sigma} \quad (3.16)$$

onde

$$Q = \frac{1}{4\sigma_{eq.}^2} \left(\frac{E}{E_t(\sigma_{eq.})} - 1 \right) \quad (3.17)$$

A forma incremental explícita das relações tensão-deformação para o estado plano de tensões pode ser escrito como:

$$\begin{Bmatrix} d\varepsilon_x \\ d\varepsilon_\theta \end{Bmatrix} = D \begin{Bmatrix} d\sigma_x \\ d\sigma_\theta \end{Bmatrix} \quad (3.18)$$

onde

$$D = \frac{1}{E} \begin{bmatrix} 1+Q(2\sigma_x - \sigma_\theta)^2 & -\nu + Q(2\sigma_x - \sigma_\theta)(2\sigma_\theta - \sigma_x) \\ -\nu + Q(2\sigma_x - \sigma_\theta)(2\sigma_\theta - \sigma_x) & 1+Q(2\sigma_\theta - \sigma_x)^2 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Quando se define plasticidade no programa de elementos finitos, deve-se usar tensão verdadeira e deformação verdadeira. Os dados da curva informados ao programa em termos de tensão verdadeira e deformação plástica logarítmica são transformados a partir dos valores de tensão-deformação total de engenharia pelas equações (3.20) e (3.21), respectivamente.

$$\sigma_v = \sigma_{nom} (1 + \varepsilon_{nom}) \quad (3.20)$$

$$\varepsilon_v = \ln(1 + \varepsilon_{nom}) \quad (3.21)$$

Quase que em sua totalidade, os dados do teste do material são fornecidos usando valores nominais de tensão e deformação. Nestes casos devem-se usar as equações (3.20) e (3.21) para converter os valores nominais de tensão-deformação para valores verdadeiros de tensão-deformação. Os dados de plasticidade definem a tensão de escoamento do material como uma função da deformação plástica verdadeira. A primeira parte de dados fornecida ao programa define a tensão de escoamento do material e, então, deve apresentar

uma deformação plástica com valor igual a zero. A deformação fornecida nos dados do teste do material usada para definir o comportamento plástico não corresponde à deformação plástica do material. Ao contrário, corresponde à deformação total no material. Assim, deve-se decompor o valor da deformação total em componentes de deformação elástica e plástica. A componente plástica é obtida subtraindo a deformação elástica, definida como o valor da tensão verdadeira dividida pelo módulo de elasticidade, do valor total de deformação, como mostra a Figura 3.12.

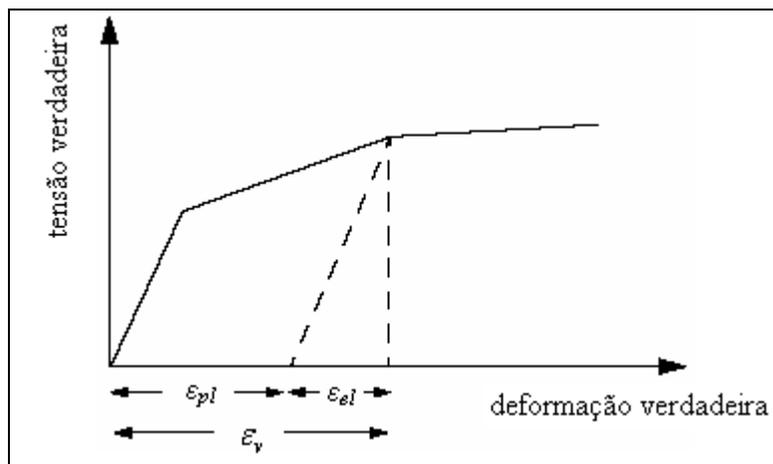


Figura 3.12. Decomposição da deformação total em componentes elástica e plástica [20]

Dessa forma, a deformação plástica verdadeira é escrita por:

$$\varepsilon_{pl} = \varepsilon_v - \varepsilon_{el} = \ln(1 + \varepsilon_{nom}) - \frac{\sigma_v}{E} \quad (3.22)$$

onde

ε_{pl} - deformação plástica verdadeira,

ε_v - deformação total verdadeira,

ε_{el} - deformação elástica verdadeira,

σ_v - tensão verdadeira, e

E - módulo de elasticidade.

3.4. Discretização do modelo por elemento de casca

O elemento de casca é utilizado para modelar estruturas em que uma dimensão (espessura) é significativamente menor do que as outras dimensões. Dois tipos de elementos de cascas são disponíveis no ABAQUS [20]: elemento de casca convencional e elemento de casca contínuo.

O elemento de casca convencional discretiza a superfície de referência através da definição das dimensões planares do elemento, sua superfície normal e a sua curvatura inicial. Os nós de um elemento de casca convencional, entretanto, não definem a espessura da casca. A espessura é definida através da seção de propriedades. O elemento de casca convencional apresenta graus de liberdade de deslocamento e rotação.

O elemento de casca contínuo discretiza um corpo tridimensional inteiro. A espessura é determinada através da geometria nodal do elemento. O elemento de casca contínuo apresenta graus de liberdade apenas de deslocamento. De um ponto de vista de modelação, o elemento de casca contínuo assemelha-se a um elemento de sólido contínuo tridimensional, porém o comportamento cinemático e estático é similar ao elemento de casca convencional. A Figura 3.13 ilustra a diferença entre um elemento de casca convencional e contínuo.

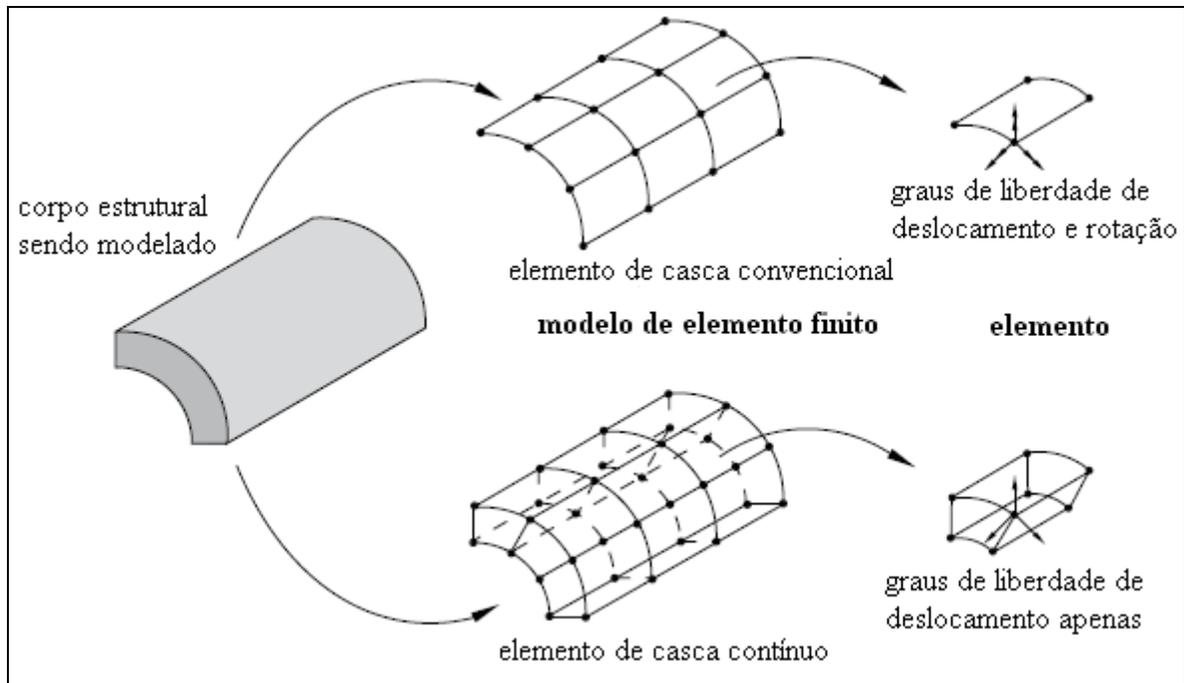


Figura 3.13. Elemento de casca convencional versus elemento de casca contínuo [20]

O elemento de casca contínuo é mais preciso do que o elemento de casca convencional para análises de modelos em contato, em função de empregarem dois lados de contato, levando em consideração mudanças na espessura. Para a aplicação de casca fina, entretanto, o elemento de casca convencional fornece uma performance superior, sendo assim, foi este o elemento empregado para a realização da análise numérica da resistência limite de painéis enrijecidos.

3.4.1. Teoria de casca fina e de casca espessa

A seguir será apresentada uma breve discussão sobre o que constitui um problema de casca fina e espessa. Esse conceito é apenas relevante para os elementos com graus de liberdade de deslocamento. O ABAQUS [20] inclui elementos de casca convencional com finalidade geral que são válidos para problemas de casca fina e espessa. Esses elementos usam teoria de casca espessa de acordo com o aumento da espessura e teoria de casca fina de acordo com a diminuição da mesma.

3.4.1.1. Elemento de casca espessa

A teoria de casca espessa é necessária em casos em que a flexibilidade de cisalhamento transversal é importante e quando interpolação de segunda ordem é desejada. A Figura 3.14 ilustra o comportamento de cisalhamento transversal de casca espessa, onde a linha do material que é inicialmente normal à superfície da casca não necessariamente permanece normal à superfície ao longo da deformação, adicionando flexibilidade de cisalhamento transversal ($\gamma \neq 0$).

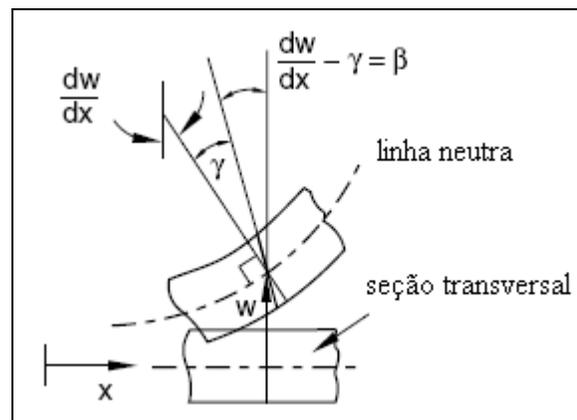


Figura 3.14. Deformação da seção transversal – teoria de casca espessa [20]

A importância do cisalhamento transversal no elemento de casca pode ser estimada pela razão entre espessura (t) e um comprimento característico da superfície da casca (a), como por exemplo, a distância entre reforços transversais para painéis enrijecidos longitudinalmente. A casca composta de um mesmo material ao longo de sua espessura com uma razão aproximadamente maior do que $1/15$ em relação ao seu comprimento característico é considerada espessa ($t/a > 1/15$).

3.4.1.2. Elemento de casca fina

A teoria de casca fina é empregada em casos em que a flexibilidade de cisalhamento transversal possa ser negligenciada e a hipótese de Kirchhoff satisfeita, isto é, a linha do material que é inicialmente normal em relação à superfície permanece reta e normal à superfície ao longo da deformação. Dessa forma, a deformação de cisalhamento transversal é desprezada ($\gamma = 0$). Para cascas homogêneas essa consideração é realizada quando a

espessura é menor do que 1/15 de um comprimento característico da superfície da casca. A Figura 3.15 ilustra o comportamento de cisalhamento de casca fina.

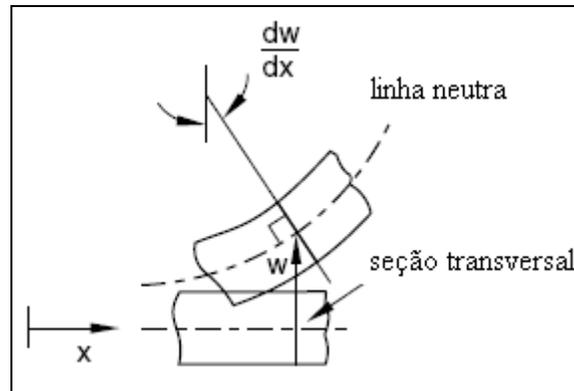
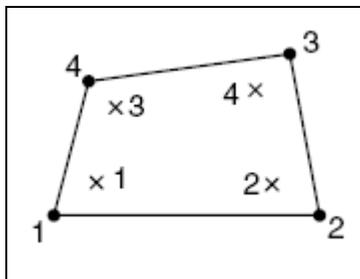


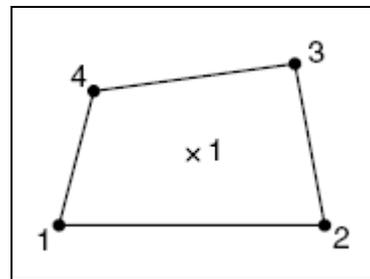
Figura 3.15. Deformação da seção transversal – teoria de casca fina [20]

3.4.2. Elementos de casca empregados nas análises

Os modelos foram discretizados utilizando os elementos de casca S4 e S4R, conforme ilustrado na Figura 3.16. São elementos capazes de analisar cascas finas e espessas, incorporando deformações de membrana finitas e grandes rotações. O elemento S4 possui quatro pontos de integração em comparação ao elemento S4R que possui apenas um ponto de integração, tornando-o um elemento mais dispendioso computacionalmente.



(a) elemento S4 com quatro pontos de integração



(b) elemento S4R com um ponto de integração

Figura 3.16. Elementos de casca S4 e S4R [20]

3.4.3. Teoria de cálculo da seção do elemento de casca

A regra de Simpson's e a quadratura de Gauss são fornecidos pelo programa de elementos finitos ABAQUS [20] para o cálculo do comportamento da seção transversal do elemento de casca. O método padrão de integração do ABAQUS [20] e o que foi utilizado nas análises de resistência limite de painéis enrijecidos é a regra de Simpson's com cinco pontos de integração para uma seção homogênea, conforme ilustrado na Figura 3.17.

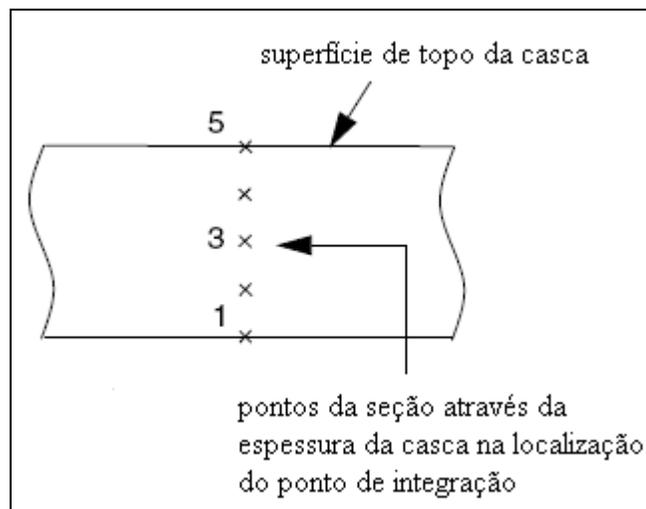


Figura 3.17. Seção ao longo do elemento de casca com cinco pontos de integração [20]

Capítulo 4

Correlação Numérico-Experimental

Estudos de correlação numérico-experimental foram realizados para aferir os modelos numéricos a serem usados na avaliação da resistência última de painéis enrijecidos em escala real. A etapa consiste na construção de modelos reduzidos de aço de painéis das colunas de plataforma semi-submersível com tolerâncias equivalentes em escala ao protótipo e proposição de modelo teórico baseado no método dos elementos finitos, incorporando as não linearidades geométricas e do material.

Para a realização do estudo de correlação numérico-experimental foram construídos nove modelos reduzidos de painéis planos enrijecidos. Técnicas de fabricação e características geométricas são descritas a seguir.

4.1. Características geométricas dos modelos reduzidos

Os modelos são representativos de painéis entre reforços transversais. Os nove modelos reduzidos são classificados em cinco grupos de acordo com as suas características geométricas e processo de fabricação.

O primeiro grupo consiste de dois modelos. Espessura da chapa (t) de 0,77 mm, comprimento longitudinal (L) de 153,85 mm, largura do painel (l) de 128,2 mm e espaçamento entre reforços (b) de 32,05 mm. Para os reforços longitudinais foram utilizadas barras chatas, com espessura do reforço (t_w) igual a espessura da chapa (t) e altura (h_w) de dez vezes a sua espessura (t_w), ou seja, $h_w = 7,7$ mm.

O segundo grupo de modelos consiste de dois painéis com as mesmas características do grupo anterior, porém com meio comprimento longitudinal ($L = 76,925$ mm). O processo de fabricação é idêntico ao do grupo anterior, porém finalizado o processo construtivo é selecionada uma seção para que se possa efetuar o corte e assim, obter-se o modelo com meio comprimento longitudinal.

O terceiro grupo se resume a um único painel com as mesmas características do grupo 1, porém com espessura e altura do reforço de respectivamente 1 e 10 mm.

O quarto grupo, com apenas um modelo, apresenta as mesmas características geométricas do grupo 3, porém com uma diferença no processo de fabricação. Não foi realizado o pré-aquecimento antes da realização da soldagem. Medidas das imperfeições geométricas iniciais indicaram que este foi o modelo que apresentou as maiores amplitudes de imperfeições em comparação com os outros modelos.

O quinto grupo consiste de três modelos. A diferença em relação ao grupo 1 é de que para os reforços longitudinais foram utilizados perfil L. Todas as espessuras adotadas foram de 0,77 mm. As dimensões dos reforços são: altura da alma (h_w) de 14,27 mm e largura do flange (b_f) de 5,51 mm.

4.2. Processo de fabricação dos modelos reduzidos

Para cada modelo segmentos independentes de reforços e chapas entre reforços foram previamente cortados com as dimensões estabelecidas. O modelo foi construído usando-se um gabarito especialmente projetado para facilitar o processo de soldagem e minimizar as distorções. A seguir serão apresentadas as etapas de fabricação do modelo reduzido correspondente aos modelos do grupo 1.

Etapa 1 – As chapas individuais são lixadas para remoção de corrosão, Figura 4.1. Em seguida é realizada uma limpeza com a utilização de produto químico para remoção de possíveis gorduras presentes nas chapas.

Etapa 2 - Colocação dos reforços no gabarito, Figura 4.2.

Etapa 3 – Colocação das chapas entre reforços, Figuras 4.3 e 4.4.



Figura 4.1. Limpeza das chapas



Figura 4.2. Colocação dos reforços no gabarito



Figura 4.3. Colocação das chapas entre reforços



Figura 4.4. Chapas entre reforços posicionadas

Etapa 4 – Fechamento da tampa do gabarito para minimizar distorções durante o processo de soldagem, Figura 4.5.

Etapa 5 – Introduzir no gabarito dois segmentos de chapas nos bordos externos longitudinais para fornecer a adequada condição de contorno durante o processo de soldagem dos enrijecedores posicionados no bordo, Figura 4.6. Esses dois segmentos de chapas são apenas utilizados para absorver o calor devido à soldagem, sendo posteriormente removidos.

Etapa 6 – Colocação dos ajustes do reforço para evitar distorções fora do plano, Figura 4.7.

Etapa 7 – Colocação do modelo no suporte para a realização do pré-aquecimento, Figura 4.8. O modelo é aquecido até a temperatura de cerca de 300°C ser atingida.



Figura 4.5. Fechamento da tampa do gabarito



Figura 4.6. Colocação das chapas laterais



Figura 4.7. Ajustes dos reforços no gabarito



Figura 4.8. Realização do pré-aquecimento

Etapa 8 – Processo de soldagem para união de cada reforço com o par de chapas vizinho. O processo de soldagem utilizado foi arco elétrico, com eletrodo de tungstênio e proteção de gás inerte (processo TIG) com uma amperagem de 30A e sem adição de material, como ilustrado na Figura 4.9. Inicialmente é soldado apenas meio painel. Após meio painel soldado aplica-se novamente calor para que a temperatura do modelo retorne para 300°C para assim ser efetuada a solda da outra metade. Concluída a soldagem dos dois trechos do painel, o ajuste central dos reforços é removido para possibilitar a solda nesta região, Figura 4.10. Concluída a solda na região central, o ajuste para os reforços é novamente colocado. Na seqüência, retira-se o apoio dos bordos (superior ou inferior), um de cada vez, para que se possa efetuar a soldagem nos bordos transversais. Novamente concluída a soldagem na região, o ajuste dos reforços é retornado ao modelo.



Figura 4.9. Soldagem através do processo TIG



Figura 4.10. Remoção do ajuste central para soldagem

Etapa 9 – Após concluído todo o procedimento de soldagem para o painel, o modelo é submetido a um calor uniforme e então deixado esfriar em temperatura ambiente por um período de aproximadamente 24 horas, com o objetivo de aliviar as tensões residuais antes de ser removido do gabarito.

Etapa 10 – Retirada do modelo do gabarito após o seu resfriamento. A Figura 4.11 ilustra o modelo com comprimento longitudinal de 153,85 mm, espaçamento entre reforços de 32,05 mm e espessura da chapa de 0,77 mm. As dimensões dos reforços são 0,77 e 7,7 mm para espessura e altura, respectivamente.

Para as medições das imperfeições geométricas iniciais foi montado um aparato com a utilização de um relógio comparador, Figura 4.12. Apenas foram realizadas as medições do chapeamento, não sendo medido as imperfeições dos reforços. Os dados obtidos são incorporados na simulação computacional da resistência dos painéis enrijecidos sob compressão. No modelo numérico os reforços foram considerados como perfeitos.



Figura 4.11. Modelo reduzido experimental



Figura 4.12. Medição das imperfeições geométricas iniciais

As etapas de fabricação dos modelos do grupo cinco são similares ao apresentado anteriormente, porém para a sua fabricação é utilizado um novo gabarito em função de o reforço longitudinal ser em perfil L.

Inicialmente é construído o reforço longitudinal perfil L através de um gabarito especial, conforme mostrado nas Figuras 4.13 e 4.14.



Figura 4.13. Gabarito empregado para a construção do perfil L, posicionamento da alma e do flange



Figura 4.14. Alma e flange posicionados no gabarito para execução da soldagem

As Figuras 4.15 e 4.16 ilustram o reforço perfil L sendo soldado através do processo TIG e sendo removido do gabarito após a execução da soldagem, respectivamente.



Figura 4.15. Soldagem do reforço, processo TIG



Figura 4.16. Reforço perfil L sendo removido do gabarito após execução da soldagem

Concluída a fabricação dos reforços em perfil L, o processo de montagem do modelo é iniciado. As Figuras 4.17 e 4.18 ilustram a colocação dos reforços e das chapas entre reforços no gabarito, respectivamente.



Figura 4.17. Posicionamento dos reforços no gabarito



Figura 4.18. Posicionamento das chapas entre reforços no gabarito

As Figuras 4.19 e 4.20 ilustram o posicionamento dos suportes no gabarito com o objetivo de minimizar as distorções durante o processo de soldagem.



Figura 4.19. Posicionamento dos suportes no gabarito

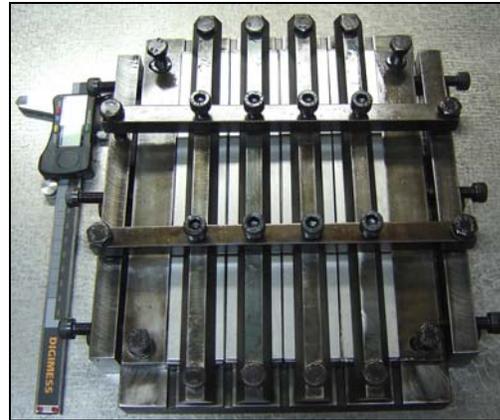


Figura 4.20. Todos os suportes devidamente posicionados no gabarito

As etapas seguintes até finalmente a retirada do modelo construído do gabarito para posterior medição das imperfeições geométricas iniciais são as mesmas que as apresentadas previamente para o processo de fabricação dos modelos do grupo 1.

O Laboratório de Tecnologia Submarina da COPPE/UFRJ adquiriu em 2006 o equipamento *Laser Tracker*. Trata-se de um sistema de medição portátil apresentando acurácia sub-milimétrica. Também foi adquirido o braço de medição portátil para possibilitar as medições em modelos reduzidos.

As medições das imperfeições geométricas iniciais dos modelos do grupo cinco foram realizadas com a utilização do braço de medição portátil. Nestes modelos foram realizadas as medições do chapeamento e dos reforços. A Figura 4.21 ilustra a medição das imperfeições geométricas iniciais no modelo reduzido.



Figura 4.21. Medição das imperfeições geométricas iniciais com o braço portátil

Finalizada a aquisição de dados com o braço portátil, a nuvem de pontos é exportada para o programa Verisurf [22] para a geração de superfície. A Figura 4.22 ilustra a chapa do modelo reduzido com imperfeição amplificada 25 vezes.

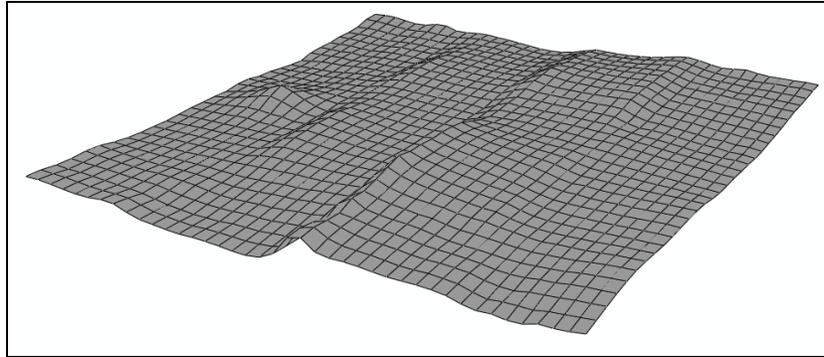


Figura 4.22. Chapa com imperfeição inicial amplificada de 25 vezes

Com as superfícies geradas (chapas e reforços), esta é exportada para um programa de CAD para construção do modelo, Figura 4.23, e na sequência é exportado para o programa de elementos finitos ABAQUS [20], Figura 4.24.

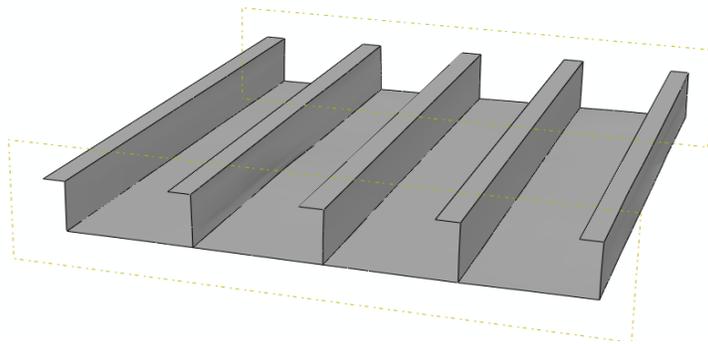


Figura 4.23. Modelo construído através de CAD

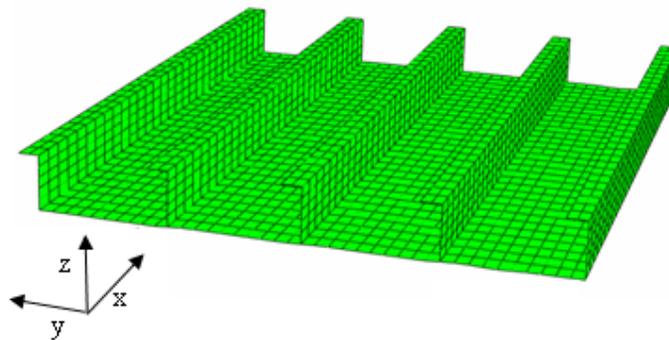


Figura 4.24. Modelo de elementos finitos

4.3. Instrumentação dos modelos e realização dos testes de compressão

A instrumentação dos modelos foi realizada com a utilização de *strain-gauges* (medidores de deformação). *Strain-gauges* biaxiais (direção longitudinal e transversal) foram colocados no meio dos chapeamentos centrais entre reforços e *strain-gauges* uniaxiais (direção longitudinal) foram instalados nas outras chapas e em todos os reforços na região central do painel. Dois *strain-gauges*, um biaxial e um uniaxial, foram colocados próximos ao bordo superior em um dos chapeamentos centrais e no reforço central, respectivamente. As posições dos *strain-gauges* são mostradas na Figura 4.25.

Os testes de compressão foram realizados em máquina Instron, modelo 8802, como indicado na Figura 4.26.

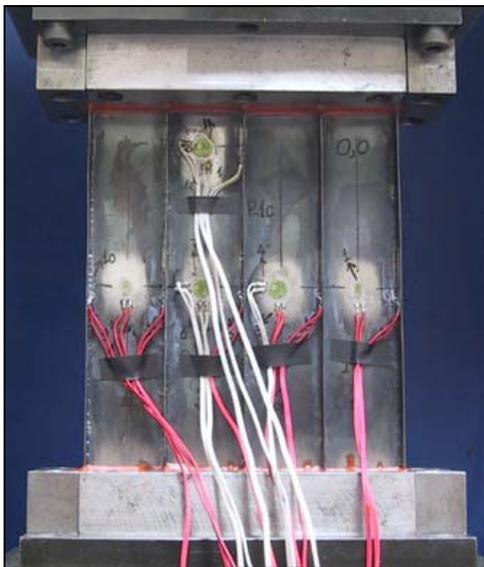


Figura 4.25. Posição dos *strain-gauges* no modelo reduzido



Figura 4.26. Teste de compressão, Instron 8802

4.4. Modelação numérica

A análise numérica da resistência limite de painéis em escala reduzida foi realizada utilizando-se como ferramenta o programa de elementos finitos ABAQUS [20]. Foram consideradas não linearidades geométricas e do material e as imperfeições geométricas iniciais são incorporadas nas análises.

Os modelos como mencionados no capítulo 3 foram discretizados utilizando o elemento de casca S4, capaz de analisar cascas finas e espessas, incorporando deformações de membrana finitas e grandes rotações.

A curva do material foi obtida através do ajuste de oito testes de tração uniaxiais de amostras cortadas das chapas utilizadas para a construção dos modelos. A tensão de escoamento (σ_o) do aço é de 365 N/mm^2 . Os dados da curva tensão verdadeira (σ_v) versus deformação plástica logarítmica (ϵ_{pl}), Figura 4.27, são fornecidos diretamente ao programa de elementos finitos, assim como o módulo de elasticidade (E) e o coeficiente de Poisson (ν), 207.863 N/mm^2 e $0,3$, respectivamente. Os dados da curva fornecida ao programa em termos da tensão verdadeira e deformação plástica logarítmica são transformados a partir dos valores de tensão-deformação de engenharia através das equações (3.20) e (3.21), respectivamente.

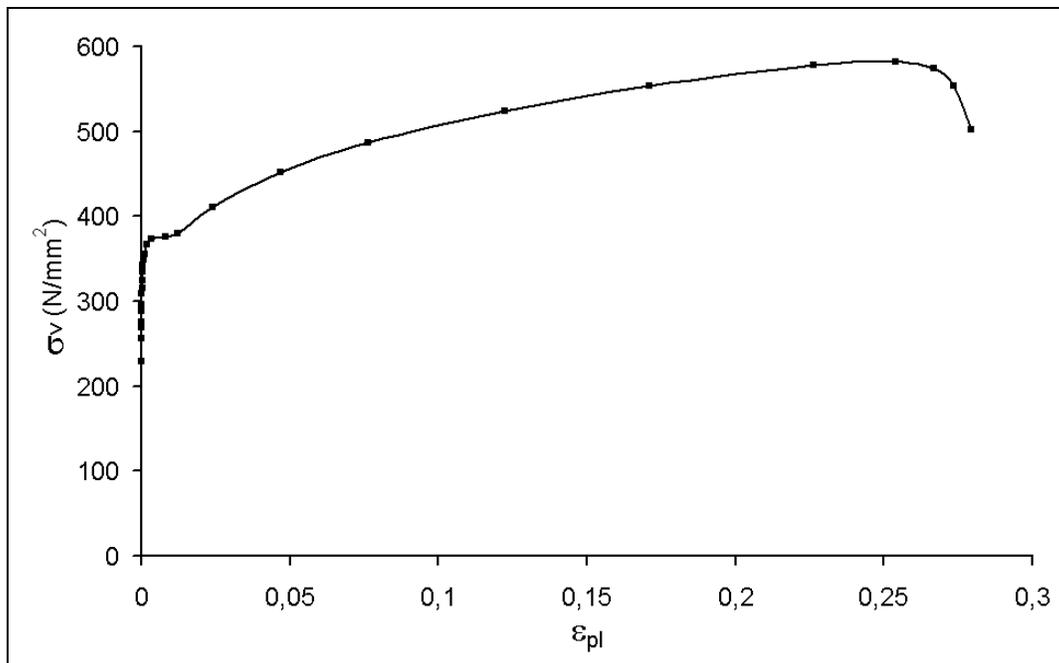


Figura 4.27. Tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica

Primeiramente foi realizado um estudo de sensibilidade de malha para definir a melhor divisão de malha para as subseqüentes análises, de forma a fornecer uma boa solução em um tempo computacional satisfatório. As imperfeições geométricas iniciais foram do tipo senoidal. Estas foram introduzidas no modelo numérico através das

coordenadas nodais da malha. A expressão (4.1) é usada para representar as imperfeições.

$$w(x, y) = w_{max} \cdot \text{sen} \left[\frac{m \cdot \pi \cdot x}{a} \right] \cdot \text{sen} \left[\frac{n \cdot \pi \cdot y}{b} \right] \quad (4.1)$$

onde:

$w(x, y)$ - amplitude da imperfeição no ponto de controle;

w_{max} - amplitude da imperfeição máxima;

x - posição longitudinal do ponto de controle;

y - posição transversal do ponto de controle;

m - número de semi-ondas na direção longitudinal;

n - número de semi-ondas na direção transversal;

a - comprimento longitudinal da chapa;

b - comprimento transversal da chapa.

Os passos de carga de compressão nas chapas foram introduzidos no modelo como deslocamentos prescritos nos nós da extremidade do modelo discretizado.

Para validação da malha de elementos finitos foi realizado inicialmente um estudo simultâneo de sensibilidade de malha e de variação dos incrementos. Com este concluído, chegou-se à razão adequada entre o deslocamento aplicado e o número de incrementos.

A partir da razão determinada (deslocamento por número de incrementos), foi realizado um novo estudo de sensibilidade de malha e o resultado encontrado está ilustrado na Figura 4.28. Para esta análise foi considerada uma chapa simplesmente apoiada com espessura de 0,77 mm, comprimento longitudinal de 153,85 mm, largura de 32,05 mm e imperfeição máxima (w_{max}) de 0,16 mm, com uma semi-onda na direção

longitudinal e transversal. As condições de contorno foram as seguintes: bordo de aplicação de carga $U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$ e bordo apoiado $U_y = U_z = 0$ e $\theta_y = \theta_z = 0$. Os eixos de coordenadas estão indicados na Figura 4.24. Apenas um quarto de chapeamento foi discretizado em função de se considerar simetrias transversal e longitudinal. A tensão de flambagem foi determinada através da média das tensões compressivas na direção longitudinal (σ_{mL}) de todos os nós que compõem a malha do modelo.

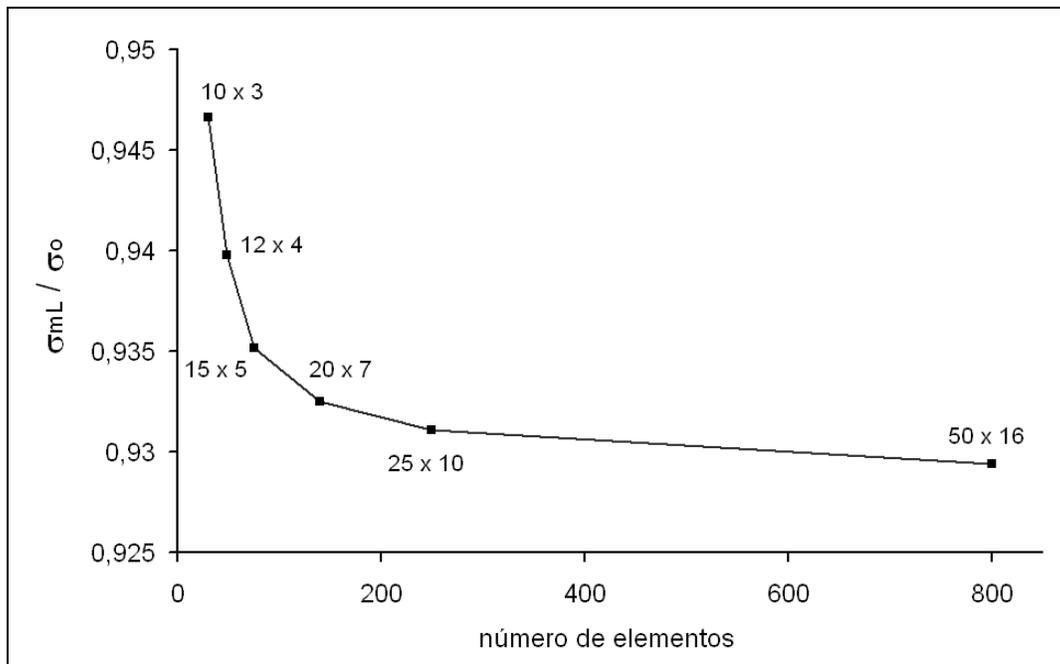


Figura 4.28. Estudo de sensibilidade de malha

O compromisso entre a acurácia e o tempo de simulação computacional indica a utilização da malha refinada com 15 elementos em meio comprimento longitudinal e 5 elementos em meia largura (15x5). Corresponde a uma diferença na tensão máxima de flambagem em comparação com a malha mais refinada (50x16) de 0,63%. Conseqüentemente, a razão de aspecto adotada para o elemento foi 1,6.

Com a validação da malha iniciou-se a modelagem dos painéis enrijecidos. Os reforços foram discretizados de acordo com a malha proposta para o chapeamento. Para todos os modelos foram realizadas duas análises, diferenciando-se as condições de contorno no bordo de aplicação de carga. A primeira condição de contorno considera no bordo de aplicação de carga $U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. A segunda condição de contorno

difere da anterior apenas no grau de liberdade em y, sendo $U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Para o bordo superior foi considerado para todas as análises a condição de engaste, ou seja, $U_x = U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Os eixos de coordenadas estão indicados na Figura 4.31.

4.5. Resultados para o modelo P1A – grupo 1

A Figura 4.29 ilustra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para as duas diferentes condições de contorno usadas no bordo de aplicação de carga. Resultados numérico e experimental estão bastante próximos para a carga máxima de flambagem. O modelo numérico com grau de liberdade livre no bordo de aplicação de carga nas direções x e y (2 gdl) apresenta para a carga máxima de flambagem valores praticamente coincidentes ao modelo experimental. A maior carga de flambagem foi obtida para o modelo numérico com grau de liberdade livre apenas na direção x (1 gdl), 1,71% maior que o valor obtido para o teste experimental. No regime de pós-colapso, a curva experimental apresenta uma queda na capacidade de carga mais acentuada do que os modelos numéricos.

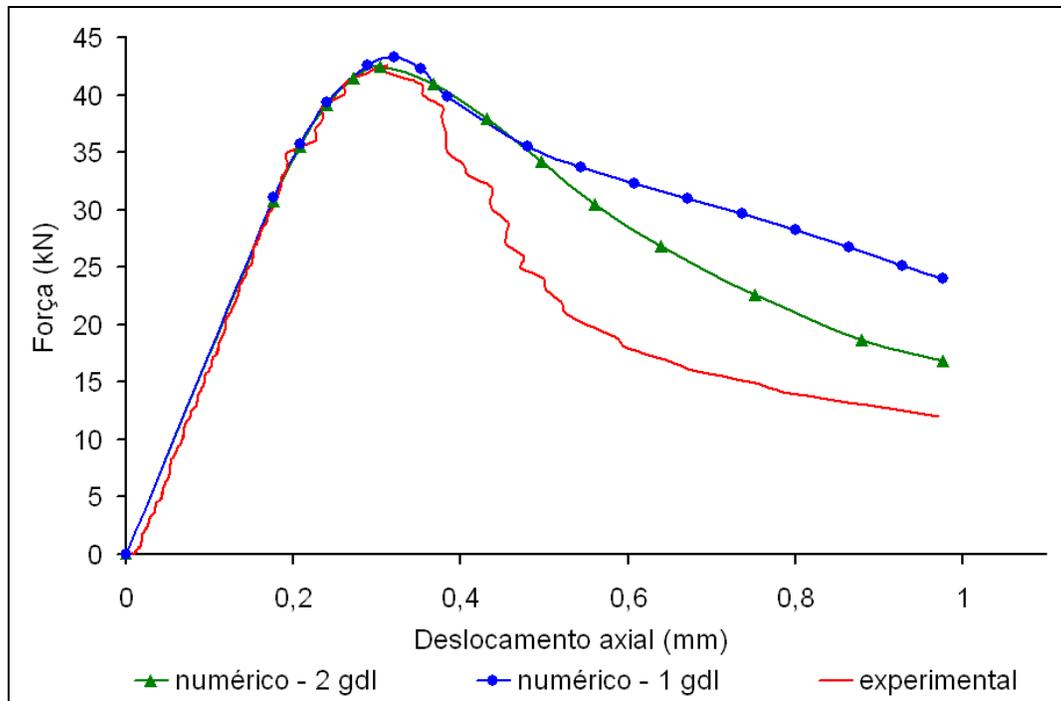


Figura 4.29. Curva força versus deslocamento axial - modelo P1A

As Figuras 4.30, 4.31 e 4.32 representam o modo de pós-colapso para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl) respectivamente, para deslocamentos de aproximadamente 1 mm. Pode ser observado uma diferença significativa no modo de pós-colapso para as simulações numéricas com 1 e 2 gdl. Sendo a condição com 2 gdl a que mais se aproxima do modo experimental.

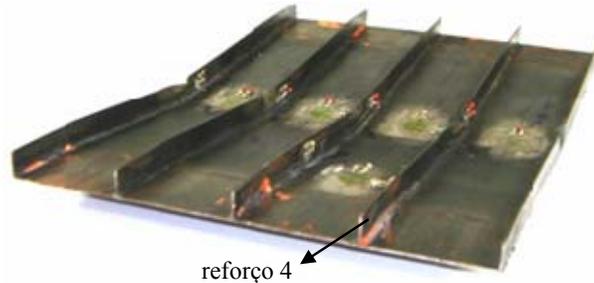


Figura 4.30. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P1A

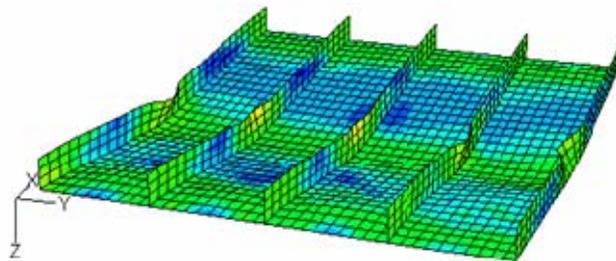


Figura 4.31. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P1A

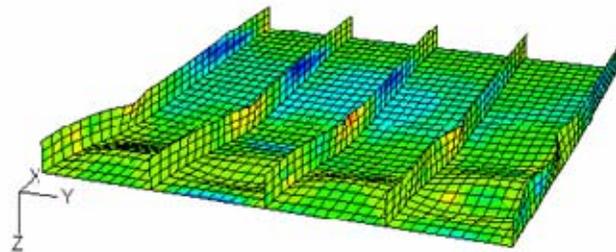


Figura 4.32. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1gdl – modelo P1A

A Figura 4.33 apresenta a curva tensão média versus deformação para seção central do reforço 4. Os valores de tensão no modelo numérico foram obtidos através da média da tensão compressiva longitudinal em todos os nós da malha, incluindo chapeamento e reforços. Os valores de deformação foram obtidos na localização do *strain-gauge* para os modelos experimental e numérico (2 gdl).

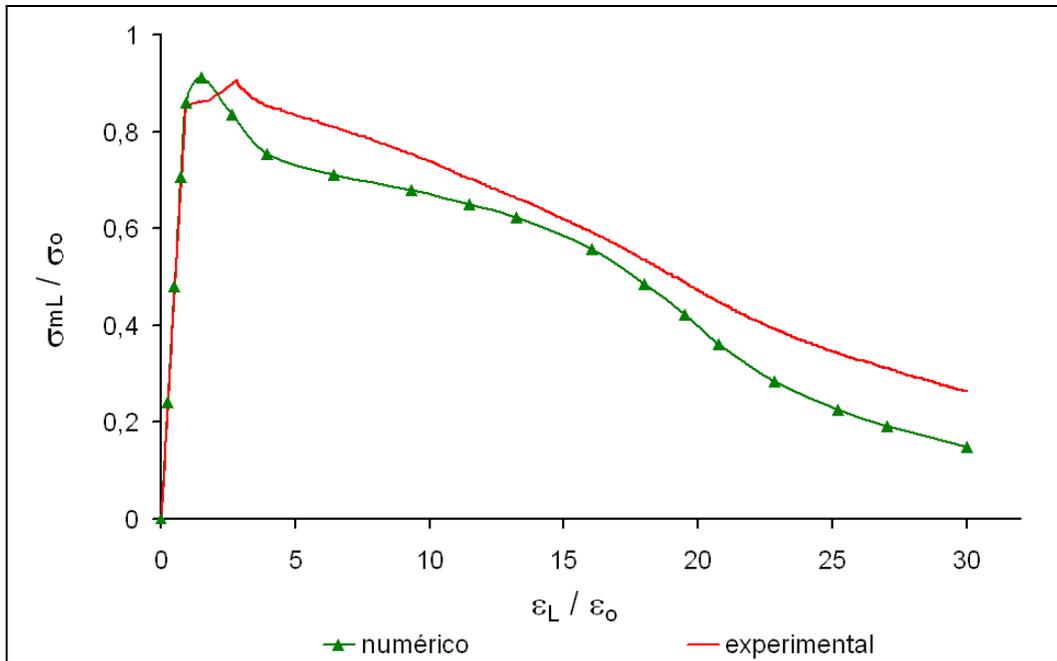


Figura 4.33. Curva tensão média versus deformação para reforço 4 (meia seção), modelo P1A

4.6. Resultados para o modelo PIB - grupo 1

A Figura 4.34 ilustra a curva força versus deslocamento axial para os modelos experimental e numéricos. A carga máxima de flambagem experimental é ligeiramente superior aos valores encontrados para os modelos numéricos, 1,2% e 3,4% em relação aos modelos com 1 e 2 gdl, respectivamente. No regime de pós-colapso as três curvas apresentam valores próximos durante o descarregamento.

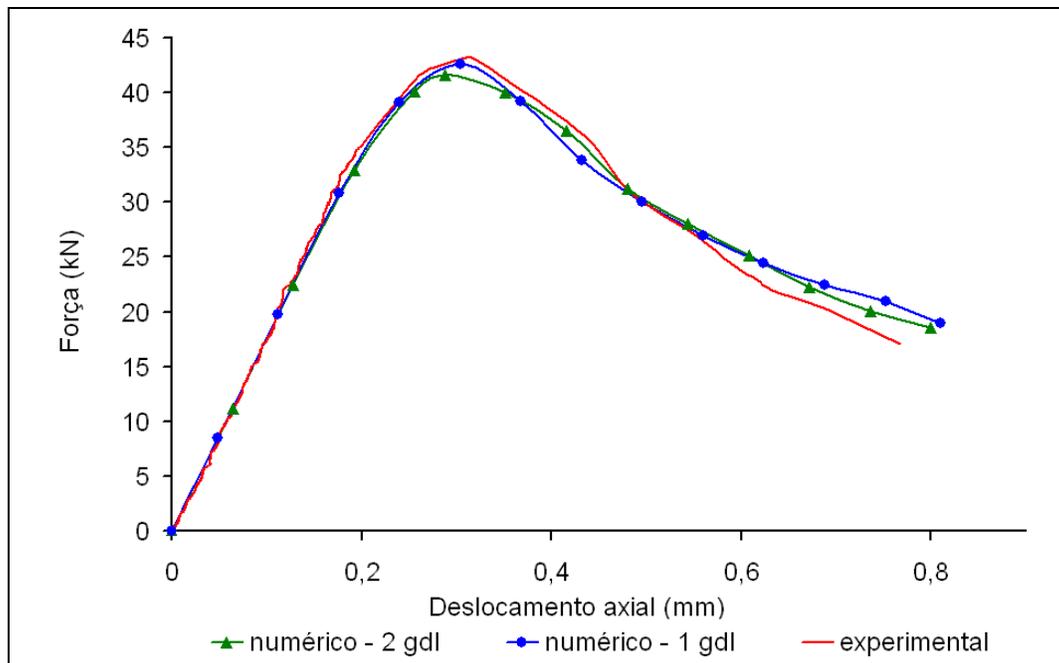


Figura 4.34. Curva força versus deslocamento axial – modelo P1B

As Figuras 4.35, 4.36 e 4.37 representam o modo de pós-colapso para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. O modo de pós-colapso dos modelos numéricos que mais se aproximou do teste experimental foi o do modelo com 2 gdl, como já havia acontecido para o modelo P1A. O modelo numérico com 1 gdl apresentou um modo de pós-colapso completamente diferente do modo experimental, flambando para o lado oposto (forma convexa).

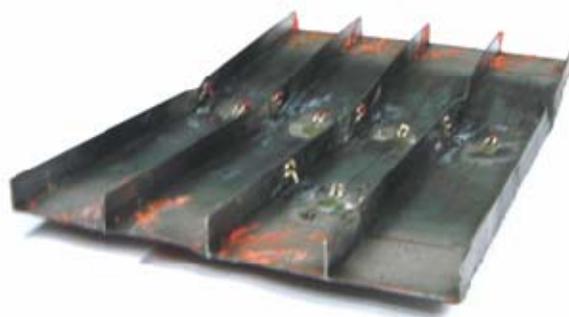


Figura 4.35. Modo de pós-colapso para o modelo experimental - modelo P1B

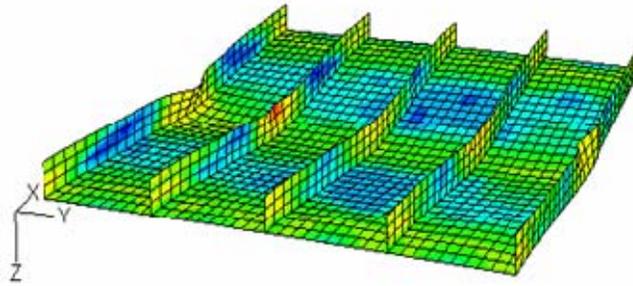


Figura 4.36. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P1B

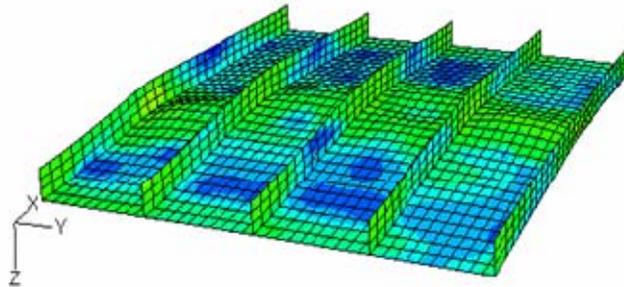


Figura 4.37. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P1B

4.7. Resultados para o Modelo P2A – grupo 2

Modelos do grupo 2 apresentam comprimento longitudinal igual a 50% do comprimento dos modelos do grupo 1, ou seja, $L = 76,925$ mm. As demais dimensões são as mesmas.

A Figura 4.38 ilustra a curva força versus deslocamento para o teste experimental e para os modelos numéricos. Pode ser observado que as três cargas máximas de flambagem são praticamente coincidentes. Para o regime de pós-colapso os valores de carga experimental são um pouco inferiores, porém apresentando a curva com a mesma forma dos modelos numéricos.

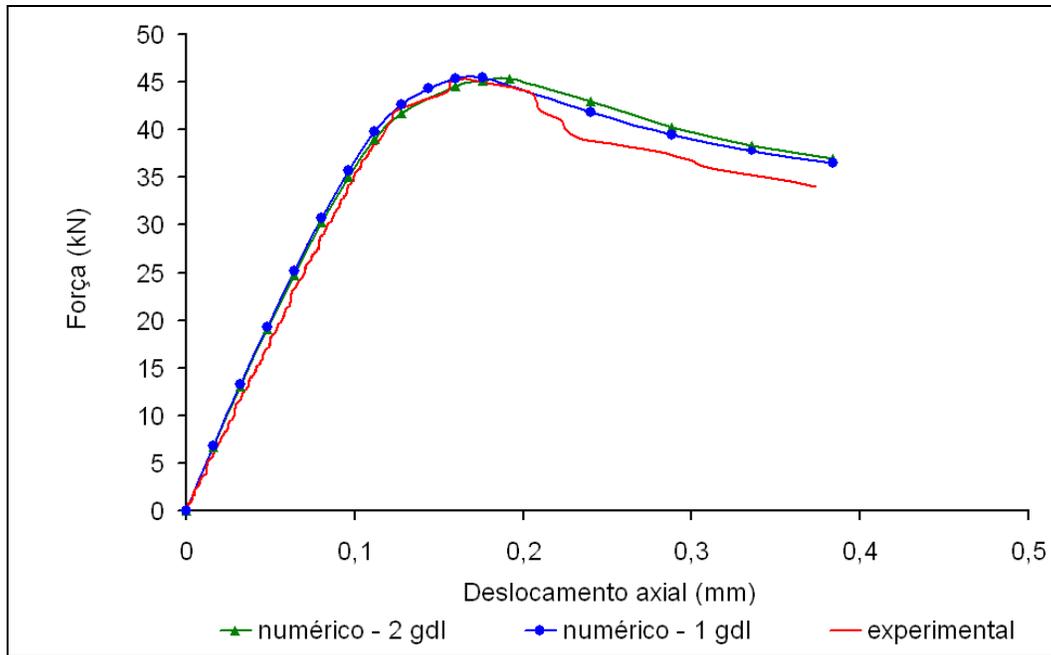


Figura 4.38. Curva força versus deslocamento axial – modelo P2A

As Figuras 4.39, 4.40 e 4.41 representam os modos de pós-colapso para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. Os modos de pós-colapso dos modelos numéricos com as duas condições de contorno analisadas se aproximam do modelo experimental. Esse comportamento não foi observado na correlação do grupo 1.

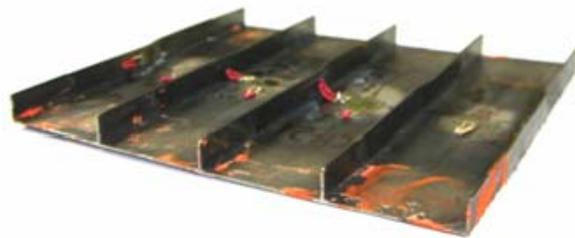


Figura 4.39. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P2A

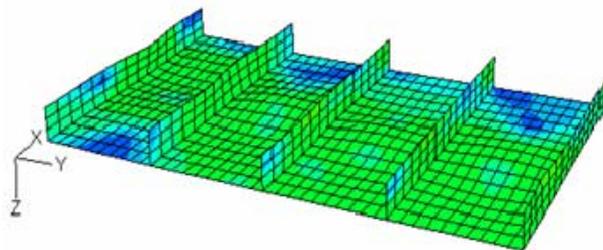


Figura 4.40. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl– modelo P2A

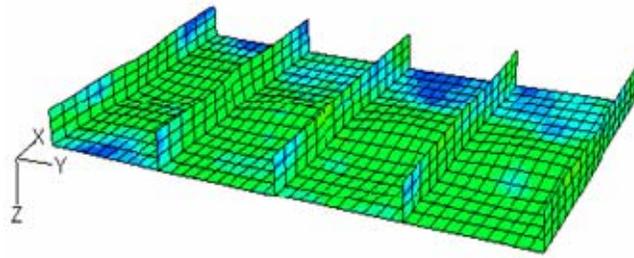


Figura 4.41. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P2A

4.8. Resultados para o modelo P2B – grupo 2

A Figura 4.42 mostra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para os modelos numéricos. O resultado obtido para a carga máxima de colapso no modelo experimental foi superior aos modelos numéricos com 2 gdl e 1 gdl, 3% e 3,3% respectivamente. No regime de pós-colapso a curva experimental apresentou uma queda mais acentuada no descarregamento em comparação com os resultados obtidos pelo modelo numérico.

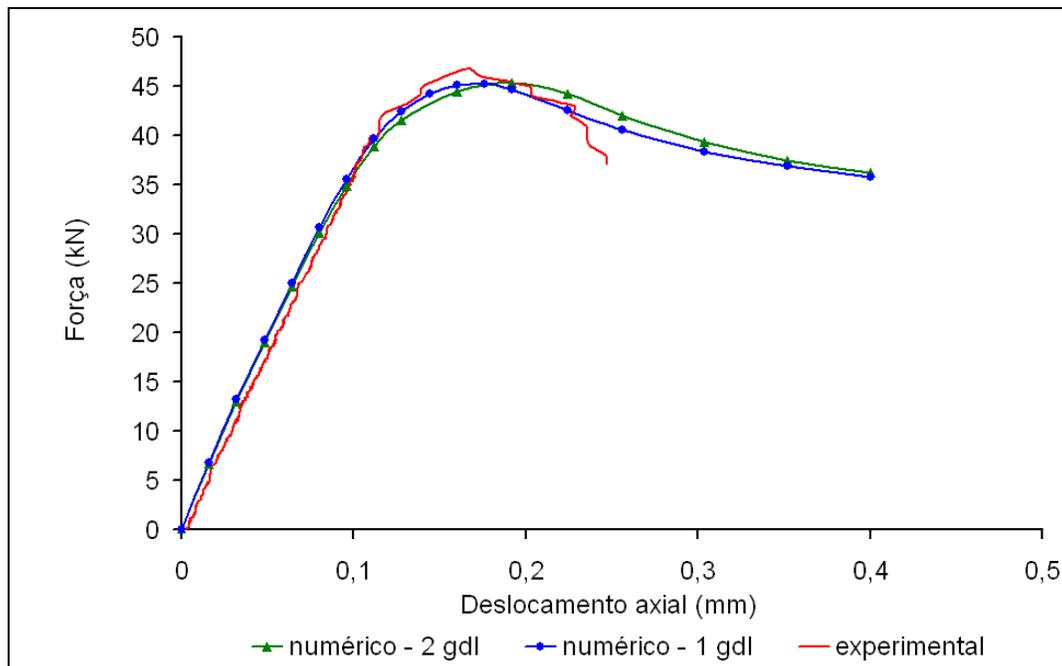


Figura 4.42. Curva força versus deslocamento axial – modelo P2B

As Figuras 4.43, 4.44 e 4.45 representam respectivamente os modos de pós-colapso para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl),

respectivamente. Como observado para o modelo P2A, os modelos numéricos com 1 e 2 gdl apresentaram o modo de pós-colapso similares ao modelo experimental.



Figura 4.43. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P2B

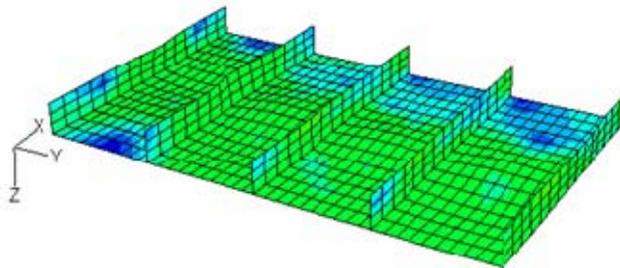


Figura 4.44. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P2A

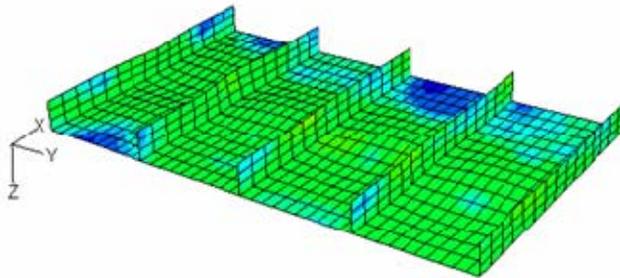


Figura 4.45. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P2A

4.9. Resultados para o Modelo P3 – grupo 3

O modelo P3 apresenta as mesmas propriedades geométricas do grupo 1, com exceção nas dimensões dos reforços, que são mais robustos, $t_w = 1$ mm e $h_w = 10$ mm.

A Figura 4.46 mostra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para os modelos numéricos. O teste experimental apresentou uma carga máxima de colapso ligeiramente superior aos modelos numéricos. No regime de pós-colapso as três curvas estão muito próximas, com a curva experimental apresentando

valores inferiores até aproximadamente 2 mm de deslocamento, quando intercepta as curvas dos modelos numéricos e passa a assumir valores superiores.

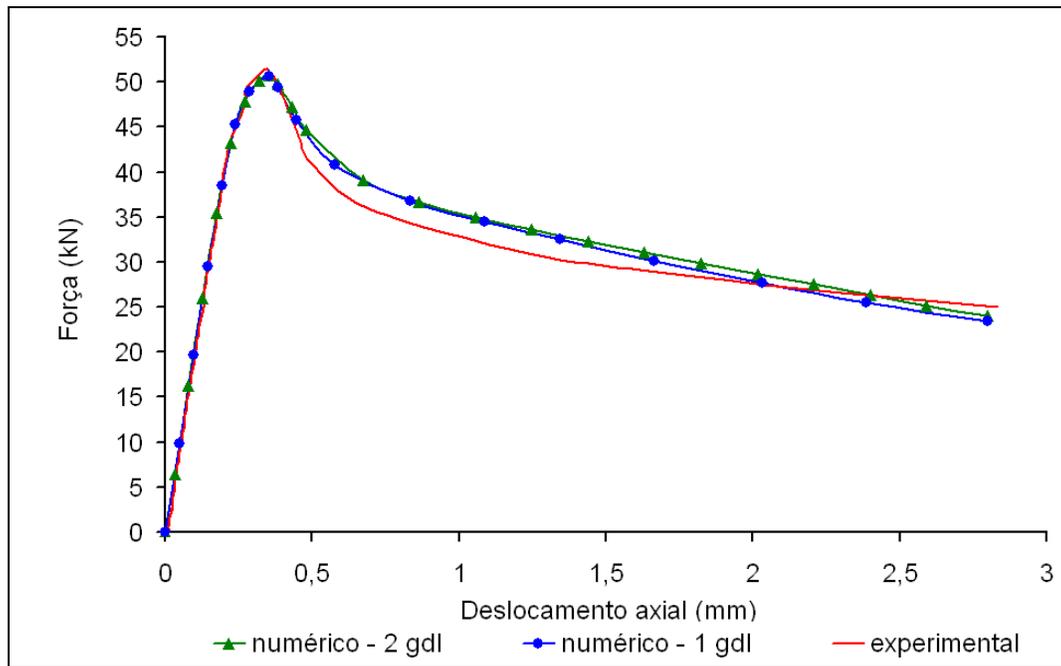


Figura 4.46. Curva força versus deslocamento axial – modelo P3

As Figuras 4.47, 4.48 e 4.49 representam os modos de pós-colapso para os modelos experimental e numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. Os modos de pós-colapso dos modelos numéricos são de forma geral similares aos modos encontrados no modelo experimental. Porém, nos modelos numéricos os reforços apresentaram falha adicional próximo aos bordos superiores (bordo com condição de contorno engastado). Como também pode ser observado o modelo experimental apresentou uma flambagem mais localizada entre reforços, ao contrário da falha global observada nos modelos do grupo 1 com reforços mais esbeltos.



Figura 4.47. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P3

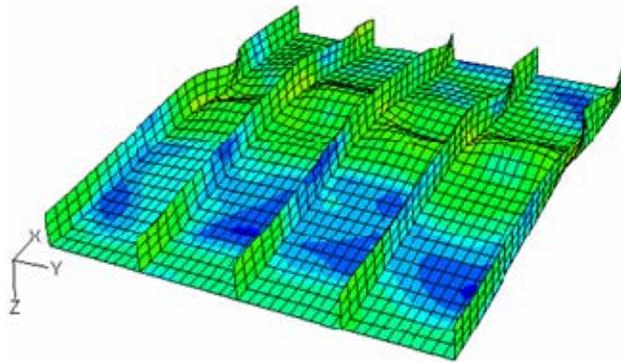


Figura 4.48. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P3

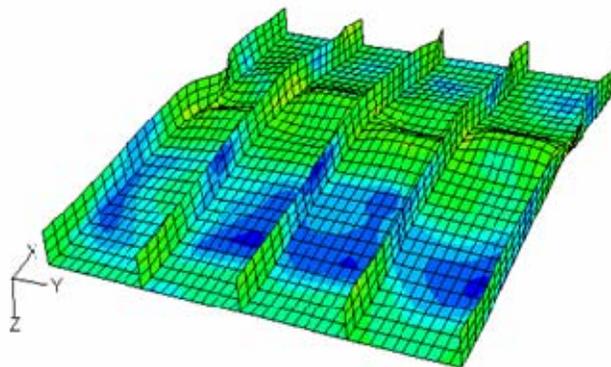


Figura 4.49. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P3

4.10. Resultados para o Modelo P4 – grupo 4

O modelo P4 apresenta as mesmas características geométricas do modelo P3. A diferença está em seu processo de fabricação. O modelo P4 é fabricado sem a aplicação do pré-aquecimento utilizado para minimizar as imperfeições geométricas iniciais. Assim, este é o modelo que apresenta as maiores amplitudes de imperfeições

geométricas iniciais de todos os modelos analisados. A máxima amplitude encontrada para o modelo P3 e P4 foi de 0,34 mm e 1,2 mm, respectivamente.

A Figura 4.50 mostra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para os modelos numéricos. O teste experimental apresentou uma carga máxima de colapso ligeiramente superior aos modelos numéricos. No regime de pós-colapso, a curva experimental inicialmente com valores de carga superiores cruza as curvas dos modelos numéricos no deslocamento de aproximadamente 1 mm, passando a apresentar valores inferiores.

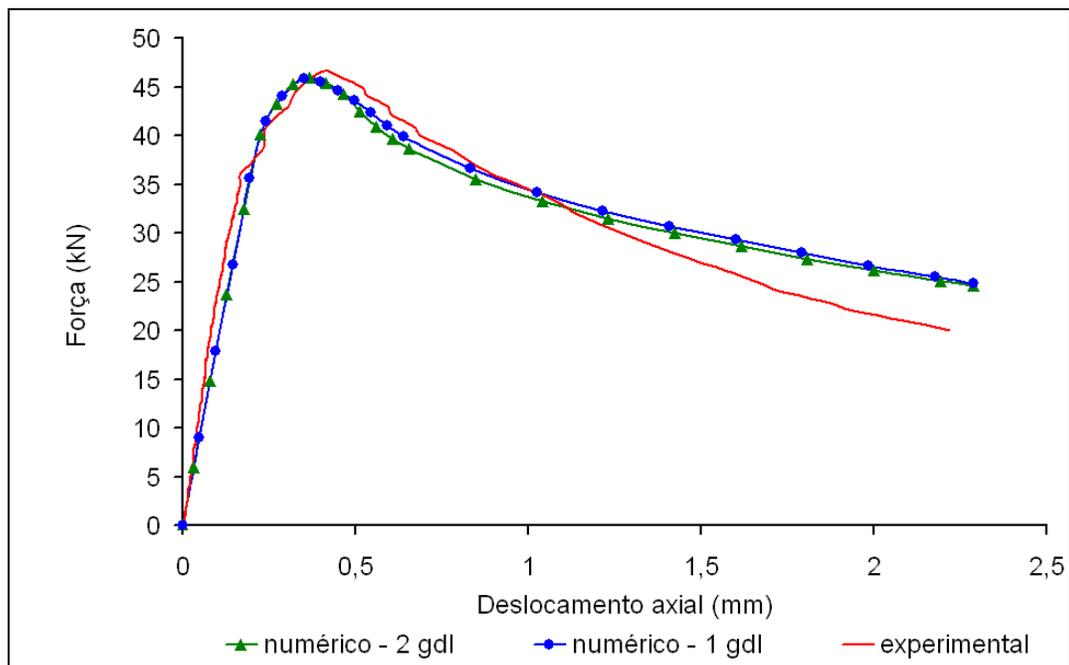


Figura 4.50. Curva força versus deslocamento – modelo P4

As Figuras 4.51, 4.52 e 4.53 representam os modos de pós-colapso para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. Os modos de pós-colapso dos modelos numéricos aproximaram-se do modelo experimental.



Figura 4.51. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P4

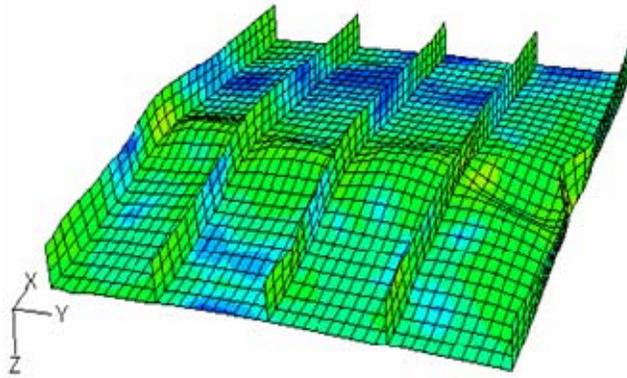


Figura 4.52. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P4

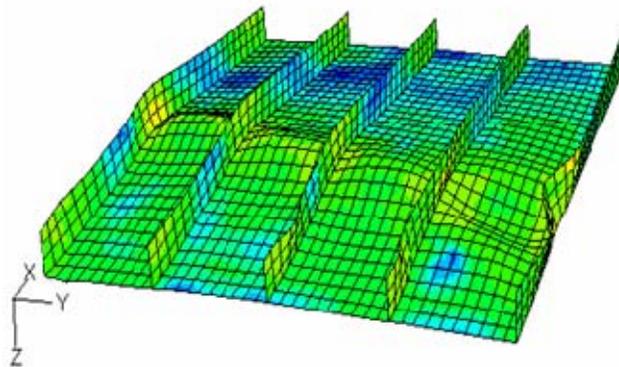


Figura 4.53. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P4

4.11. Resultados para o Modelo P5A – grupo 5

A diferença dos modelos do grupo 5 em relação aos do grupo 1 é de que para os reforços longitudinais foram utilizados perfil L. Todas as espessuras adotadas foram de 0,77 mm. As dimensões dos reforços são: altura da alma (h_w) de 14,27 mm e largura do flange (b_f) de 5,51 mm. Conforme descrito anteriormente, nos modelos do grupo 5

foram realizadas as medições do chapeamento e dos reforços com a utilização de um braço portátil com acurácia sub-milimétrica.

A Figura 4.54 mostra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para os modelos numéricos. A carga máxima obtida para o modelo experimental foi de 65,66 kN. Os modelos numéricos para as duas condições de contorno aplicadas apresentam resultados praticamente coincidentes. Os valores obtidos para a carga máxima de flambagem para os modelos numéricos com 2 gdl e 1 gdl foram inferiores ao valor experimental de 7,77% e 8,86%, respectivamente. Apesar da variação na carga máxima de flambagem, a curva experimental no regime de pós-colapso apresentou comportamento similar aos modelos numéricos.

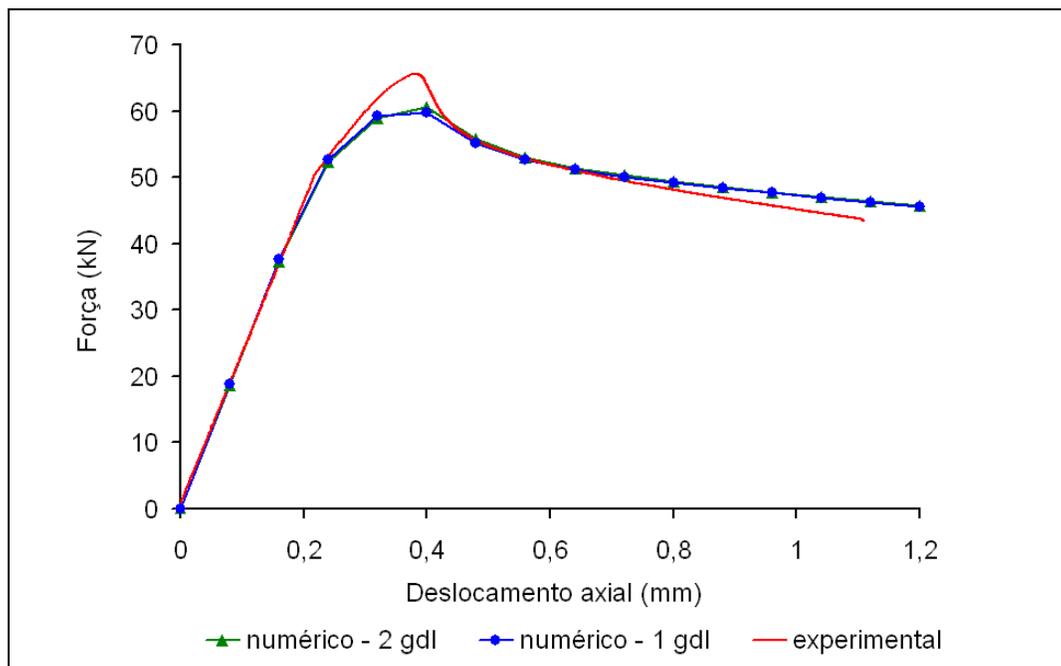


Figura 4.54. Curva força versus deslocamento – modelo P5A

As Figuras 4.55, 4.56 e 4.57 representam os modos de pós-colapso para um deslocamento de aproximadamente 1,2 mm para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. Os modelos numéricos para as duas condições de contorno aplicadas apresentam o mesmo modo de pós-colapso e modo semelhante ao modelo experimental.



Figura 4.55. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P5A

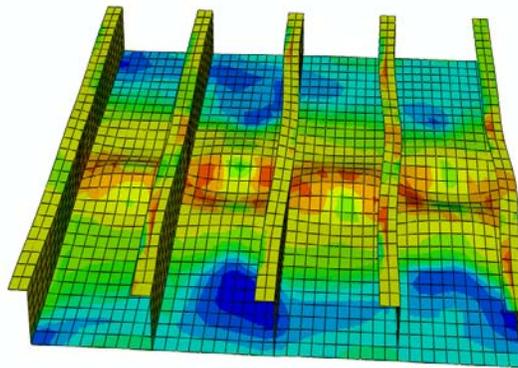


Figura 4.56. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P5A

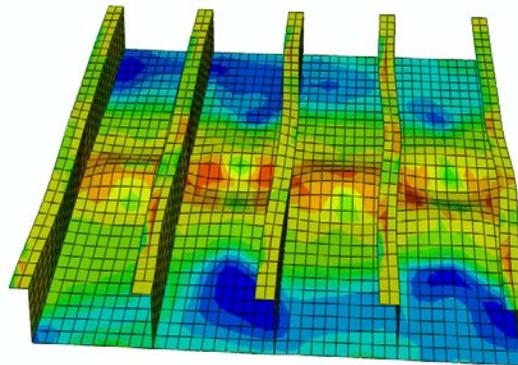


Figura 4.57. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P5A

4.12. Resultados para o Modelo P5B – grupo 5

A Figura 4.58 ilustra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para os modelos numéricos. A carga máxima obtida para o modelo experimental foi de 64,36 kN. Os modelos numéricos para as duas condições de contorno aplicadas apresentam resultados praticamente coincidentes. Os valores obtidos para a carga máxima de flambagem para os modelos numéricos com 2 gdl e 1 gdl foram inferiores ao valor experimental de 6,2% e 7,17%, respectivamente. Apesar da variação

na carga máxima de flambagem, a curva experimental apresentou comportamento similar aos modelos numéricos.

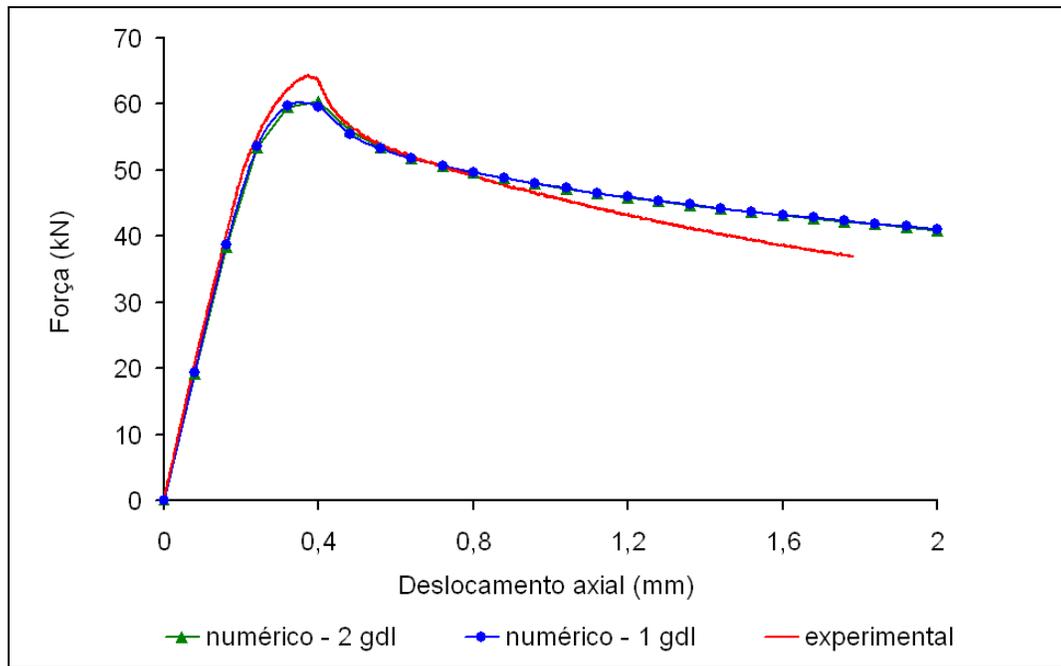


Figura 4.58. Curva força versus deslocamento – modelo P5B

As Figuras 4.59, 4.60 e 4.61 representam os modos de pós-colapso para um deslocamento de aproximadamente 2 mm para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. Os modelos numéricos para as duas condições de contorno aplicadas apresentam o mesmo modo de pós-colapso.



Figura 4.59. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P5B

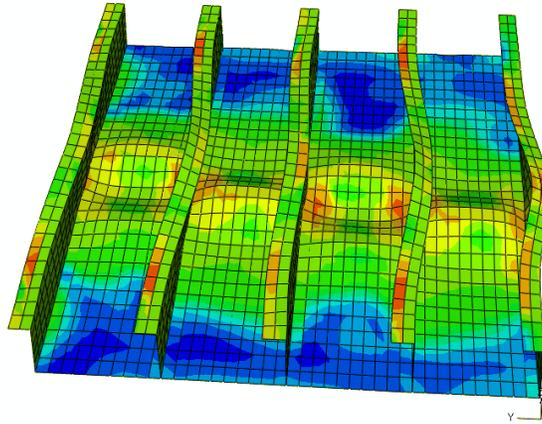


Figura 4.60. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P5B

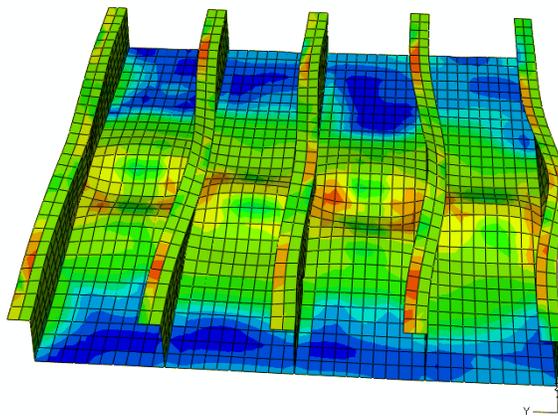


Figura 4.61. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P5B

4.13. Resultados para o Modelo P5C – grupo 5

A Figura 4.62 mostra a curva força versus deslocamento axial para o teste experimental e para os modelos numéricos. A carga máxima obtida para o modelo experimental foi de 64,19 kN. Os modelos numéricos para as duas condições de contorno aplicadas apresentam resultados praticamente coincidentes. Os valores obtidos para a carga máxima de flambagem para os modelos numéricos com 2 gdl e 1 gdl foram inferiores ao valor experimental de 6,22% e 7,1%, respectivamente. Apesar da variação na carga máxima de flambagem, a curva experimental apresentou comportamento similar aos modelos numéricos.

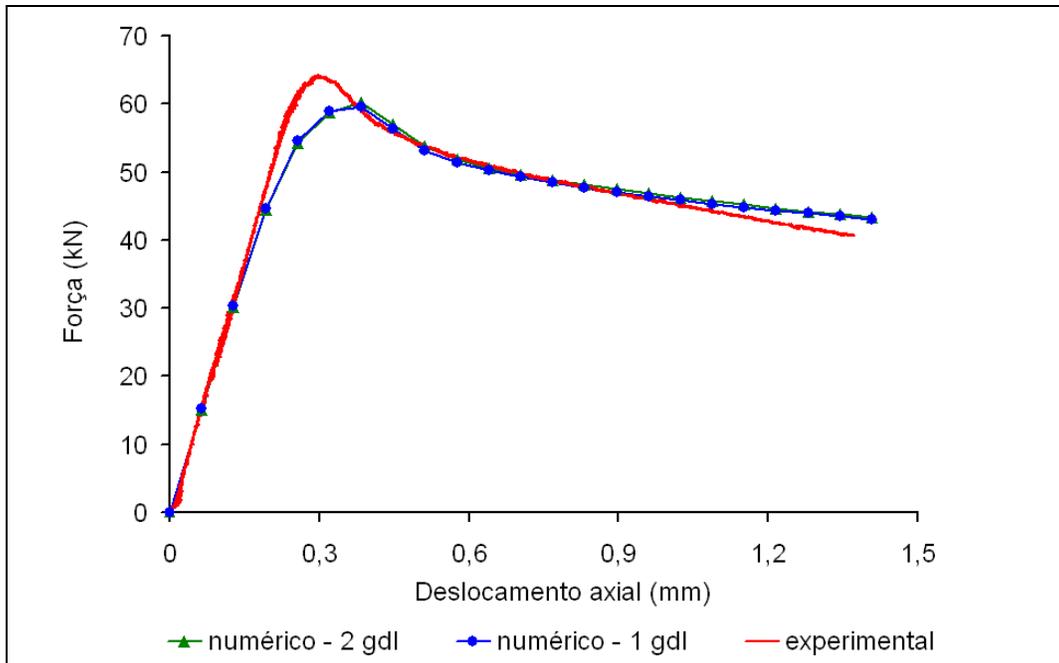


Figura 4.62. Curva força versus deslocamento – modelo P5C

As Figuras 4.63, 4.64 e 4.65 representam os modos de pós-colapso para um deslocamento de aproximadamente 1,5 mm para o modelo experimental e para os modelos numéricos (2 gdl e 1 gdl), respectivamente. Os modelos numéricos para as duas condições de contorno aplicadas apresentam o mesmo modo de pós-colapso. Na Figura 4.66 pode ser visto por outro ângulo a semelhança obtida entre os modos de pós-colapso do modelo experimental e numérico, observando que a falha ocorreu entre reforços longitudinais.



Figura 4.63. Modo de pós-colapso para o modelo experimental – modelo P5C

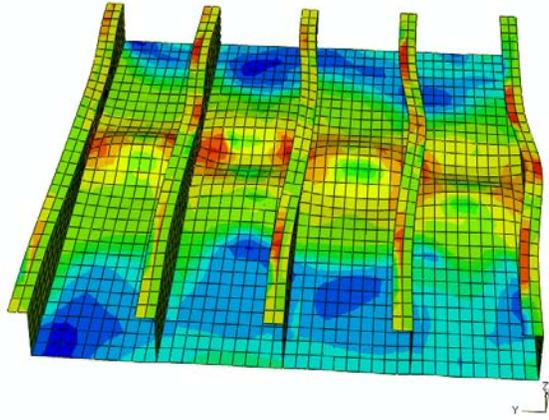


Figura 4.64. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 2 gdl – modelo P5C

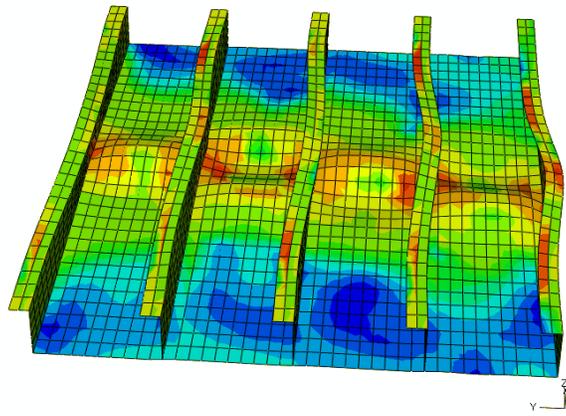
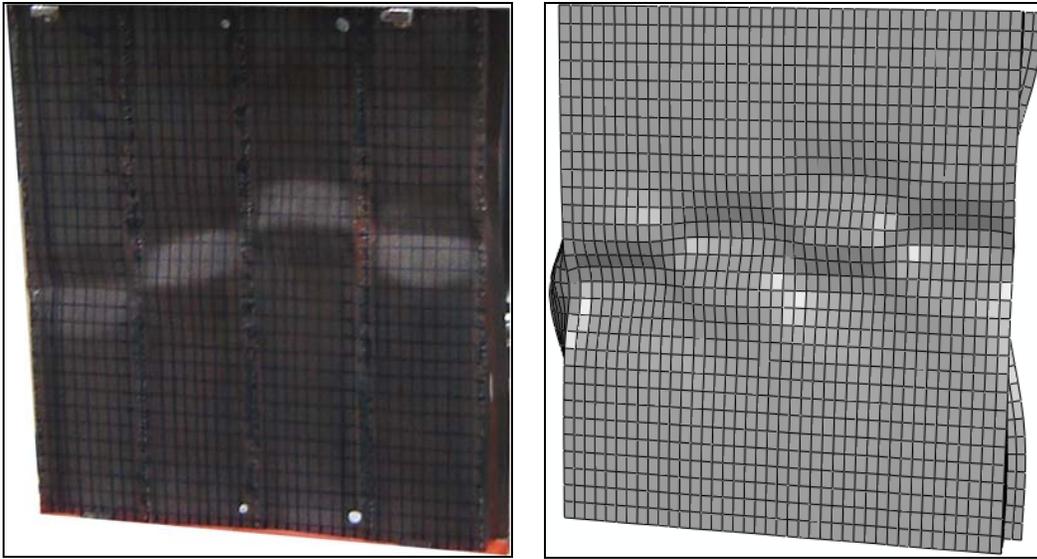


Figura 4.65. Modo de pós-colapso para o modelo numérico, 1 gdl – modelo P5C



(a) experimental

(b) numérico, 2 gdl

Figura 4.66. Modo de pós colapso, modelo P5C

4.14. Novos testes de tração e compressão do material empregado para construção dos modelos reduzidos

Como mencionado no tópico 4.4., a curva do material utilizada para as análises numéricas dos modelos reduzidos foi obtida através de testes de tração uniaxiais de amostras retiradas das chapas utilizadas para a construção dos modelos.

Novo teste de tração foi realizado para a obtenção da curva do material, porém a diferença em relação ao teste de tração previamente apresentado é que antes da execução do teste a amostra é aquecida a uma temperatura de 300°, temperatura esta aplicada ao modelo reduzido durante sua construção, como descrito no tópico 4.2. Após a aplicação do calor, a amostra é deixada esfriar em temperatura ambiente por um período de aproximadamente 24 horas antes de se iniciar os testes de tração uniaxial. A tensão de escoamento (σ_o) do aço obtida foi de 418 N/mm². Os dados da curva tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica para os testes de tração sem e com pré-aquecimento são apresentados na Figura 4.67.

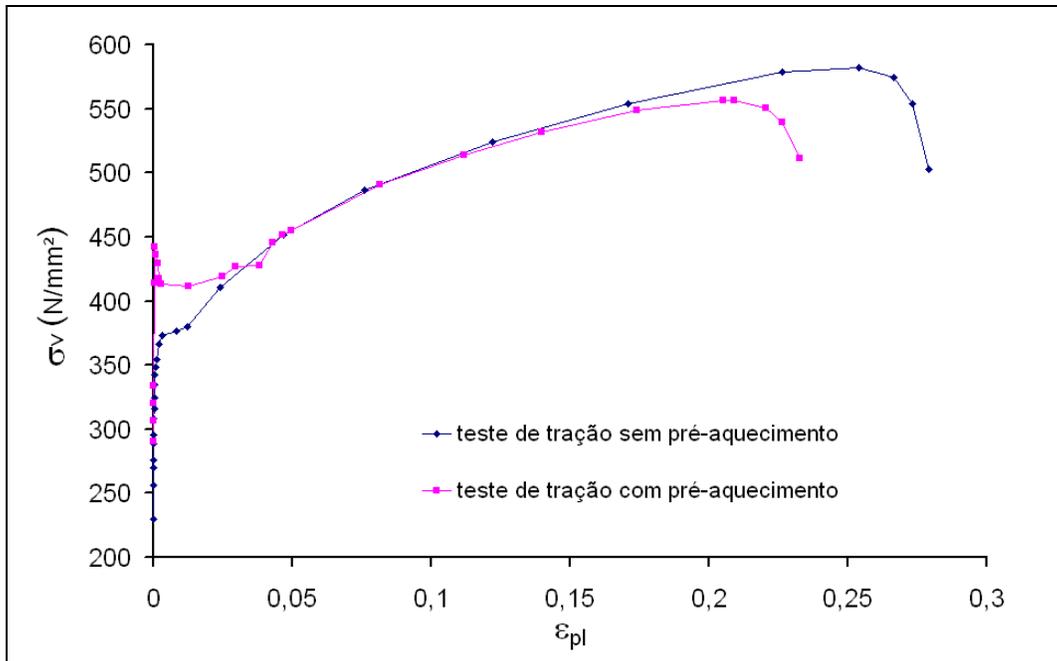


Figura 4.67. Tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica, teste de tração

Dois testes de compressão para a obtenção da curva do material também foram realizados. O corpo de prova, apresentado na Figura 4.68, possui seção transversal quadrada, com as seguintes dimensões: largura de 32,05 mm (espaçamento entre reforços dos modelos reduzidos), espessura de 0,77 mm e altura do corpo de prova de 5 mm (altura de acordo com o tamanho mínimo do *strain-gauge*). Como realizado para o teste de tração, um corpo de prova não sofreu pré-aquecimento e o outro foi aquecido conforme procedimento indicado para o teste de tração. As tensões de escoamento (σ_o) obtidas para os testes de compressão sem e com pré-aquecimento foram de 371 e 398 N/mm², respectivamente. Os dados da curva tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica para os testes de compressão sem e com pré-aquecimento são apresentados na Figura 4.69.

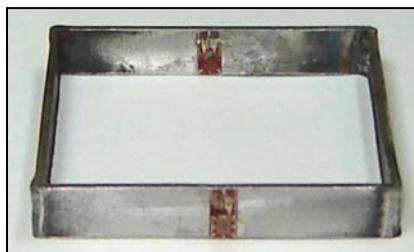


Figura 4.68. Corpo de prova para a execução do teste de compressão

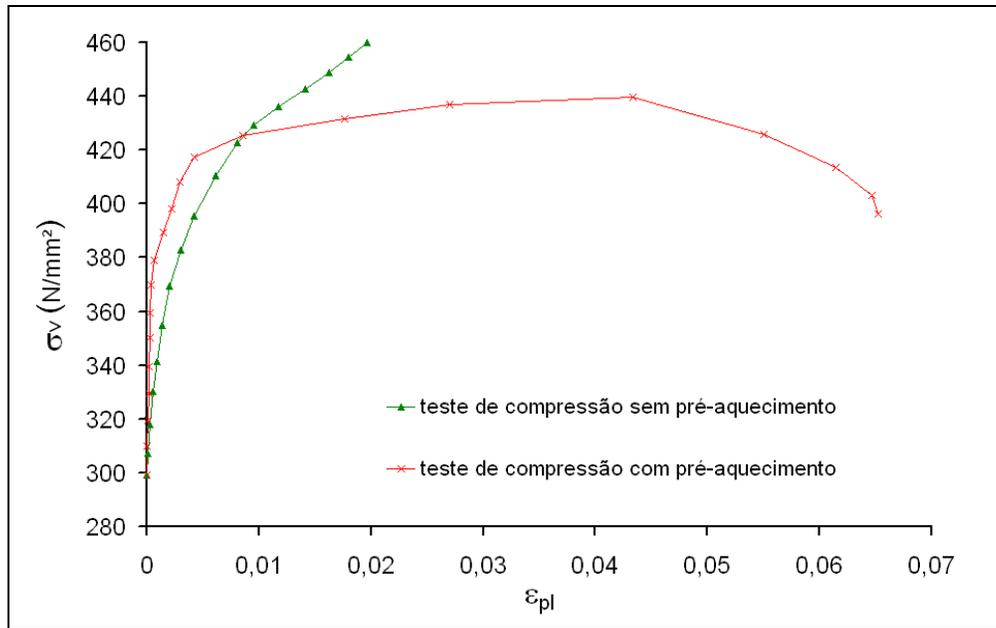


Figura 4.69. Tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica, teste de compressão

A Figura 4.70 apresenta as curvas dos testes de tração e compressão. Para melhor visualização da região elasto-plástica das curvas obtidas, a Figura 4.71 ilustra um trecho da curva tensão verdadeira versus deformação plástica.

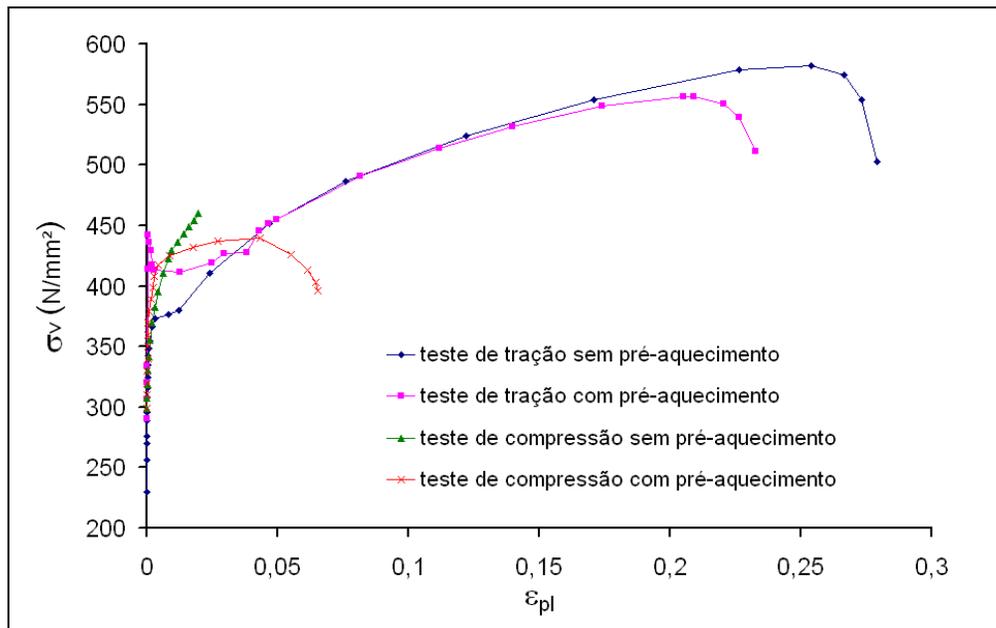


Figura 4.70. Tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica, teste de tração e compressão

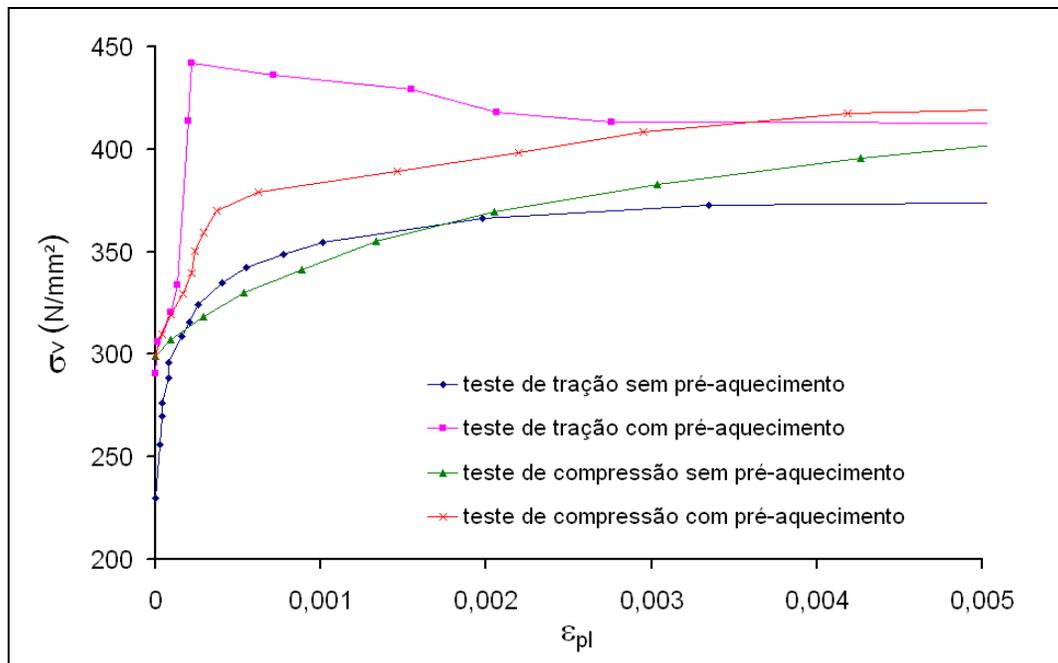


Figura 4.71. Trecho da curva tensão verdadeira versus deformação plástica logarítmica, teste de tração e compressão

Para ilustrar a influência da curva do material na análise numérica foram realizadas novas rodadas para o modelo P5C com as novas curvas do material obtidas. Para os modelos numéricos foi considerada a condição de contorno de 2 gdl (grau de liberdade no bordo de aplicação de carga livre nas direções x e y). Na Figura 4.72 encontram-se as curvas força versus deslocamento axial para as análises realizadas. A carga máxima atingida pelo modelo experimental foi de 64,19 kN. Os resultados de carga máxima obtidos para o modelo numérico utilizando-se as curvas do teste de tração sem e com pré-aquecimento em relação ao teste experimental foram de 6,22 % inferior e 12,71 % superior, respectivamente. Os resultados de carga máxima obtidos para o modelo numérico utilizando-se as curvas de compressão sem e com pré-aquecimento em relação ao teste experimental foram de 7,91 % inferior e 0,01 % superior, respectivamente. Como pode ser observado, o melhor resultado de correlação numérico-experimental foi obtido para o modelo numérico utilizando a curva de compressão com pré-aquecimento. Em relação aos modos de pós-colapso, os resultados obtidos para todos os modelos numéricos foram praticamente coincidentes.

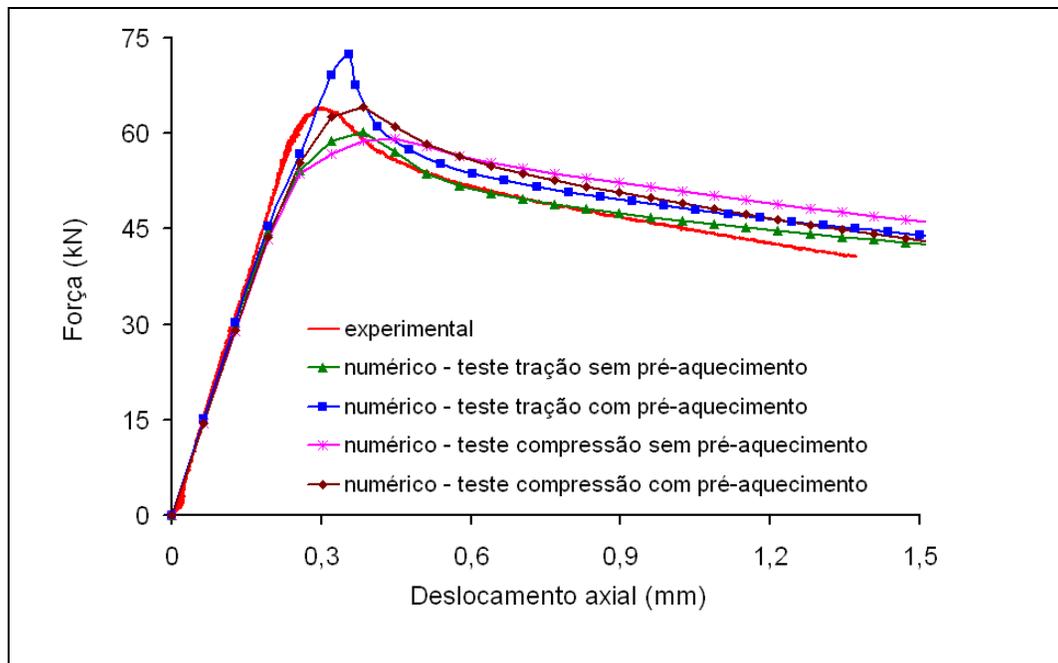


Figura 4.72. Curva força versus deslocamento para o modelo P5C para diversas curvas de material

As Figuras 4.73 e 4.74 ilustram os resultados obtidos para os modelos P5A e P5B para a curva de tração sem pré-aquecimento e a curva de compressão com pré-aquecimento, respectivamente. Para os modelos numéricos foi considerada a condição de contorno de 2 gdl (grau de liberdade no bordo de aplicação de carga livre nas direções x e y). As cargas máximas atingidas pelos modelos experimentais para o modelo P5A e P5B foram de 65,66 kN e 64,36 kN, respectivamente. Os resultados de carga máxima obtidos para os modelos numéricos P5A e P5B utilizando-se a curva do teste de tração sem pré-aquecimento em relação ao teste experimental foram inferiores de 7,7 % e 6,2 %, respectivamente. Os resultados de carga máxima obtidos para os modelos numéricos P5A e P5B utilizando-se a curva de compressão com pré-aquecimento em relação ao teste experimental foram de 1,9 % inferior e 0,5 % superior, respectivamente. Novamente para os modelos do grupo 5 o melhor resultado de correlação numérico-experimental foi obtido para o modelo numérico utilizando a curva de compressão com pré-aquecimento.

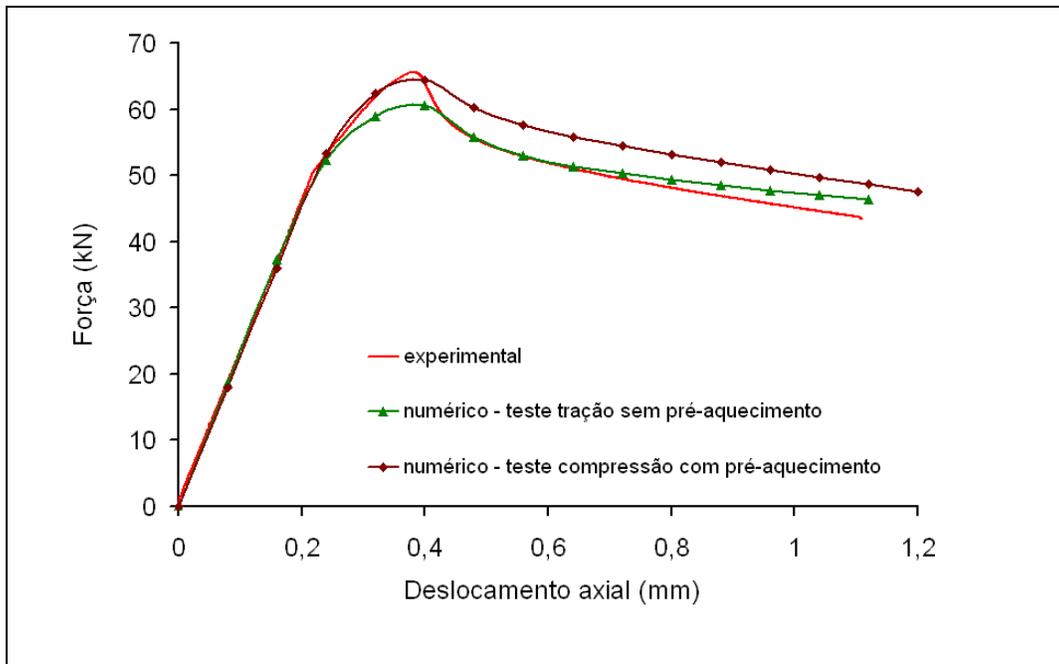


Figura 4.73. Curva força versus deslocamento para o modelo P5A para as curvas de tração sem pré-aquecimento e compressão com pré-aquecimento

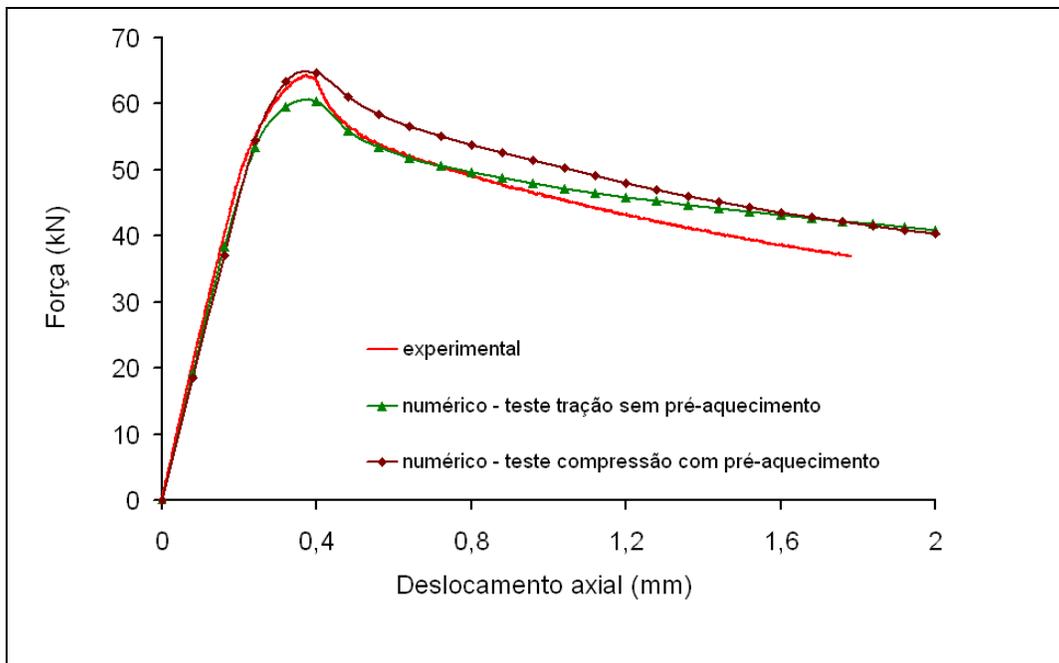


Figura 4.74. Curva força versus deslocamento para o modelo P5B para as curvas de tração sem pré-aquecimento e compressão com pré-aquecimento

Capítulo 5

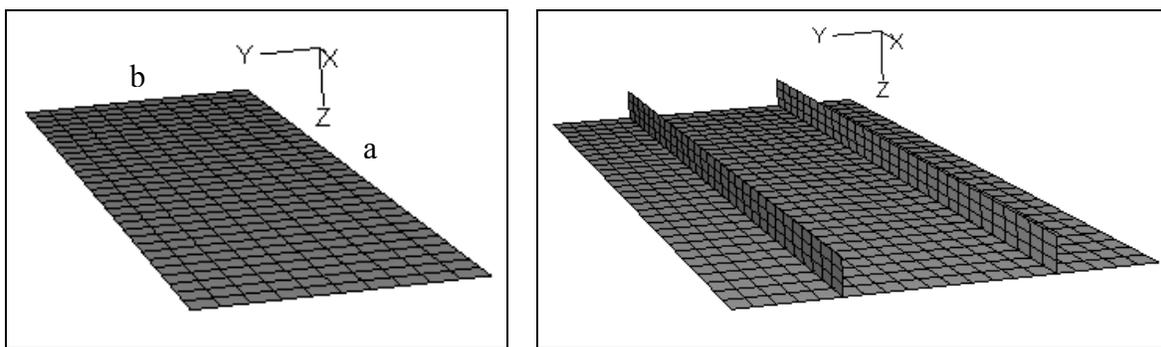
Simulação Numérica em Escala Real da Influência da Magnitude e Modo das Imperfeições Geométricas na Resistência Última

O objetivo do capítulo é melhor compreender o comportamento sob compressão axial dos painéis das colunas em escala real de plataformas semi-submersíveis, considerando as distorções iniciais causadas pelo processo de fabricação.

5.1. Influência das magnitudes das imperfeições geométricas iniciais em chapas isoladas e entre reforços

O estudo considera os efeitos da razão de aspecto, condição de contorno e amplitude das imperfeições geométricas iniciais na resistência limite de chapas representativas de estruturas oceânicas.

Para a análise de flambagem local foram utilizados três modelos: chapeamento simplesmente apoiado (chapa-sa) e engastado (chapa-se) e painel com dois reforços longitudinais (chapa-enrij), como ilustrado na Figura 5.1. O modelo com dois reforços busca representar uma condição de contorno mais realista para a chapa entre os mesmos e as condições de bordos apoiado e engastado ilustram condições extremas idealizadas.



(a) Chapa isolada (chapa-sa, chapa-se)

(b) chapa entre reforços (chapa-enrij)

Figura 5.1. Modelos numéricos para análise de flambagem local

Estudo paramétrico foi conduzido, variando-se o comprimento da chapa e mantendo-se espessura e largura constantes. Em todas as análises foram consideradas simetrias transversal e longitudinal. As dimensões longitudinais das chapas analisadas foram as seguintes: 3000, 2400, 1800 e 1200 mm. Espessura e largura foram de 11,1 e 625 mm, respectivamente. Foi realizado um estudo de sensibilidade de malha para a chapa de 3000 mm de comprimento, apresentando um resultado equivalente ao obtido para a geometria em escala reduzida. Em todas as análises as chapas foram discretizadas por quinze elementos na direção longitudinal e na direção transversal alterou-se o número de elementos para que a razão de aspecto do elemento fosse mantida. Dessa forma, as malhas para cada geometria foram: 15 x 5 (3000), 15 x 6 (2400), 15 x 8 (1800) e 15 x 12 (1200).

Para cada geometria foram realizadas três análises, variando-se a amplitude máxima da distribuição de imperfeições geométricas, dada pela expressão (4.1). As imperfeições máximas iniciais leve e severa, baseadas no estudo de Chapman et al. [23], foram obtidas através das expressões (5.1) e (5.2), respectivamente, que são função da espessura da chapa (t) e do parâmetro de esbeltez (β). A imperfeição média foi obtida através da média aritmética entre as imperfeições leve e severa. O parâmetro de esbeltez (β) é função da geometria do painel e das propriedades do material, equação (5.3).

$$w_{\max} = 0,025t\beta^2 \quad (5.1)$$

$$w_{\max} = 0,3t\beta^2 \quad (5.2)$$

$$\beta = \frac{b}{t} \sqrt{\frac{\sigma_o}{E}} \quad (5.3)$$

Onde σ_o e E são tensão de escoamento e módulo de elasticidade, respectivamente.

Dessa forma, os valores adotados para as amplitudes máximas (w_{\max}) são 1,54 mm, 10,04 mm e 18,54 mm. Todas as análises consideraram como modo de imperfeição geométrica inicial o valor de uma semi-onda na direção longitudinal e transversal.

O primeiro modelo estudado consiste de chapa plana sem reforços. Duas diferentes condições de contorno foram consideradas para o bordo da chapa: apoiado e engastado. No bordo onde a carga compressiva é aplicada ($x = 0$) as seguintes condições de contorno foram adotadas: $U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Para o bordo ($y = 0$ e $y = b$) foram adotadas as seguintes condições para apoio e engaste respectivamente: $U_y = U_z = 0$ e $\theta_y = \theta_z = 0$; e $U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Os eixos de coordenadas estão indicados na Figura 5.1.

As Figuras 5.2 e 5.3 apresentam os resultados da tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) adimensionalizada pela tensão de escoamento (σ_0) em relação à variação da amplitude máxima da imperfeição geométrica inicial para o modelo de chapa sem reforços, com condições de bordos apoiado e engastado, respectivamente.

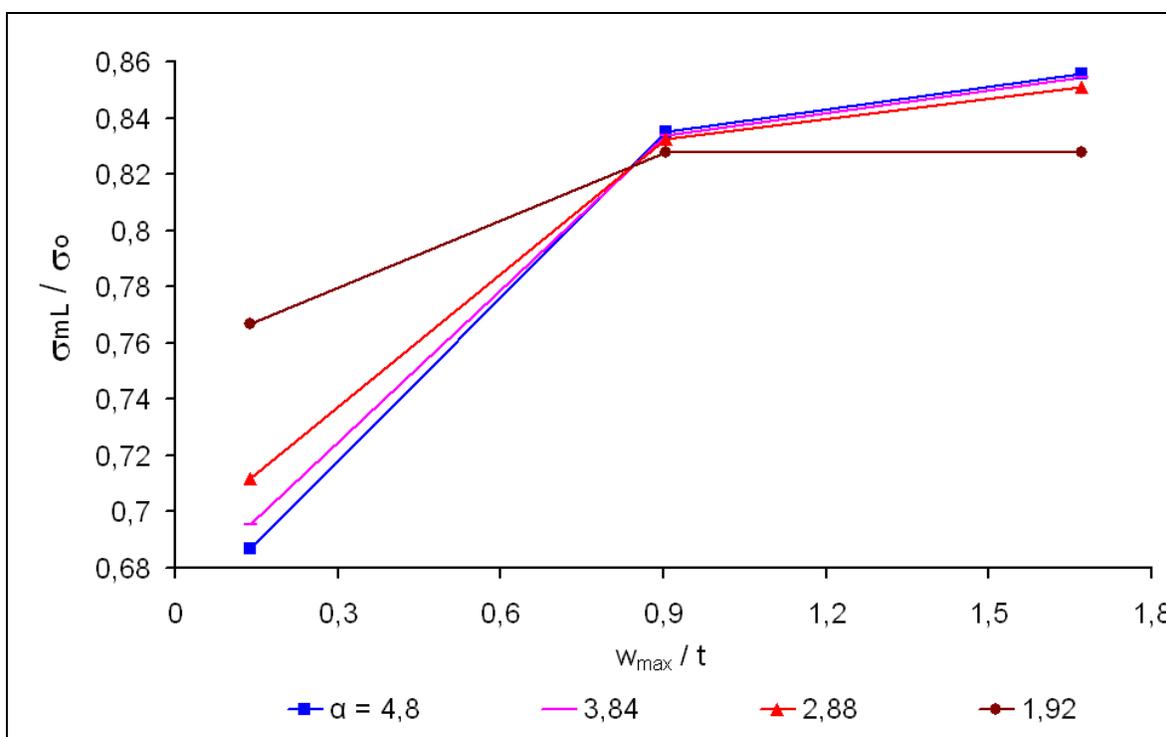


Figura 5.2. Tensão média versus amplitude máxima da imperfeição inicial, bordo apoiado

Para o bordo apoiado na condição de imperfeição inicial leve o aumento da razão de aspecto α (a/b) representou uma queda na capacidade de carga. Já para imperfeição inicial média e severa o aumento de α causou um aumento da capacidade de carga. Em todas as

geometrias o aumento da amplitude máxima inicial representou um respectivo aumento na resistência ao colapso, com exceção para $\alpha = 1,92$ que na condição de imperfeição média e severa apresentou praticamente o mesmo resultado. A maior variação na capacidade de carga da imperfeição leve para a severa, 24,53%, aconteceu para $\alpha = 4,80$.

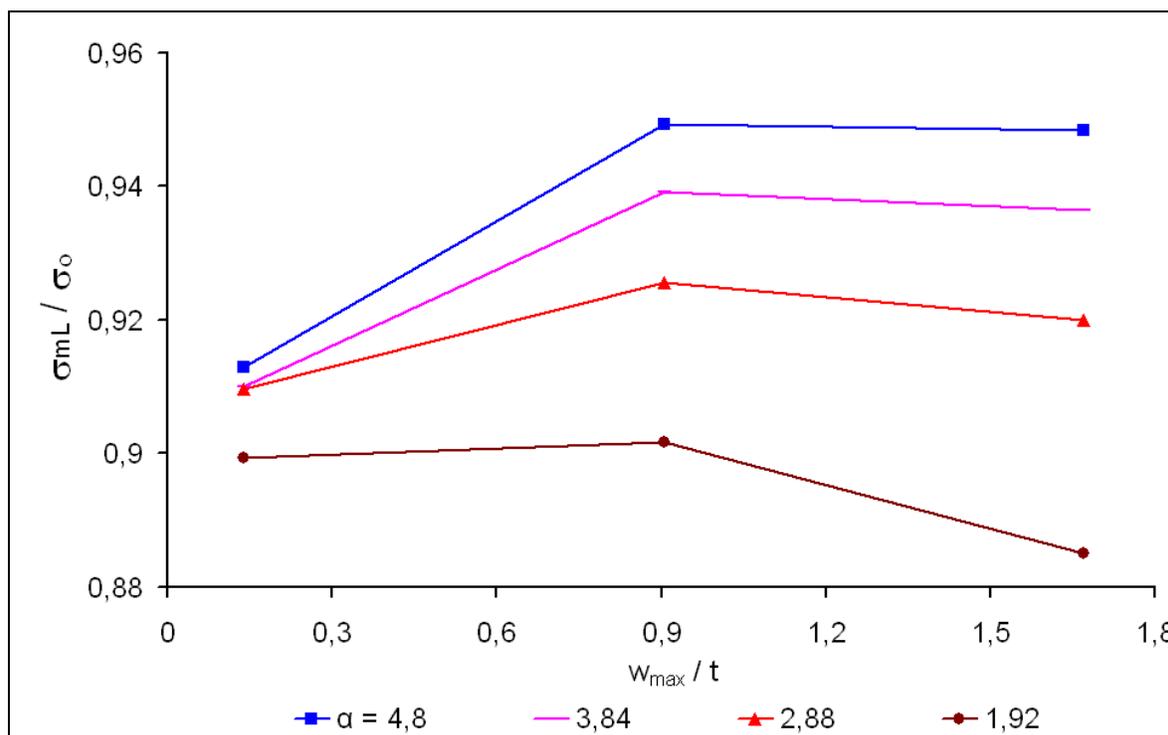


Figura 5.3. Tensão média versus amplitude máxima da imperfeição inicial, bordo engastado

Com a condição de bordo engastado todas as geometrias apresentam um aumento da capacidade de carga da imperfeição leve para a média e uma pequena queda para a severa. Ao contrário do que ocorreu para a condição de imperfeição leve para a condição de bordo apoiado, na condição de bordo engastado o aumento da razão de aspecto da chapa representou um pequeno aumento na capacidade de carga. A maior variação na capacidade de carga da imperfeição leve para a severa, 3,89%, aconteceu para $\alpha = 4,80$.

O modelo representado pela chapa entre reforços considera mais duas chapas adicionais com o objetivo de fornecer continuidade e condição de contorno adequada para os enrijecedores. Com a finalidade de se evitar falhas nas chapas laterais, nestas foram assumidas meia largura do chapeamento central e imperfeição nula. Sendo assim, as imperfeições iniciais do tipo senoidal foram introduzidas somente no chapeamento central.

Para os bordos ($y = 0$ e $y = 2b$) foram consideradas as condições de bordo apoiado. Para o enrijecedor foram consideradas espessura e altura de 11,1 e 111 mm, respectivamente.

A Figura 5.4 apresenta os resultados da tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) adimensionalizada pela tensão de escoamento (σ_0) em relação à variação da amplitude máxima da imperfeição geométrica inicial para a chapa entre reforços.

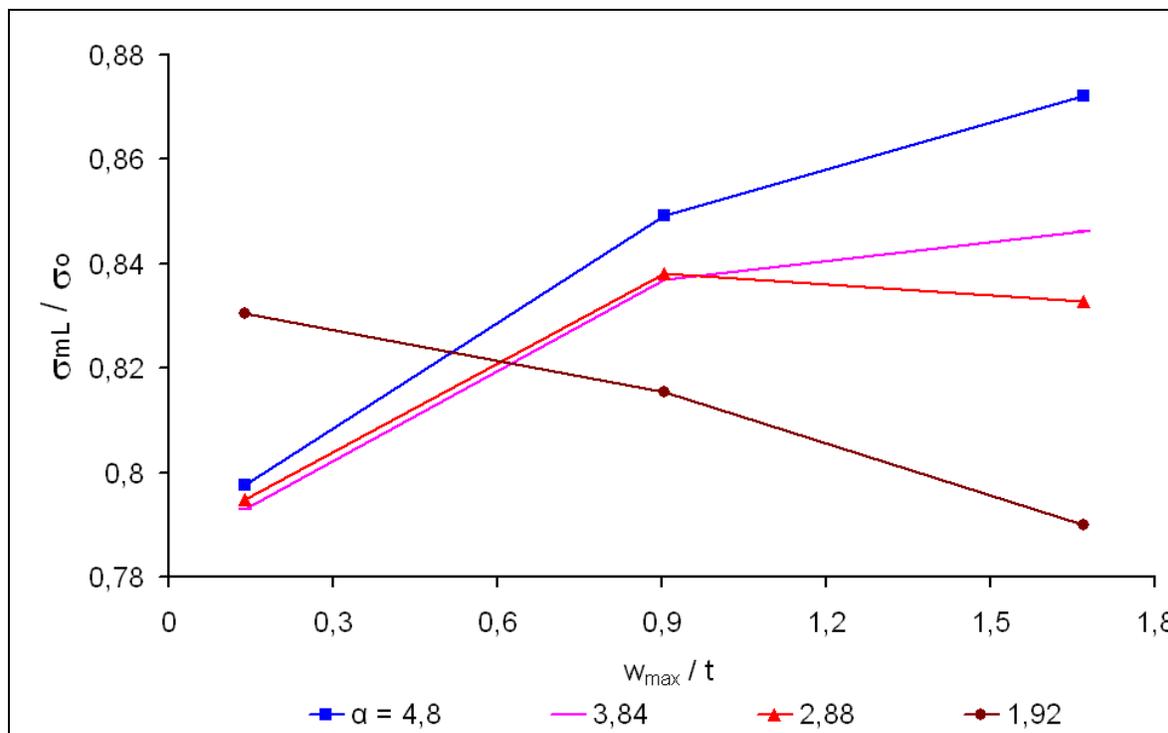


Figura 5.4. Tensão média versus amplitude máxima da imperfeição geométrica inicial, chapa entre reforços

Observa-se que as chapas com $\alpha = 4,8$ e $3,84$ apresentam aumento da capacidade de carga com o aumento da magnitude da imperfeição inicial. Já a chapa com $\alpha = 2,88$ apresenta um aumento da capacidade de carga até a imperfeição média e posteriormente uma pequena queda para a condição de imperfeição severa. A chapa com $\alpha = 1,92$ apresenta um comportamento de queda da capacidade de carga com o aumento das imperfeições iniciais. A maior variação na capacidade de carga da imperfeição leve para a severa, 9,33%, foi novamente, como já havia acontecido para as duas condições analisadas anteriormente, para $\alpha = 4,80$.

Os resultados obtidos para as tensões de flambagem em função da razão de aspecto e magnitude da imperfeição geométrica inicial indicaram que a capacidade estrutural do chapeamento, para as condições de contorno consideradas, não apresentam direta correlação entre aumento da magnitude da imperfeição e queda da tensão de flambagem para a variação de amplitude considerada.

5.2. Influência do modo das imperfeições geométricas iniciais em chapas isoladas

Para o estudo da influência do modo de imperfeição geométrica inicial na capacidade de carga foi obtido o modo natural de flambagem da chapa perfeita para cada razão de aspecto previamente estudada.

Para efeito de comparação da influência do modo de falha na capacidade de carga, foi analisada a chapa com razão de aspecto (α) de 3,84. A Figura 5.5 ilustra o seu modo natural de flambagem, $m = 5$, onde m indica o número de semi-ondas na direção longitudinal.

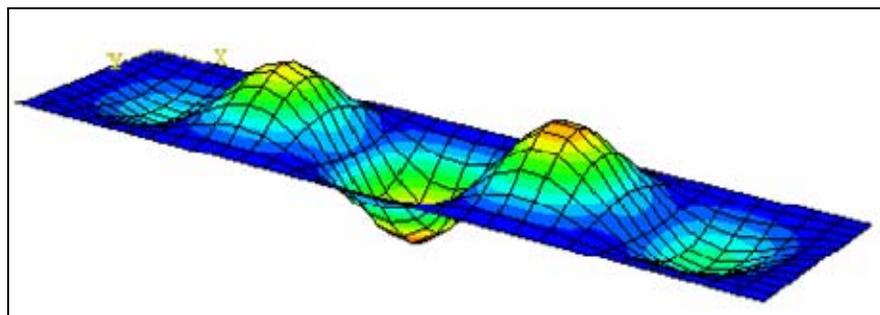


Figura 5.5. Modo natural de flambagem para $\alpha = 3,84$, $m = 5$

Em seguida compararam-se os resultados obtidos de um modelo utilizando como modo de imperfeição uma semi-onda ($m=1$) e outro com cinco semi-ondas ($m=5$) ao longo do comprimento. A amplitude máxima de imperfeição inicial adotada foi de 10,04 mm, sendo considerada para o bordo a condição de engaste. A Figura 5.6 apresenta o resultado de tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ε_{mL}). Analisando o resultado observa-se uma queda na capacidade de carga de 32,25% quando se utiliza uma imperfeição com cinco semi-ondas em comparação com a de uma semi-onda.

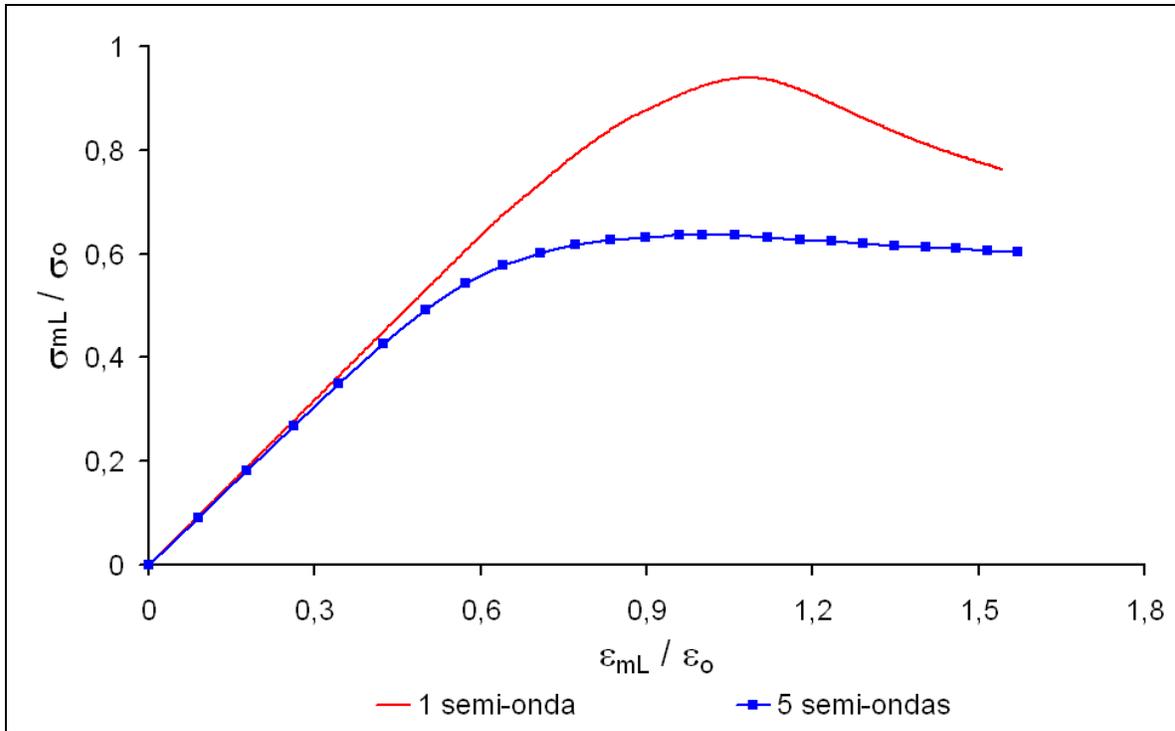


Figura 5.6. Curva tensão-deformação para diferentes modos de imperfeições, bordo engastado e $\alpha = 3,84$

Embora os códigos vigentes somente imponham restrições quanto à magnitude máxima das imperfeições geométricas, os resultados indicam que outros fatores também influenciam a integridade estrutural no caso do modo de falha de flambagem. Como já indicado em estudos anteriores, o modo da distribuição de imperfeições geométricas pode ter influência considerável na tensão de flambagem e deve também ser considerado.

Assim, é importante determinar com acurácia os modos e as amplitudes das distorções presentes em chapas em escala real. A medição das distorções é recomendável para a determinação da real resistência ao colapso de painéis de estruturas navais e *offshore* e também para a obtenção de uma maior eficiência durante o processo construtivo.

5.3. Modelo numérico de um segmento de coluna

O objetivo é estudar o comportamento de painéis enrijecidos de um segmento de coluna de plataforma semi-submersível nos regimes pré e pós-colapso. Estudos anteriores demonstraram a forte influência da magnitude e modo das imperfeições geométricas iniciais, assim como das condições de contorno, na capacidade de carga axial da estrutura. Os painéis enrijecidos são analisados para identificar o início da flambagem em uma chapa específica e sua interação com reforços longitudinais e transversais durante a falha progressiva da coluna.

Com o objetivo de modelar um segmento de coluna, foi necessário criar uma forma automática para implementar e variar as imperfeições geométricas iniciais nas chapas entre reforços. Um programa de CAD foi utilizado. As imperfeições geométricas iniciais são representadas pela expressão (4.1).

A Figura 5.7 ilustra a chapa construída com as imperfeições amplificadas. É possível que sejam inseridas até sete meias-ondas na direção longitudinal e uma na direção transversal.

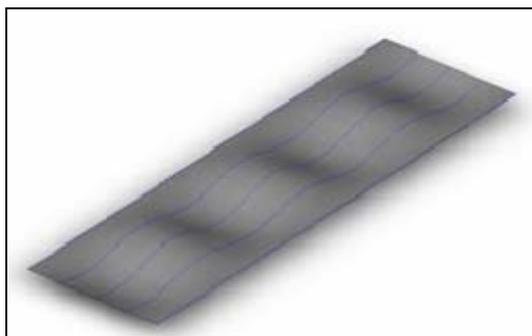


Figura 5.7. Chapa construída através de CAD

Essas chapas foram utilizadas para gerar todos os elementos do modelo de segmento de coluna apresentado na Figura 5.8, com exceção do reforço transversal devido a sua complexa geometria. Dessa forma, é possível inserir imperfeição em qualquer chapa ou reforço longitudinal, e uma vez o modelo construído é fácil alterar as imperfeições, porque

é apenas necessário modificar o valor no modelo da chapa e reconstruir a coluna. O modelo é então exportado para o programa de elementos finitos ABAQUS [20].

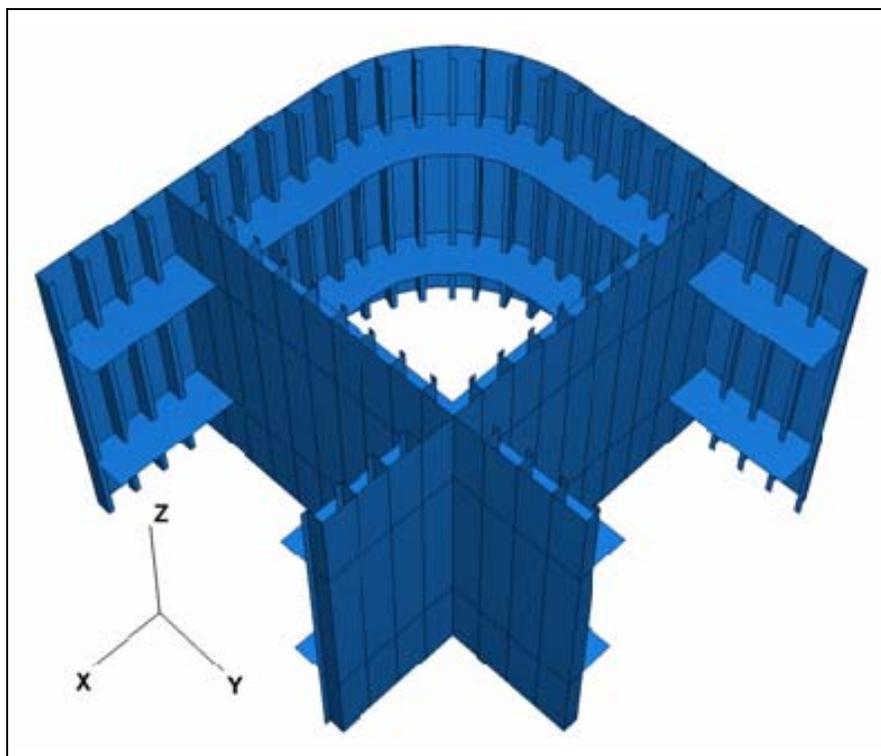


Figura 5.8. Segmento de coluna

O modelo apresentado na Figura 5.9 representa 1/4 da seção do arranjo estrutural da coluna. O objetivo do trabalho é estudar o comportamento de falha dos painéis enrijecidos do segmento entre os reforços transversais. Para que uma adequada condição de contorno fosse obtida foram modelados a metade do painel superior e a metade do painel inferior, respectivamente, acima e abaixo dos reforços transversais, com magnitudes de imperfeições geométricas iniciais inferiores aos valores adotados entre reforços transversais. Considerou-se uma chapa completa entre os reforços transversais, com o objetivo de incorporar imperfeições reais na etapa seguinte da pesquisa. Para a distribuição simétrica das imperfeições adotadas neste estudo um modelo mais simplificado, com meio painel entre reforços transversais e simetria, poderia ser assumido.

Os passos de carga de compressão foram introduzidos no modelo como deslocamentos prescritos aplicados incrementalmente nos nós da borda de carga, onde foi

assumido: $U_x = U_y = 0$, $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Para a borda oposta a condição de engaste foi considerada: $U_x = U_y = U_z = 0$, $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Essas condições de contorno foram assumidas com o objetivo de induzir a falha entre os reforços transversais. O deslocamento total aplicado foi de 20 mm. A malha empregada no modelo foi baseada no estudo de correlação numérico-experimental previamente realizado. A geometria do modelo adotada foi: comprimento longitudinal da chapa (a) de 3000 mm, espaço entre reforços longitudinais (b) de 625 mm e espessura da chapa (t) de 11,1 mm. Dimensões do reforço longitudinal: espessura da alma (t_w) de 10 mm, altura da alma (h_w) de 300 mm, largura do flange (b_f) de 110 mm e espessura do flange (t_f) de 10 mm. Para o reforço transversal foi considerada uma espessura de 15 mm.

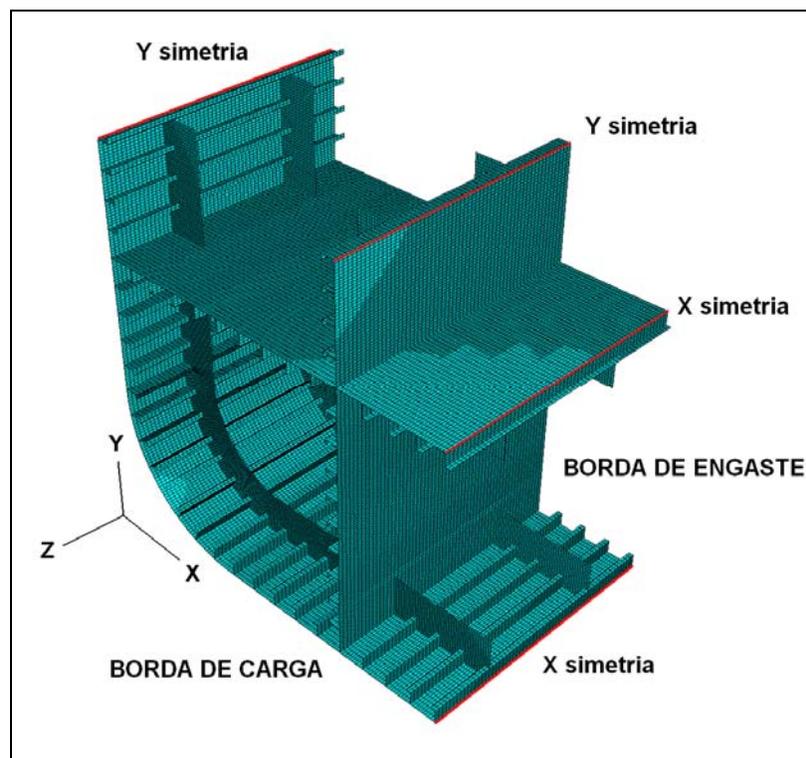


Figura 5.9. Seção do modelo da coluna (1/4)

O estudo de correlação numérico-experimental empregou o elemento de casca S4 (com quatro pontos de integração). Devido ao grande número de elementos da seção da coluna, estudos em seções menores foram realizados para verificar a possibilidade de utilizar o elemento S4R (com um ponto de integração). O melhor resultado obtido foi utilizando o elemento S4R para as chapas, mantendo os enrijecedores com o elemento S4.

Essa combinação de elementos diminui o tempo computacional para execução da análise e o tamanho do arquivo de saída. Resultados utilizando elementos S4 e S4R para as chapas foram praticamente idênticos, conforme mostrado na Figura 5.10.

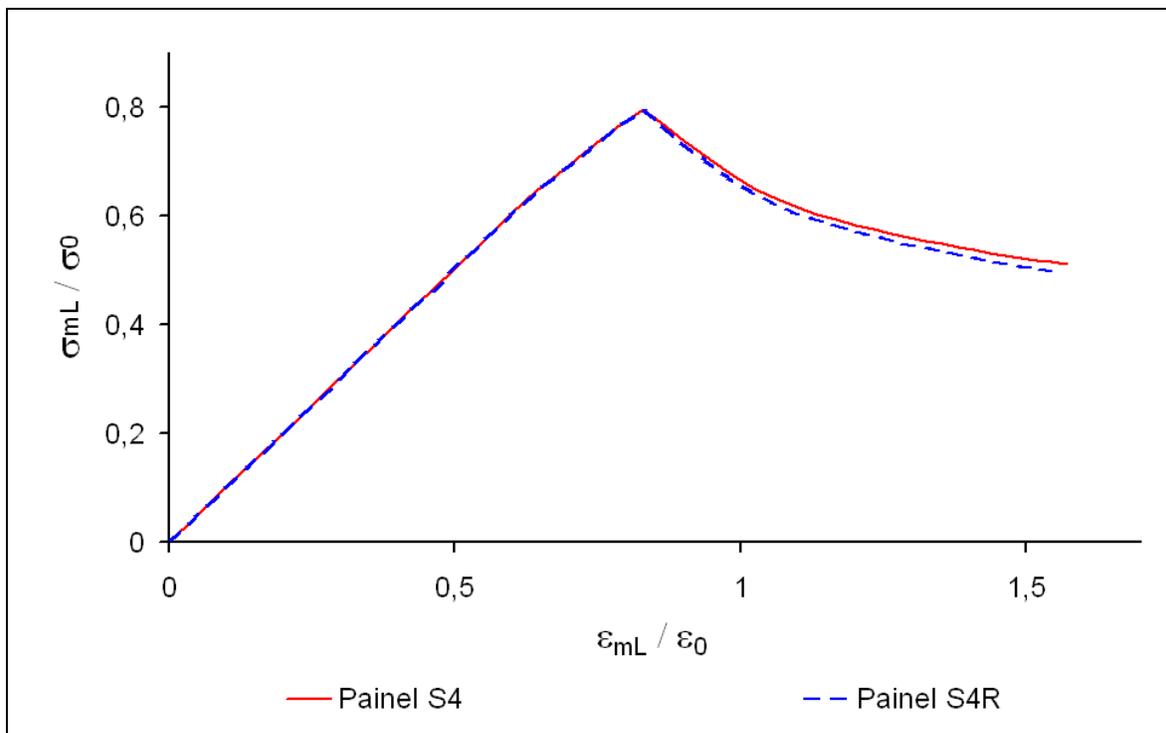


Figura 5.10. Comparação dos resultados utilizando para representar as chapas elementos S4 e S4R

Em virtude de alguns modelos de segmento de coluna analisados apresentarem dificuldades para convergência para certas magnitudes de imperfeições, a introdução na análise do parâmetro de estabilização, teoria apresentada no capítulo 3 (item 3.2.3.1), tornou-se necessária.

Um estudo de sensibilidade para verificação da influência do parâmetro de estabilização na análise foi realizado. Três modelos foram analisados: uma chapa com os bordos simplesmente apoiados e engastados e um modelo de painel enrijecido. Para a realização do estudo foram utilizados modelos que não apresentavam problemas de convergência.

A Figura 5.11 ilustra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ε_{mL}) para diferentes valores do parâmetro de estabilização para uma chapa com os bordos simplesmente apoiados. A amplitude máxima da distribuição de imperfeições geométricas, dada pela expressão (4.1), foi de 10,04 mm. Foi adotada uma semi-onda na direção longitudinal e transversal.

Como pode ser observado na Figura 5.11, até a obtenção da tensão máxima os modelos com parâmetro de estabilização com valores no intervalo de $1,0E-04$ à $1,0E-07$ obtiveram valores coincidentes com o modelo sem a utilização do parâmetro de estabilização, sendo o modelo com valor de $1,0E-03$ apresentando uma tensão máxima superior em relação às demais análises, 3,98%. Após a obtenção da tensão máxima a única curva que coincidiu com a curva sem a utilização do parâmetro de estabilização foi a curva do modelo com parâmetro de estabilização com valor de $1,0E-07$.

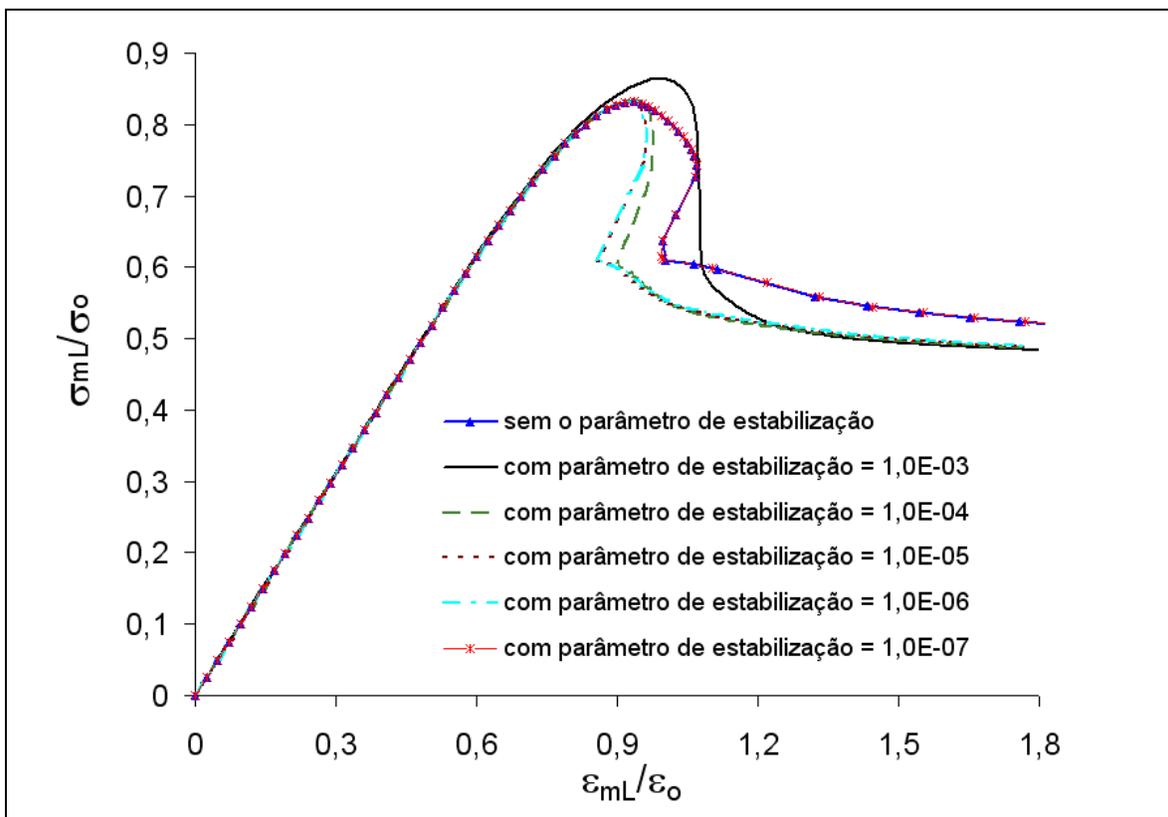
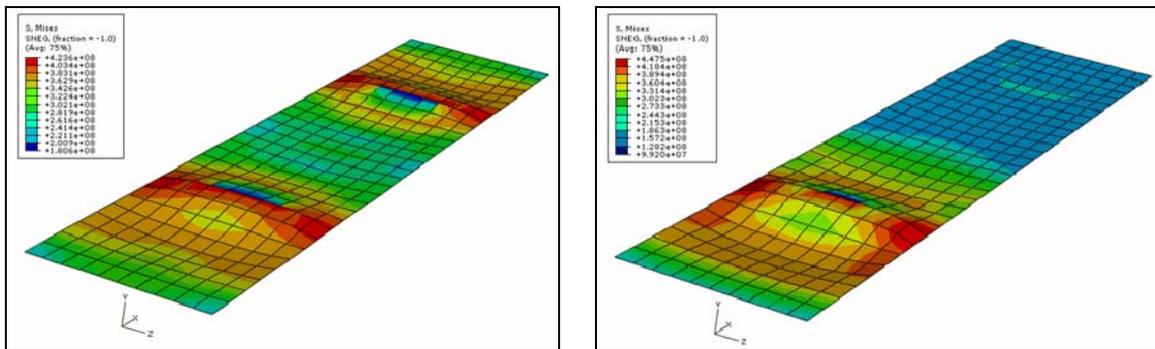


Figura 5.11. Estudo de sensibilidade para verificação da influência do parâmetro de estabilização em uma chapa com bordos apoiados, $w_{\max} = 10,04$ mm

Em relação ao modo de pós-colapso a única análise que coincidiu com o modelo sem a utilização do parâmetro de estabilização foi a análise com o valor de parâmetro de estabilização de $1,0E-07$, Figura 5.12. Os demais modelos apresentaram o mesmo modo de pós-colapso entre si, com exceção do modelo com valor de parâmetro de $1,0E-06$ que apresentou a flambagem no bordo oposto, como pode ser visto na Figura 5.13.



(a) sem o parâmetro de estabilização e com parâmetro igual a $1,0E-07$

(b) com parâmetro de estabilização no intervalo de $1,0E-03$ à $1,0E-05$

Figura 5.12. Modo de pós-colapso, influência do parâmetro de estabilização em chapas com condição de bordo apoiado, $w_{\max} = 10,04$ mm

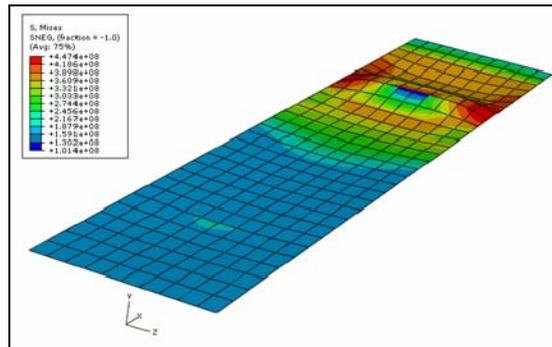


Figura 5.13. Modo de pós-colapso, parâmetro de estabilização igual a $1,0E-06$ - condição de bordo apoiado, $w_{\max} = 10,04$ mm

A Figura 5.14 ilustra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para diferentes valores do parâmetro de estabilização para uma chapa com os bordos simplesmente engastados. A amplitude

máxima da distribuição de imperfeições geométricas, dada pela expressão (4.1), foi de 3,125 mm. Foi adotada uma semi-onda na direção longitudinal e transversal.

Como pode ser observado na Figura 5.14, os valores obtidos para os modelos com parâmetro de estabilização no intervalo de $1,0E-05$ à $1,0E-07$ foram coincidentes com os valores do modelo sem o parâmetro de estabilização. Os valores obtidos para o modelo com parâmetro de estabilização de $1,0E-04$ foram praticamente coincidentes em relação ao modelo sem a utilização do parâmetro, com um valor da tensão máxima ligeiramente superior, 1,88%. O modelo que apresentou maiores diferenças em relação ao modelo sem o parâmetro de estabilização foi o com o valor de $1,0E-03$, que apresentou valores superiores em relação às demais análises, 9,77%.

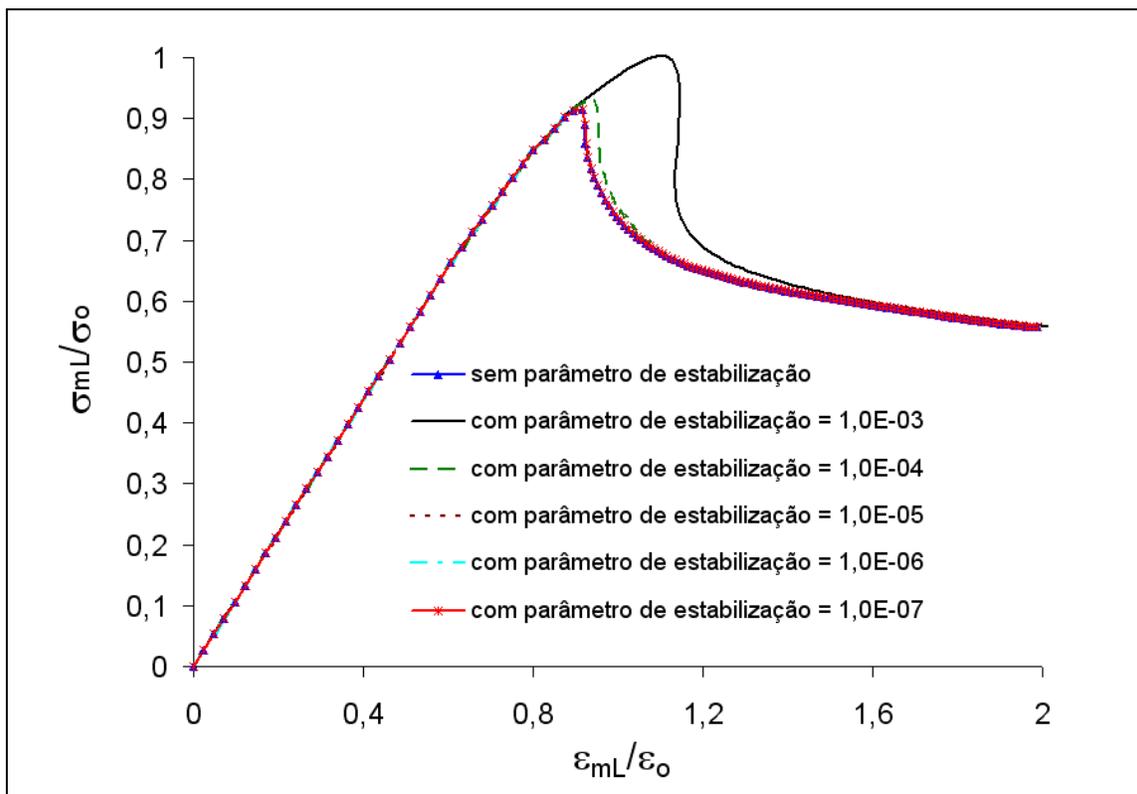


Figura 5.14. Estudo de sensibilidade para verificação da influência do parâmetro de estabilização em uma chapa com bordos engastados, $w_{\max} = 3,125$ mm

Em relação ao modo de pós-colapso todas as análises coincidiram com o modelo sem o parâmetro de estabilização, com exceção do modelo com valor igual a $1,0E-03$, como pode ser observado na Figura 5.15.

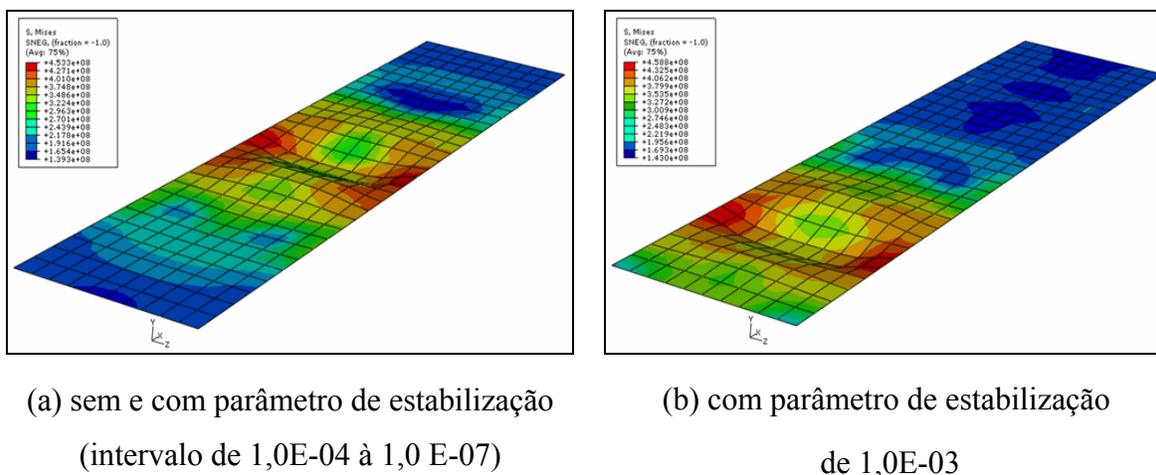


Figura 5.15. Modo de pós-colapso, influência do parâmetro de estabilização – condição de bordo engastado, $w_{\max} = 3,125$ mm

O terceiro modelo para a realização do estudo de sensibilidade do parâmetro de estabilização consiste de um painel enrijecido, conforme ilustrado na Figura 5.16. Os valores considerados no estudo para o parâmetro de estabilização foram de $1,0E-05$ e $1,0E-07$. Nos bordos laterais foi considerado a condição de engaste. A amplitude máxima da distribuição de imperfeições geométricas, dada pela expressão (4.1), foi de $3,125$ mm. Foi adotada uma semi-onda na direção longitudinal e transversal.

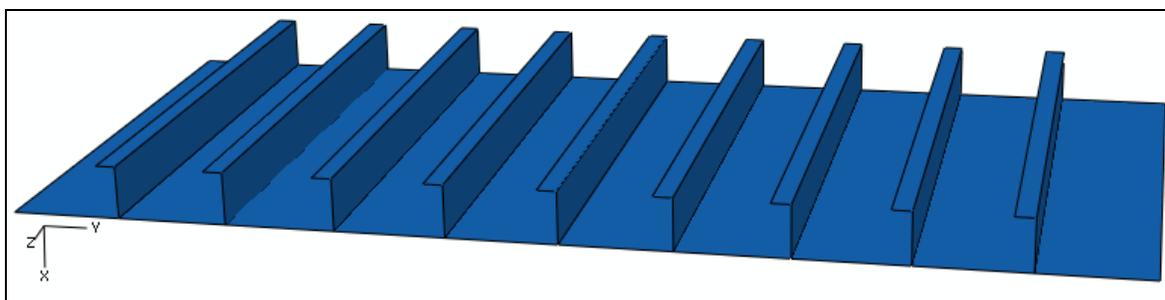


Figura 5.16. Terceiro modelo para o estudo de sensibilidade do parâmetro de estabilização, painel enrijecido com bordos engastados – $w_{\max} = 3,125$ mm

As chapas que compõem o painel da Figura 5.16 foram nomeadas da esquerda para a direita de P01 a P10. A placa que apresentou a maior variação entre as análises sem o parâmetro de estabilização em relação ao modelo com o parâmetro de estabilização foi a placa P06. O modelo com o parâmetro de $1,0E-05$ apresentou o valor de tensão máxima superior em relação ao modelo sem a utilização do parâmetro em 4,05%, como pode ser visto na Figura 5.17. O modelo com valor de $1,0E-07$ foi praticamente coincidente com o modelo sem o parâmetro de estabilização.

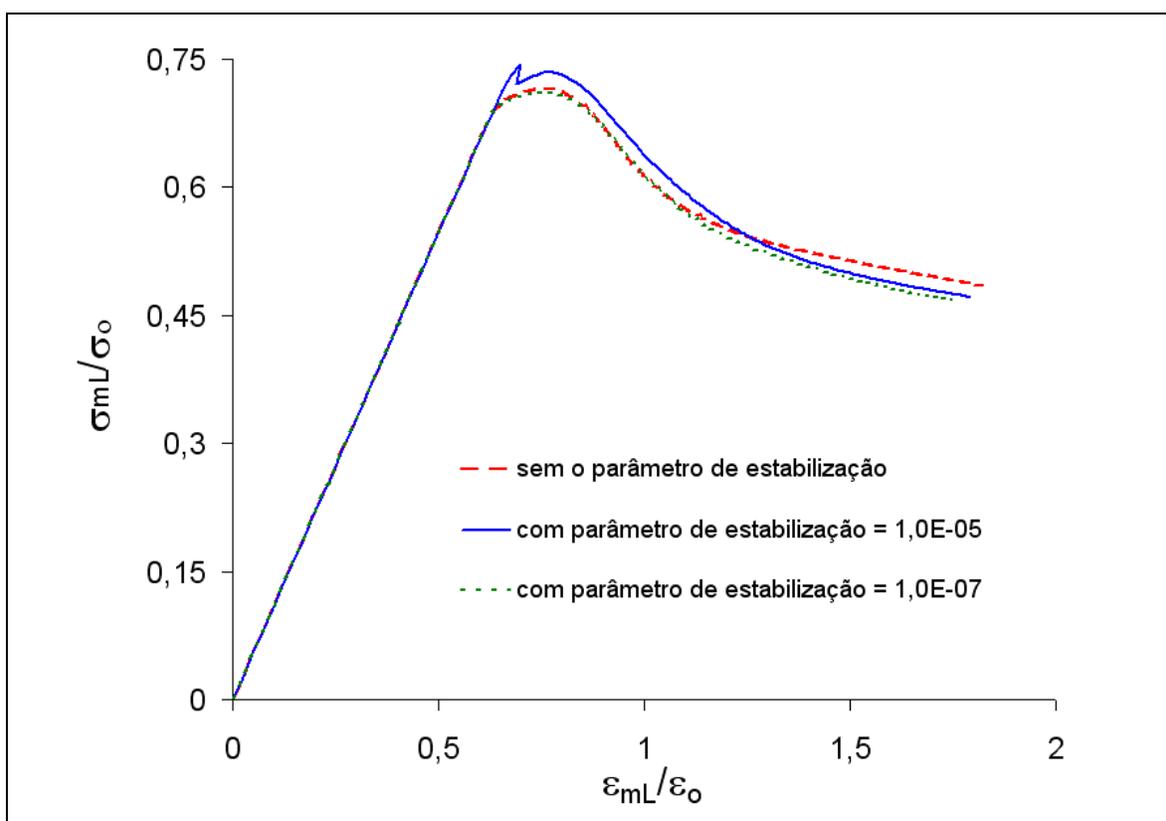


Figura 5.17. Curva tensão versus deformação para a placa P06 sem e com os parâmetros de estabilização

Em relação ao modo de pós-colapso para o painel enrijecido os resultados foram similares para as análises sem e com os parâmetros de $1,0E-05$ e $1,0E-07$.

Para as análises subseqüentes dos modelos de segmento de coluna realizados neste trabalho foi adotado para o parâmetro de estabilização o valor de $1,0E-05$, pois foi o menor valor em que foi possível a convergência das análises.

A Figura 5.18 ilustra a distribuição dos painéis e reforços e a Tabela 1 descreve as cinco regiões distintas com o objetivo de melhor entender os resultados obtidos.

Tabela 1: Regiões do modelo

Região 1	P29-P38 e P47-P56
Região 2	P39-P42 e P43-P46
Região 3	P01-P04 e P25-P28
Região 4	P05-P09 e P20-P24
Região 5	P10-P19

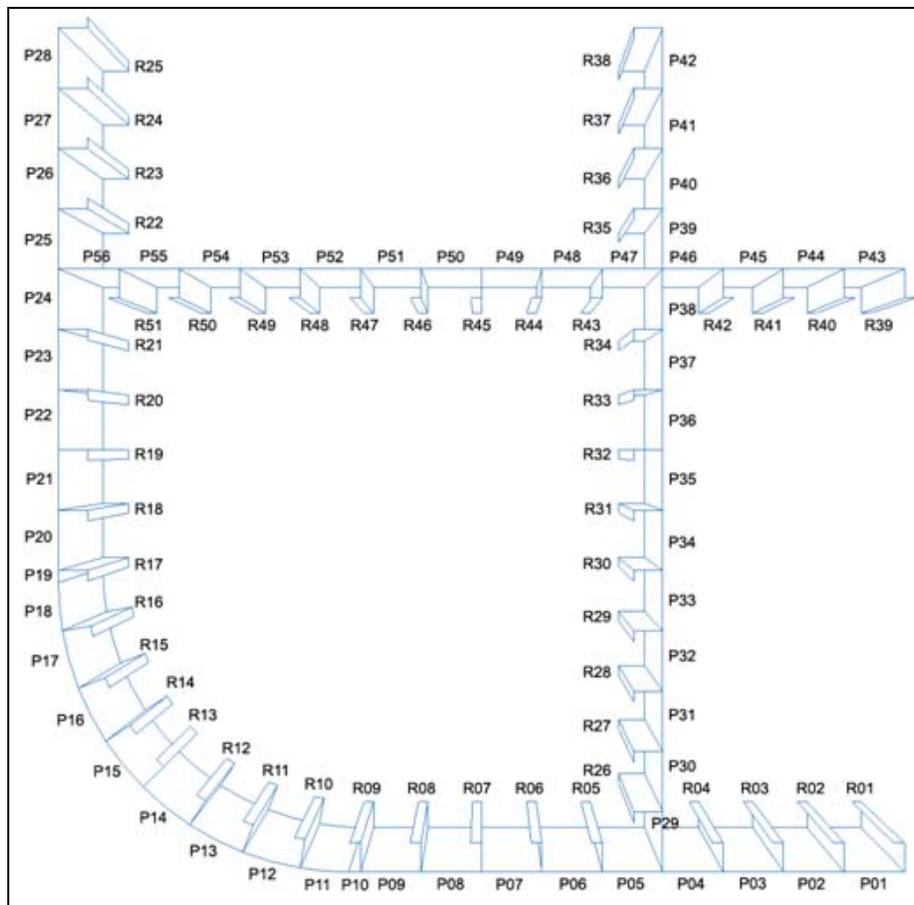


Figura 5.18. Distribuição dos painéis e reforços

5.3.1. Magnitudes das imperfeições geométricas iniciais

As imperfeições geométricas iniciais dos painéis foram representadas pela distribuição senoidal fornecida pela expressão (4.1). Três magnitudes foram consideradas: leve, média e severa. A imperfeição leve é a mesma considerada no estudo apresentado para as chapas isoladas e entre reforços, expressão (5.1). A imperfeição média adotada foi baseada na máxima imperfeição permitida pela DNV [24], equação (5.4) e Figura 5.19. Onde b é espaçamento entre os reforços longitudinais.

$$w_{\max} = 0,005b \quad (5.4)$$

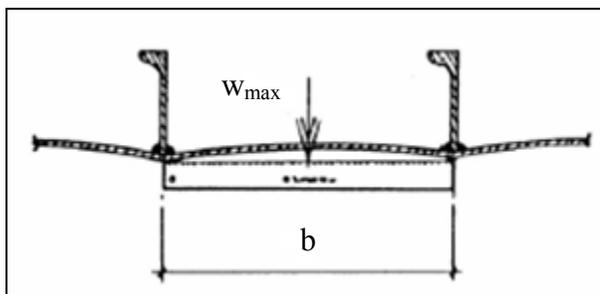


Figura 5.19. Tolerância máxima permitida pela DNV [24]

A imperfeição severa considerada neste estudo foi obtida a partir da média da imperfeição leve, expressão (5.1), e severa, expressão (5.2), obtida do estudo de Chapman et al. [23].

Assim, os valores das imperfeições máximas adotadas (w_{\max}) foram: 1,54 mm, 3,125 mm e 10,04 mm. Todas as chapas entre reforços dos modelos analisados apresentam a mesma imperfeição.

5.3.2. Influência das magnitudes das imperfeições geométricas iniciais

Três modelos numéricos foram inicialmente considerados para a análise da influência da magnitude das imperfeições no comportamento de flambagem. Para esses modelos os reforços longitudinais e transversais foram considerados perfeitos. Todos os modelos foram construídos com uma semi-onda em ambas as direções ($m = 1, n = 1$).

O resultado obtido para o modelo 1 ($w_{\max} = 1,54$ mm) mostra que as placas simétricas P32 e P53 são as primeiras a colapsarem com um valor de tensão compressiva média longitudinal de 271 N/mm^2 . A seqüência de falha inicia destas placas e se propagam para as placas adjacentes em direção as extremidades do painel enrijecido. Para essa região, as últimas placas a colapsarem foram P29, P38, P47 e P56, com valor de tensão compressiva média longitudinal de 257 N/mm^2 . Enquanto a propagação de flambagem ocorre na região 1, no mínimo uma placa de cada outra região colapsa e o mesmo comportamento de seqüência de falha pode ser observado.

As placas curvas foram as últimas a colapsarem, com valor de tensão compressiva média longitudinal de 327 N/mm^2 e seqüência de falha da extremidade para o centro (P10 e P19 para P14 e P15).

Analisando a curva força versus deslocamento axial para o segmento de coluna, Figura 5.20, é observado que a carga de flambagem é de 163.924 kN com um respectivo deslocamento de $9,34 \text{ mm}$. Analisando as placas individualmente, a primeira placa plana a colapsar foi P32 e a última P20 com um deslocamento de $7,94 \text{ mm}$ e $9,09 \text{ mm}$, respectivamente. As primeiras placas curvas a colapsarem foram P10 e P19 e as últimas foram P14 e P15 com deslocamentos de $10,24 \text{ mm}$ e $11,85 \text{ mm}$, respectivamente. Pode ser observado que o colapso global da coluna está na transição das placas planas para as placas curvas, mostrando que quando a máxima resistência é obtida para toda a estrutura, todas as placas planas já colapsaram.

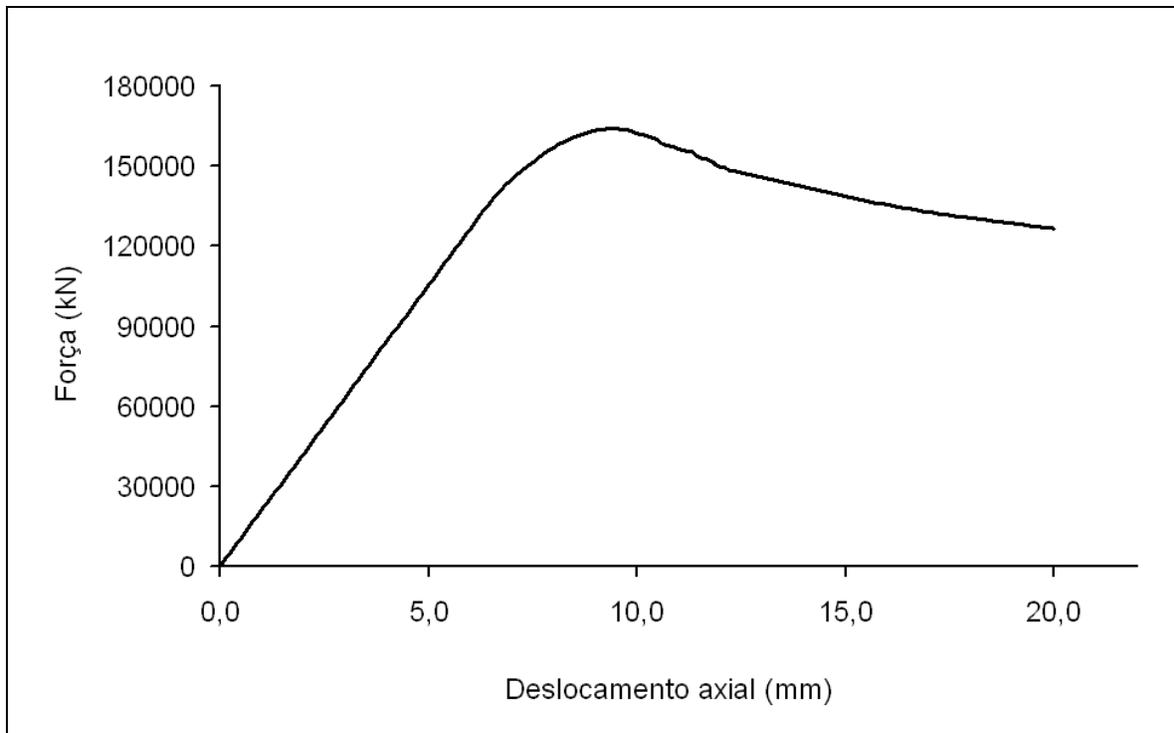


Figura 5.20. Força versus deslocamento para o segmento de coluna, modelo 1

A Figura 5.21 apresenta a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) da placa P32 e de seus reforços adjacentes. Pode ser observado que os reforços falham após as placas, como esperado.

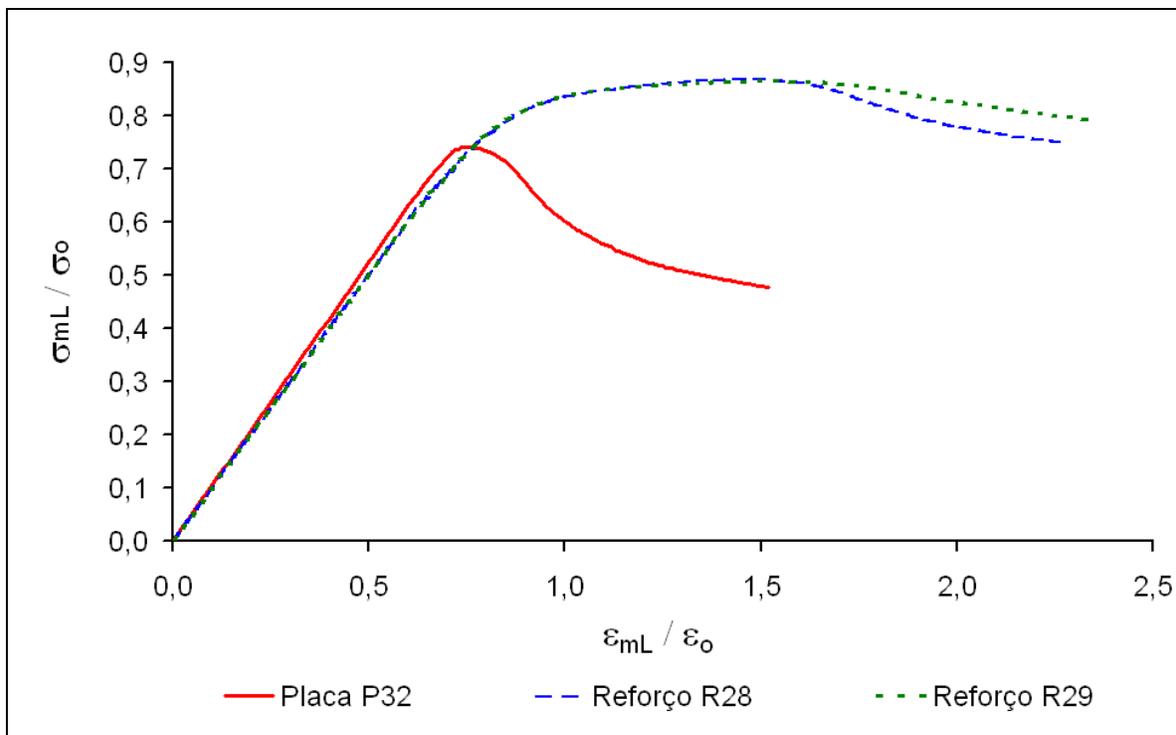


Figura 5.21. Curva tensão-deformação para o segmento de coluna, modelo 1

A Figura 5.22 ilustra o modo de pós-colapso para o modelo 1. Esse modelo apresenta uma falha de flambagem localizada entre os reforços, conforme ilustrado na Figura 5.23.

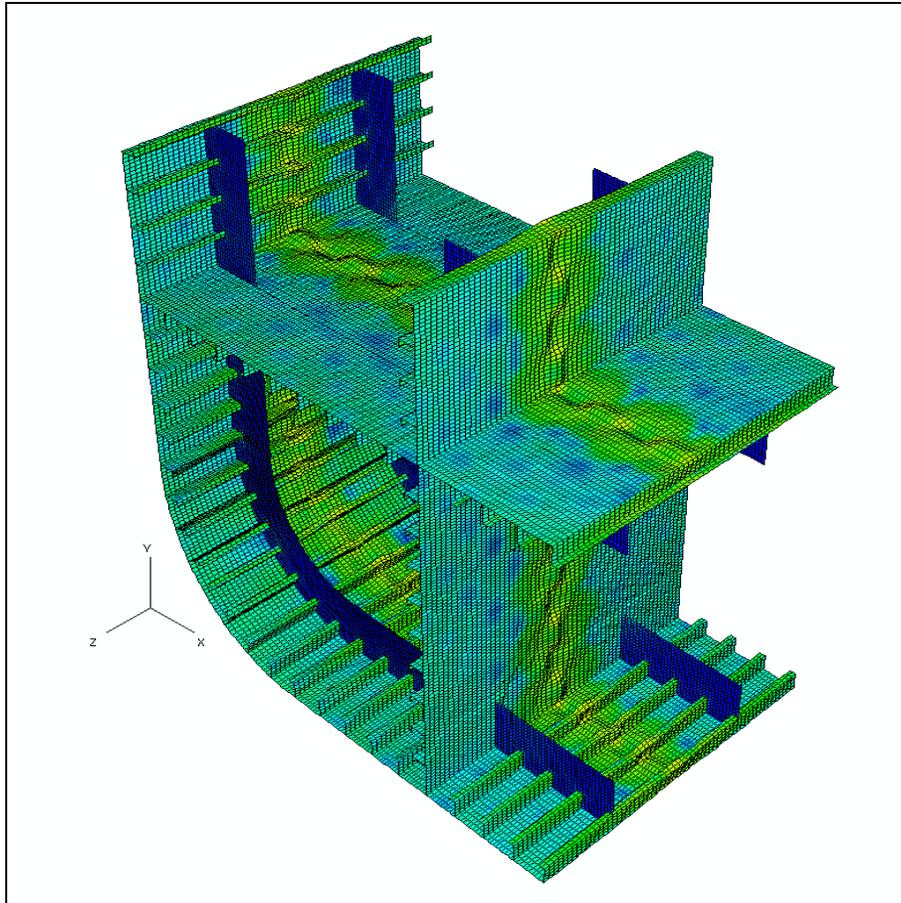


Figura 5.22. Modo de pós-colapso para o modelo 1

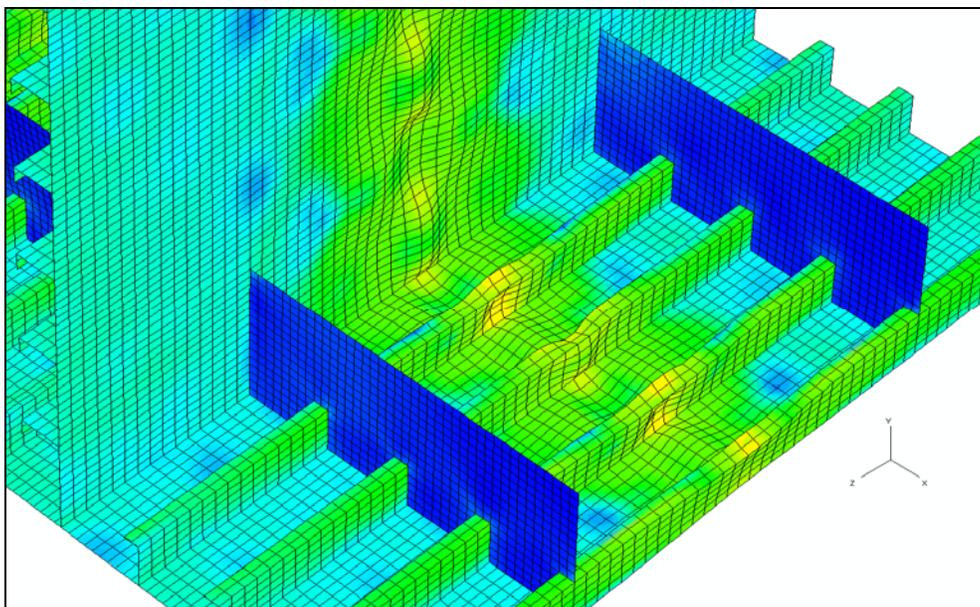


Figura 5.23. Flambagem localizada entre reforços, modelo 1

Os resultados obtidos para o modelo 2 ($w_{\max} = 3.125$ mm) e modelo 3 ($w_{\max} = 10,04$ mm) foram praticamente os mesmos. Ambos apresentaram seqüência de falha similar ao modelo 1, com exceção de, as primeiras placas a colapsarem foram P05 e P24 com uma tensão compressiva média longitudinal de 256 N/mm² e deslocamento de $7,55$ mm, que são $5,5\%$ e 5% inferior do que a primeira placa do modelo 1, respectivamente. Individualmente, as placas dos três modelos apresentam a mesma carga de flambagem. A curva força versus deslocamento e o modo de pós-colapso para os modelos 2 e 3 são idênticos aos obtidos pelo modelo 1.

5.3.3. Influência do modo das imperfeições geométricas iniciais

Quatro modelos foram estudados para melhor entender a influência do modo das imperfeições (número de semi-ondas na direção longitudinal, m) no comportamento de flambagem. O modelo 2 ($m=1$) foi inicialmente considerado.

O modo natural de flambagem das chapas da coluna foi obtido para três condições. A primeira e segunda condição foi utilizando uma chapa isolada com a condição de bordo simplesmente apoiado e engastado, respectivamente. No bordo onde a perturbação é aplicada ($x = 0$) para obtenção do modo natural as seguintes condições de contorno foram adotadas: $U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Para o bordo oposto ($x = a$) a condição de engaste foi considerada: $U_x = U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Para o bordo ($z = 0$ e $z = b$) foram adotadas as seguintes condições para apoio e engaste respectivamente: $U_y = U_z = 0$ e $\theta_y = \theta_z = 0$; e $U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. A terceira condição considerou uma seção menor de painel enrijecido, com as mesmas condições de contorno dos modelos anteriores para o bordo de aplicação de perturbação e bordo oposto engastado. As Figuras 5.24, 5.25 e 5.26 ilustram o modo natural obtido para as condições de chapa isoladas com bordo simplesmente apoiado ($m=3$), bordo engastado ($m=6$) e para a seção menor de painel enrijecido ($m=5$).

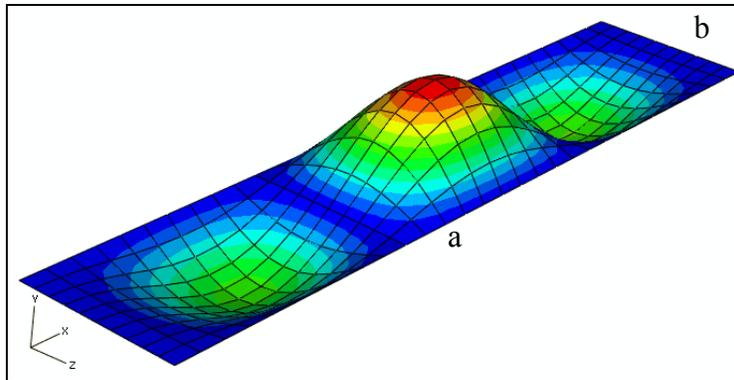


Figura 5.24. Modo natural de flambagem para a chapa com bordo apoiado, $m=3$

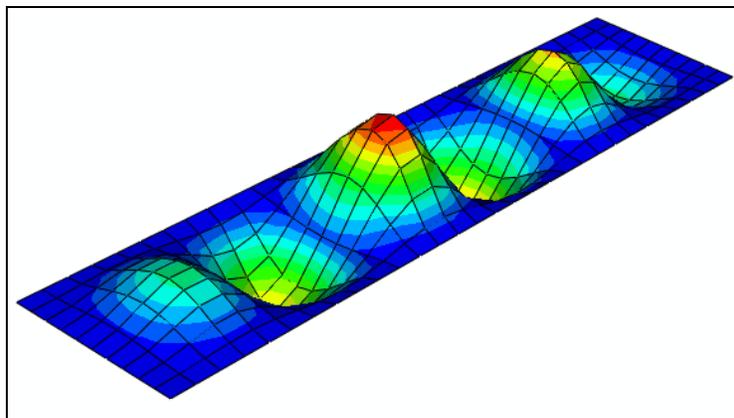


Figura 5.25. Modo natural de flambagem para a chapa com bordo engastado, $m=6$

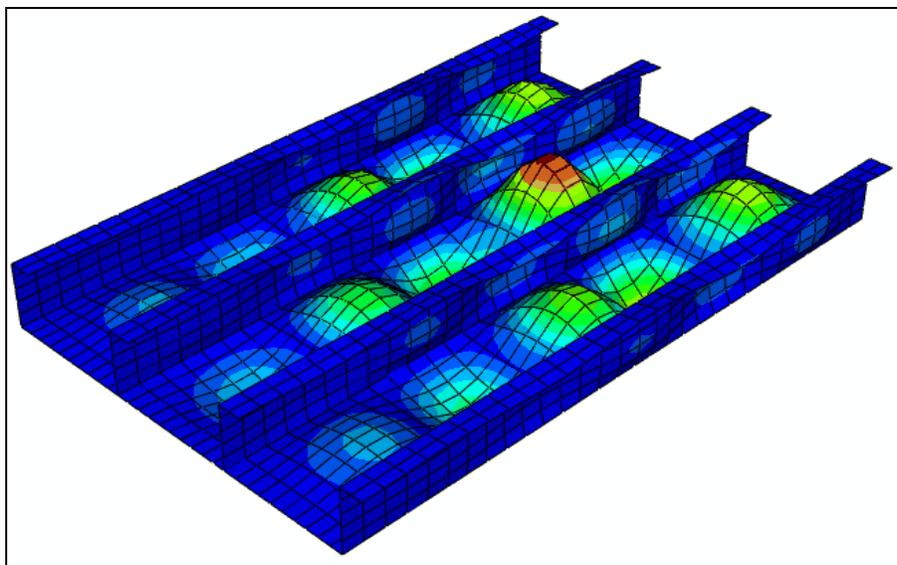


Figura 5.26. Modo natural de flambagem para a seção de painel enrijecido, $m=5$

A Figura 5.27 ilustra o modo de pós-colapso para a placa 32 do modelo 1 (modo da imperfeição geométrica inicial com uma semi-onda em ambas as direções) com a geometria deformada com um fator de amplificação de 7. É observado que a placa falha com 5 semi-ondas. O mesmo comportamento pode ser observado para os modelos 2 e 3.

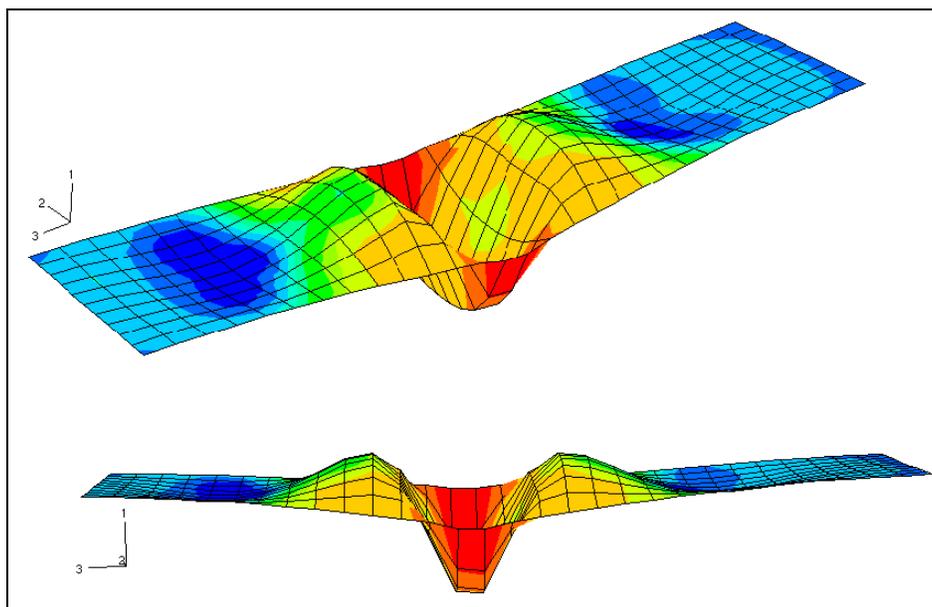


Figura 5.27. Modo de pós-colapso para o modelo 1 (P32) com a geometria deformada por um fator de amplificação de 7

Mais três modelos foram construídos com a mesma magnitude de imperfeição do modelo 2 ($w_{\max} = 3,125$ mm), porém com diferentes número de semi-ondas na direção longitudinal, modelo 4 com 3 semi-ondas, modelo 5 com 5 semi-ondas e modelo 6 com 6 semi-ondas.

Os resultados obtidos para o modelo 2 ($m=1$) e 4 ($m=3$) foram praticamente idênticos. Ambos apresentaram a mesma seqüência de falha, com as placas P05 e P24 sendo as primeiras a colapsarem com uma tensão compressiva média longitudinal de 256 N/mm² e deslocamento de $7,55$ mm. As falhas se propagam destas placas para as extremidades e, enquanto a propagação de flambagem ocorre na região 1, no mínimo uma placa de cada uma das demais regiões colapsa e o mesmo comportamento de seqüência é observado. Novamente, o painel curvo (região 5) é o último a falhar com uma seqüência da extremidade para o centro (P10 e P19 para P14 e P15).

A partir do modelo 5 ($m=5$) é observado que o modo natural de flambagem possui um efeito considerável tanto na seqüência de falha como na tensão de flambagem das chapas entre reforços longitudinais. Neste modelo, a primeira região a falhar foi a região 5 (placas curvas), em contraste com os modelos 1, 2, 3 e 4 em que esta região foi a última a falhar. Outra diferença foi que a primeira placa a falhar foi a P14, com uma tensão compressiva média longitudinal de 255 N/mm² e deslocamento de 8,55 mm, enquanto para os modelos 2 e 4 a mesma placa foi a última a falhar com uma tensão de flambagem de 336 N/mm² e deslocamento de 11,87 mm. Essa diferença implica no decréscimo de 24,1% e 28% para tensão e deslocamento, respectivamente. A flambagem propagou para as extremidades da região 5 e para a região 4. A Figura 5.28 apresenta as curvas de tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ε_{mL}) para a placa P14 para os modelos 2 e 5.

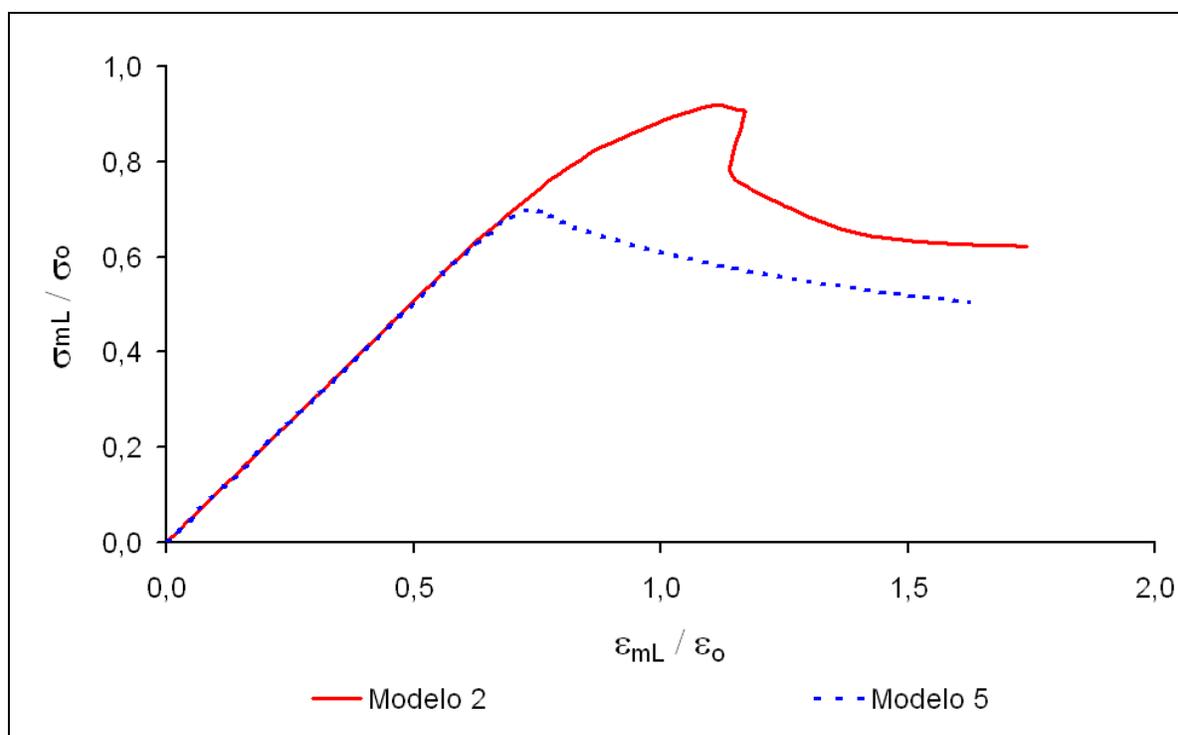


Figura 5.28. Curvas tensão-deformação para a placa P14, modelos 2 e 5

O modelo 5, conforme modelos anteriores, apresentou uma flambagem localizada entre reforços, Figura 5.29. A Figura 5.30 representa o modo de pós-colapso para a placa curva P14 (modelo 5), com 5 semi-ondas na direção longitudinal.

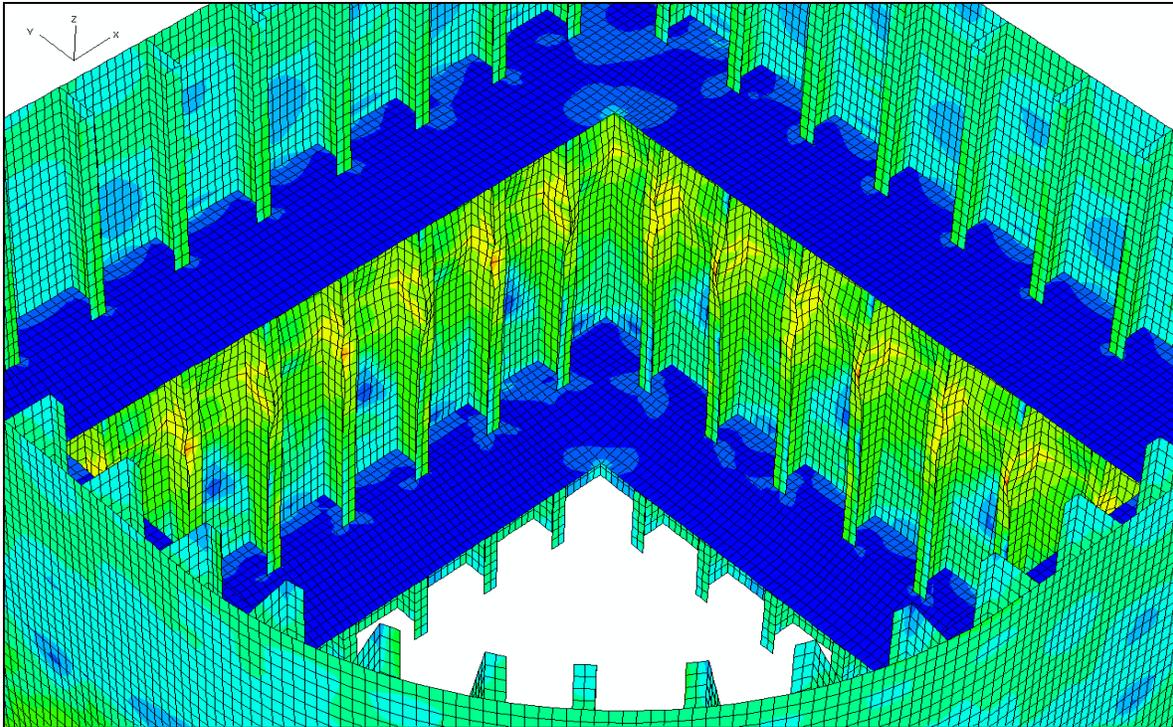


Figura 5.29. Flambagem localizada entre reforços, modelo 5

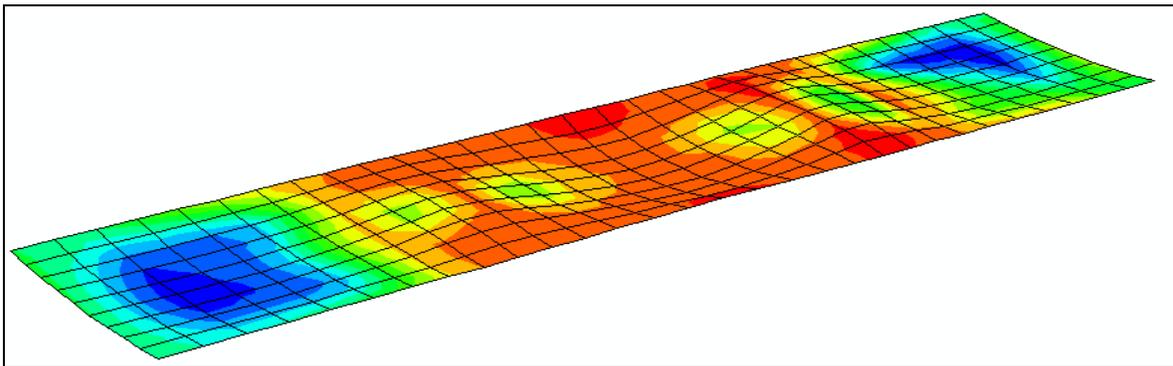


Figura 5.30. Modo de pós-colapso para o modelo 5 (P14)

No modelo 6 ($m=6$) as primeiras placas a falharem, como havia acontecido no modelo 5, foram as placas curvas (região 5). Porém, no modelo 6 a primeira placa a colapsar foi a placa curva P18, com uma tensão compressiva média longitudinal de 274 N/mm^2 e deslocamento de $8,45 \text{ mm}$, diferente do modelo 5 em que a primeira placa a falhar foi a P14 com uma tensão compressiva média longitudinal de 255 N/mm^2 e deslocamento de $8,55 \text{ mm}$.

A seqüência de falha do modelo 6, conforme mencionado no parágrafo anterior, iniciou-se pela região 5 (P18, seguida pela P17 e depois simultaneamente as demais placas curvas). A primeira placa plana a colapsar foi a P09 com uma tensão compressiva média longitudinal de 242 N/mm². As últimas placas a falharem foram as P04, P05, P24 e P25 com uma tensão compressiva média longitudinal de 247 N/mm².

O modelo 6, conforme modelos anteriores, apresentou uma flambagem localizada entre reforços. A Figura 5.31 representa o modo de pós-colapso para a placa P02 (modelo 6), com 6 semi-ondas na direção longitudinal.

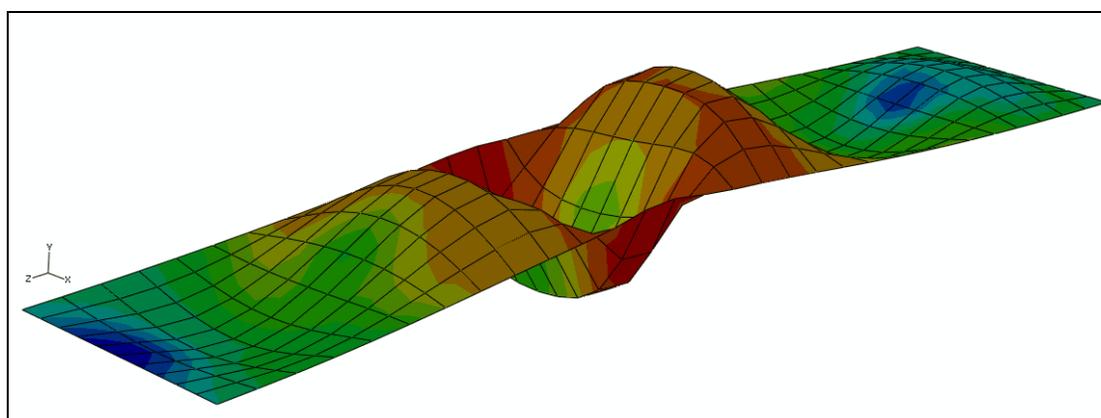


Figura 5.31. Modo de pós-colapso para o modelo 6, placa P02

A Figura 5.32 mostra a curva completa força versus deslocamento axial para o segmento de coluna para os modelos 2, 4, 5 e 6. Para uma melhor visualização das cargas máximas atingidas por cada modelo, a Figura 5.33 ilustra um trecho da curva força versus deslocamento, no eixo das abscissas no intervalo de 7 à 14 mm e no eixo das ordenadas no intervalo de 135.000 à 165.000 kN. É observado que a carga de flambagem é praticamente a mesma para os modelos 2 (164.152 kN) e 4 (164.155 kN) e uma pequena queda para o modelo 5 (162.430 kN), 1,05% em relação ao modelo 2. Porém, o modelo 5 possui um deslocamento de 10,56 mm enquanto os modelos 2 e 4 possuem 9,44 mm e 9,12 mm, respectivamente. O modelo 6 foi o que apresentou a menor carga de flambagem, 157.867 kN, uma queda em relação ao modelo 2 de 3,83%, com um deslocamento de 10,08 mm.

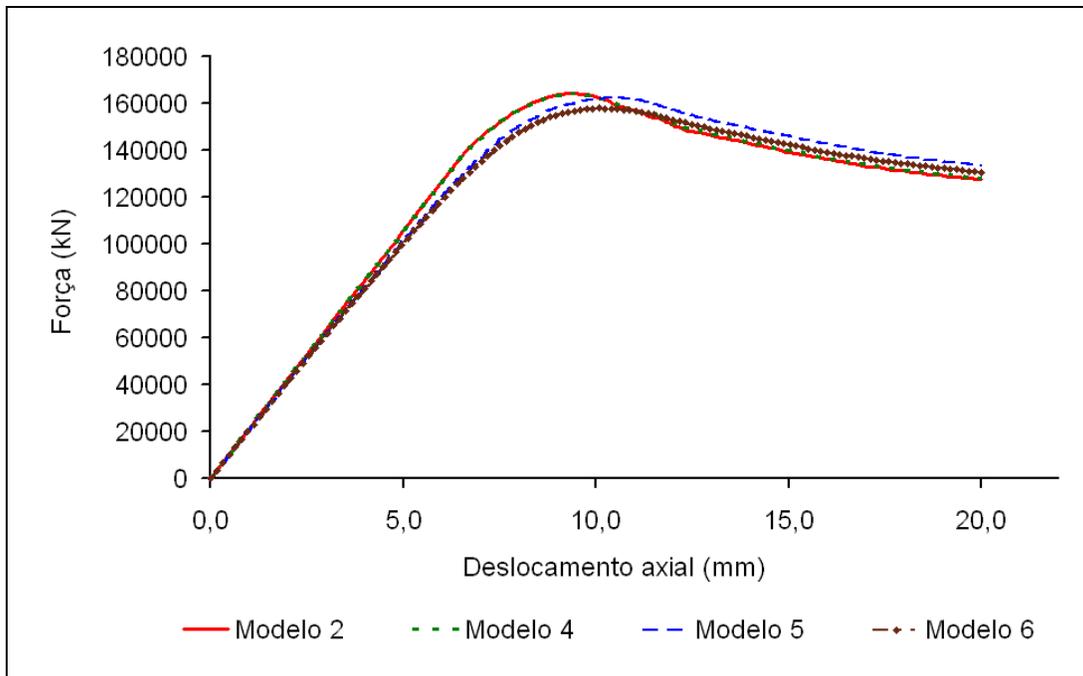


Figura 5.32. Curva força versus deslocamento para o segmento de coluna, modelos 2, 4, 5 e 6

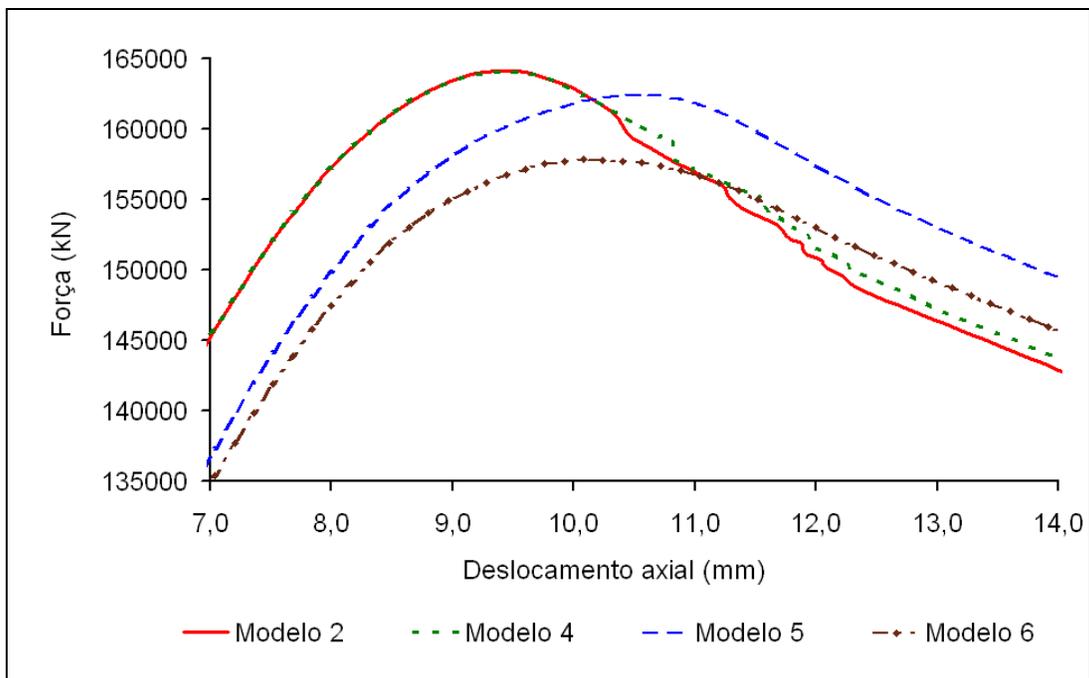


Figura 5.33. Trecho da curva força versus deslocamento para o segmento de coluna dos modelos 2, 4, 5 e 6 no intervalo de 7 à 14 mm (eixo abscissas) e de 135.000 à 165.000 kN (eixo das ordenadas)

5.4. Influência das imperfeições geométricas iniciais dos reforços longitudinais

Para a realização do estudo da influência da imperfeição geométrica inicial dos reforços longitudinais na capacidade de carga de painel enrijecido foi adotado um modelo de painel enrijecido simplificado, conforme a Figura 5.34. Para que uma adequada condição de contorno fosse obtida foram construídos meio painel acima e abaixo dos reforços transversais, com magnitudes de imperfeições geométricas iniciais inferiores aos valores adotados entre reforços transversais. A geometria do modelo de painel enrijecido simplificado é a mesma que a adotada para o modelo de segmento de coluna.

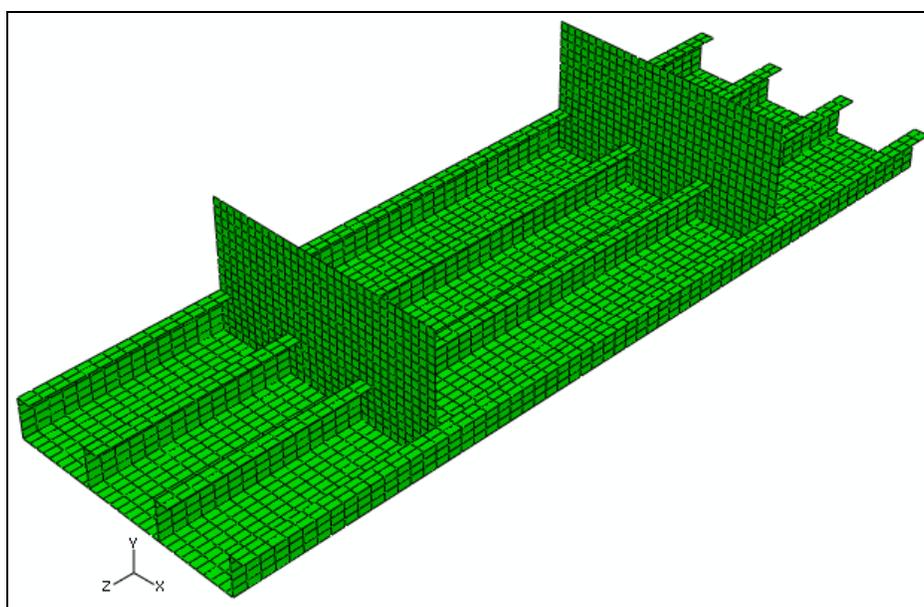


Figura 5.34. Modelo de painel enrijecido simplificado

Inicialmente foi obtido o modo natural da alma do enrijecedor, considerando os bordos com a condição de apoio. As Figuras 5.35 e 5.36 ilustram o primeiro e segundo modos naturais de flambagem para alma do reforço. Os resultados obtidos para o primeiro e segundo modos foram seis e cinco semi-ondas na direção longitudinal, respectivamente.

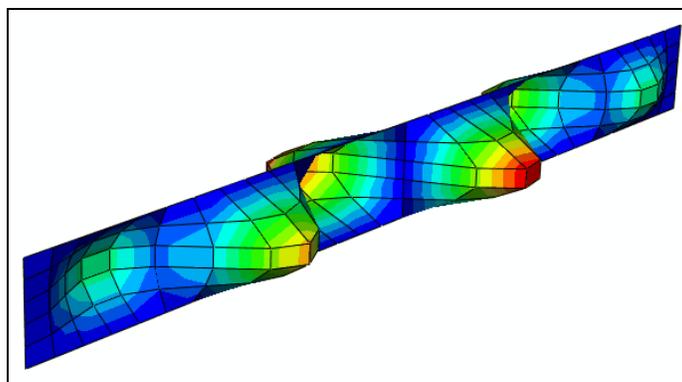


Figura 5.35. Primeiro modo natural de flambagem para a alma do reforço, $m=6$

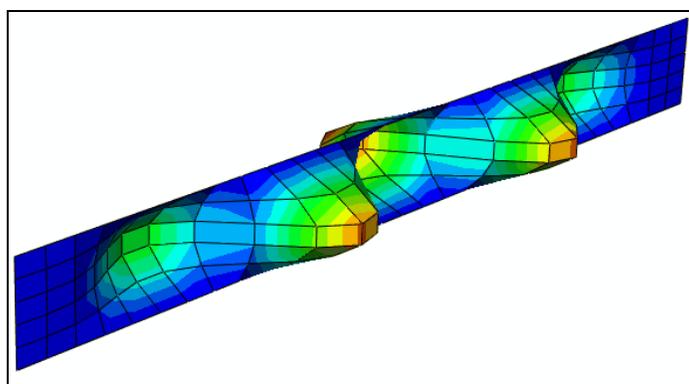


Figura 5.36. Segundo modo natural de flambagem para a alma do reforço, $m=5$

A partir dos resultados obtidos para o modo natural de flambagem da alma dos reforços longitudinais, quatro modelos foram analisados (modelos 7, 8, 9 e 10). As imperfeições geométricas iniciais das chapas e dos reforços foram representadas pela distribuição senoidal fornecida pela expressão (4.1). A magnitude máxima das imperfeições (w_{\max}) das chapas entre reforços adotadas para todos os modelos foi de 3,125 mm e 1 semi-onda de modo de imperfeição inicial na direção longitudinal ($m=1$) e transversal ($n=1$) foram consideradas. Para os reforços longitudinais foi adotado para a magnitude máxima de imperfeição o valor de 0,5 % da alma do reforço, ou seja, $w_{\max} = 1,5$ mm. Em todos os modelos os flanges dos reforços longitudinais e os reforços transversais não possuem imperfeições iniciais. O modelo 7 considera o reforço longitudinal perfeito. Os modelos 8, 9 e 10 apresentam as almas dos reforços longitudinais com uma ($m=1$), cinco ($m=5$) e seis ($m=6$) semi-ondas na direção longitudinal e 1 semi-onda ($n=1$) na direção da altura da alma, respectivamente.

A Figura 5.37 mostra a curva força versus deslocamento axial para os modelos simplificados de painel enrijecido 7, 8, 9 e 10. Os valores obtidos para a carga máxima de flambagem foram praticamente coincidentes. O maior e o menor valor de carga foram obtidos para o modelo 8 (reforço com 1 semi-onda, 10.888,7 kN) e modelo 10 (reforço com 6 semi-ondas, 10.846,3 kN), respectivamente, o que representa uma variação da menor carga para a maior de apenas 0,39%.

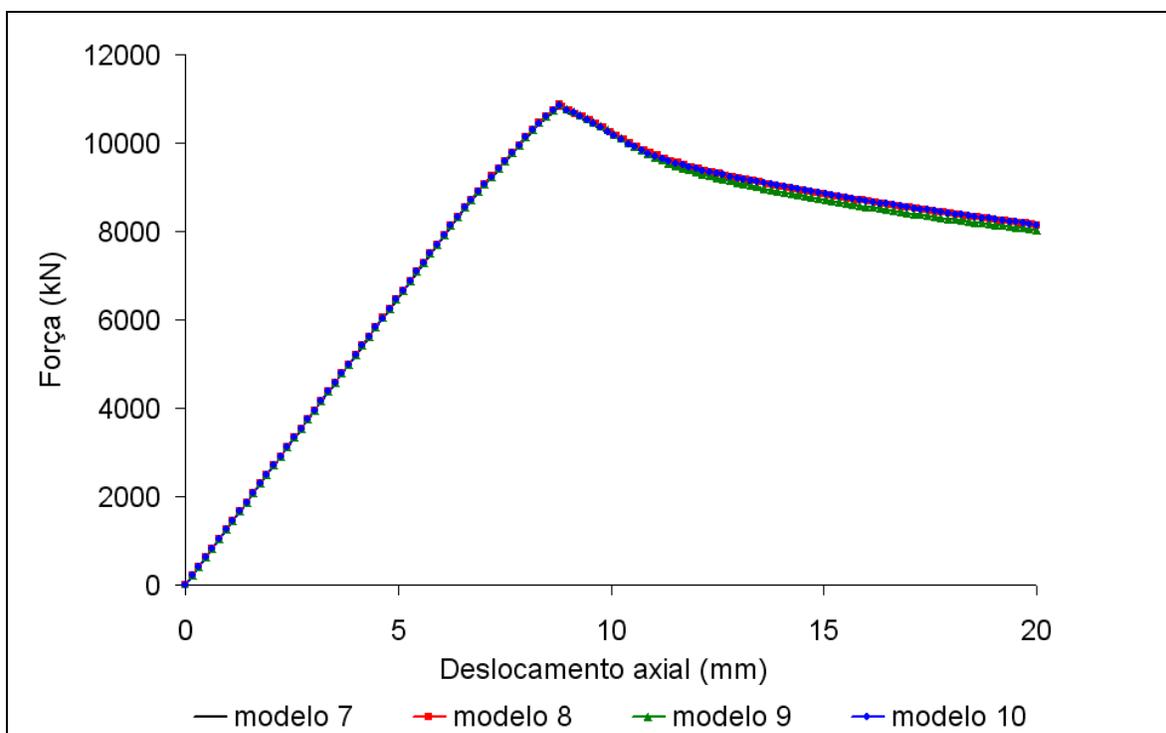


Figura 5.37. Curva força versus deslocamento para os modelos 7, 8, 9 e 10

Para uma melhor visualização das cargas máximas atingidas por cada modelo, a Figura 5.38 ilustra um trecho da curva força versus deslocamento, no eixo das abscissas no intervalo de 8,5 à 9,5 mm e no eixo das ordenadas no intervalo de 10.500 à 10.900 kN.

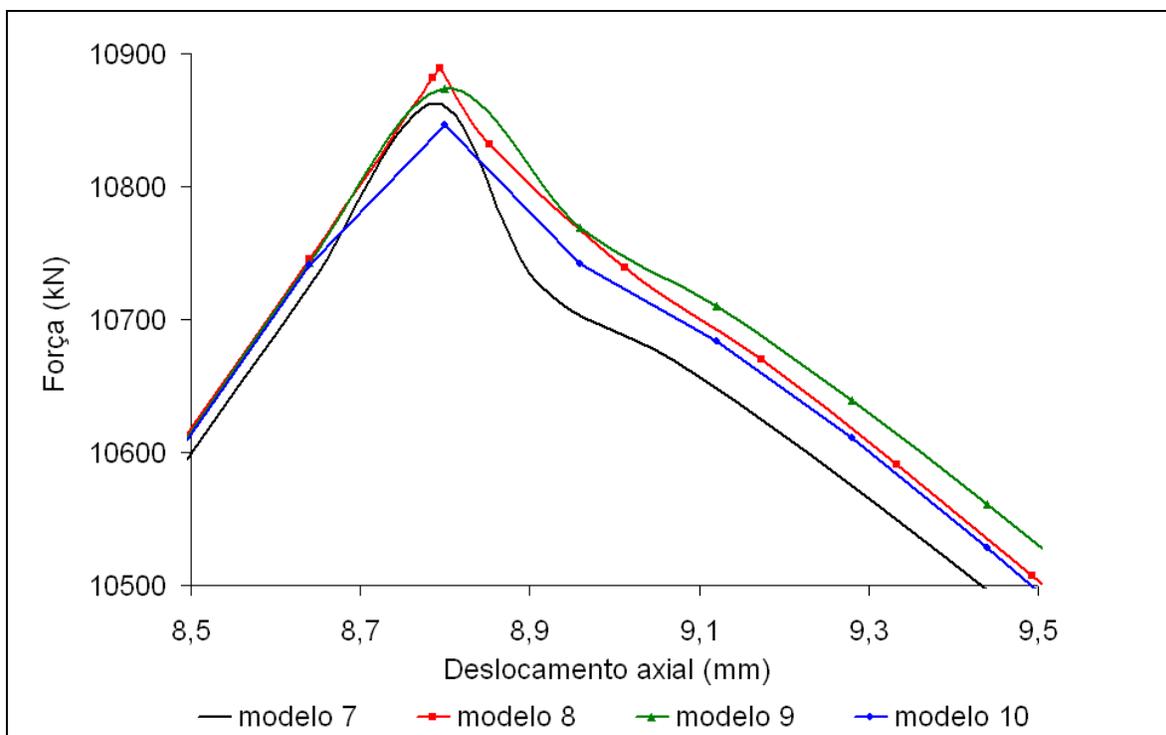


Figura 5.38. Trecho da curva força versus deslocamento para os modelos 7, 8, 9 e 10

A Figura 5.39 apresenta as curvas de tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para a chapa central entre os reforços transversais para os modelos 7, 8, 9 e 10. Os valores máximos de tensão foram praticamente coincidentes para todos os modelos. Para uma melhor visualização das curvas no ponto de colapso, a Figura 5.40 ilustra um trecho da curva tensão versus deformação, no eixo das abscissas no intervalo de 0,83 à 0,87 e no eixo das ordenadas no intervalo de 0,76 à 0,82. A maior variação na tensão de flambagem ocorreu do modelo 8 para o modelo 10, queda de apenas 0,67%.

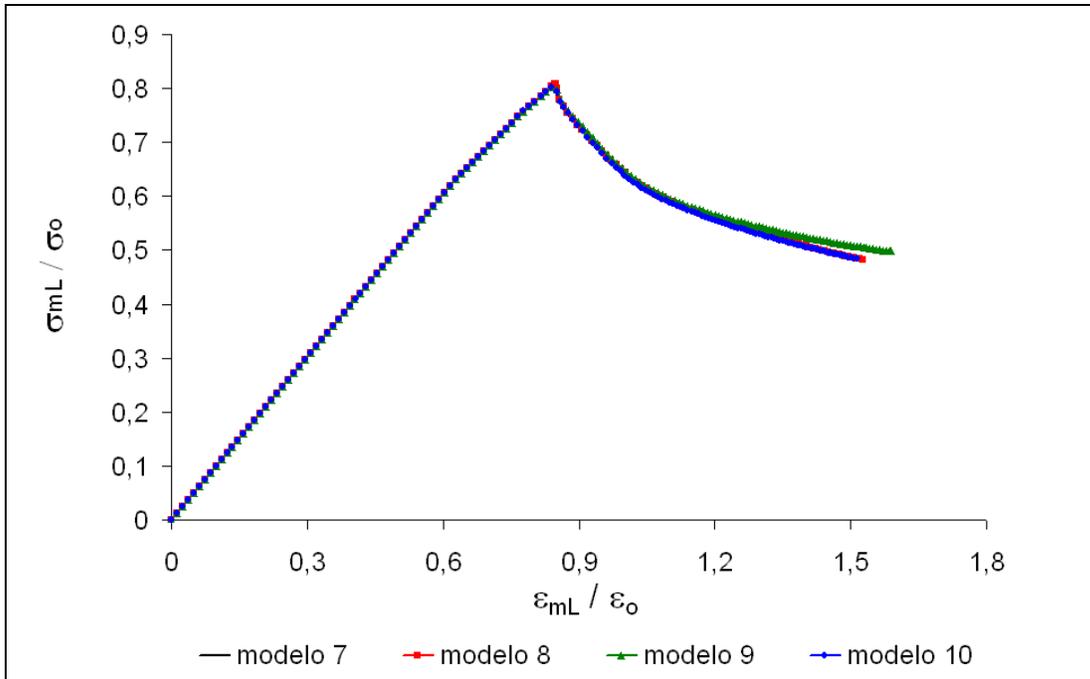


Figura 5.39. Curvas tensão-deformação para a chapa central entre reforços longitudinais e transversais dos modelos 7, 8, 9 e 10

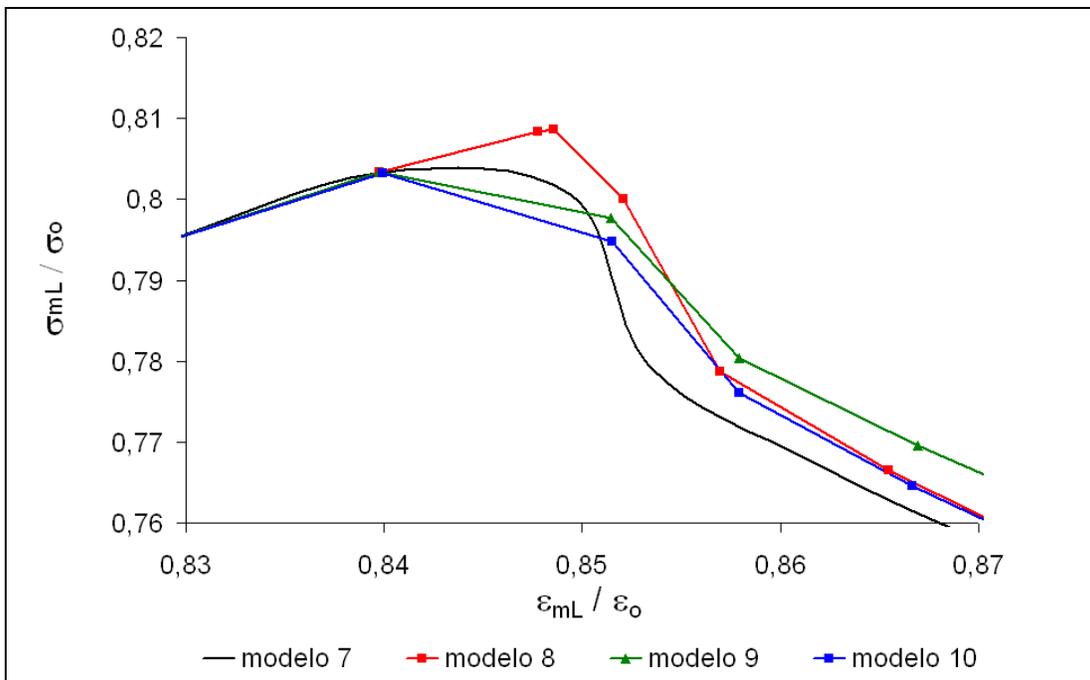


Figura 5.40. Trecho das curvas tensão-deformação para a chapa central entre reforços longitudinais e transversais dos modelos 7, 8, 9 e 10

Em relação aos modos de pós-colapso dos modelos de painel enrijecido simplificados, os modelos 7, 8 e 10 apresentaram o mesmo modo de flambagem, enquanto o modelo 9 apresentou o modo de flambagem no sentido contrário. As Figuras 5.41 e 5.42 ilustram o modo de pós-colapso para o modelo 7 e 9, respectivamente.

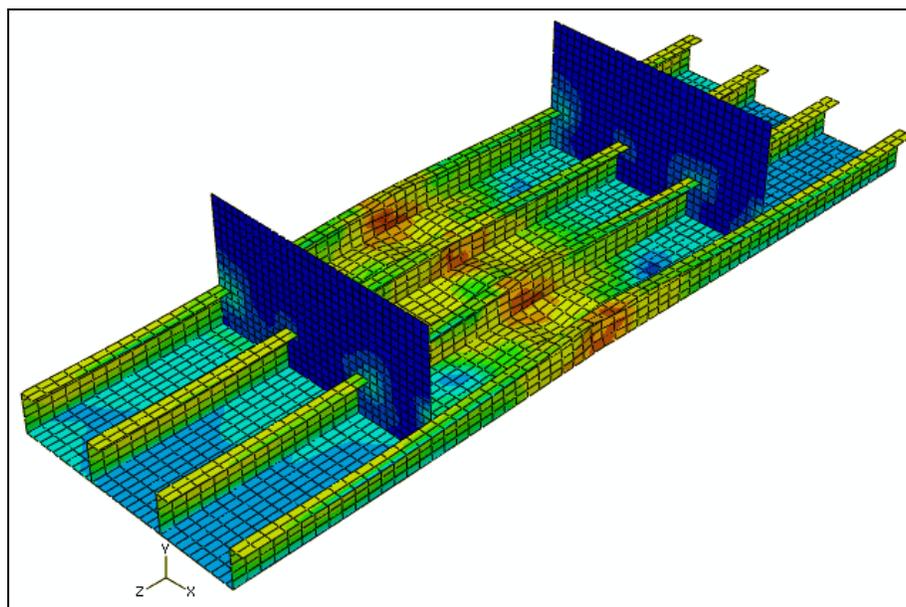


Figura 5.41. Modo de pós-colapso para modelo simplificado 7

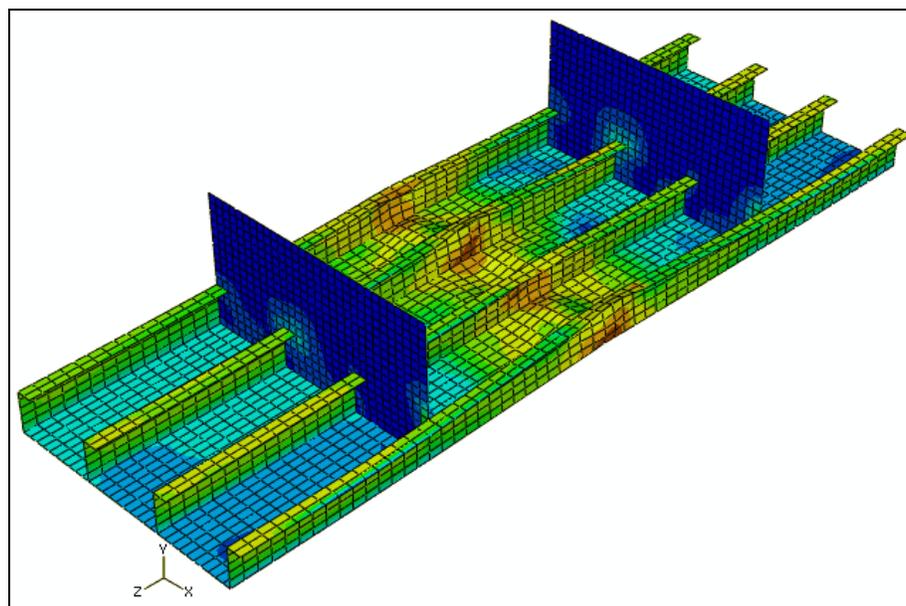


Figura 5.42. Modo de pós-colapso para modelo simplificado 9

Para estudar a influência da imperfeição geométrica inicial do flange do reforço longitudinal, mais um modelo simplificado foi adotado (modelo 11). As imperfeições geométricas iniciais dos flanges foram representadas pela distribuição senoidal fornecida pela expressão (4.1). O modelo 11 é idêntico ao modelo 9, porém os flanges dos reforços longitudinais apresentam magnitudes máximas (w_{max}) de 0,55 mm (0,5% da largura do flange) e cinco semi-ondas na direção longitudinal ($m=5$) e meia semi-onda na direção transversal. Os resultados obtidos foram similares aos obtidos para o modelo 9. Em relação à carga máxima e ao correspondente deslocamento, o modelo 11 apresentou valores de 10.862,1 kN e 8,768 mm, valores inferiores ao modelo 9 de 0,106% e 0,36%, respectivamente. Em relação à chapa central entre os reforços transversais, o modelo 11 apresentou uma tensão máxima compressiva média longitudinal (σ_{mL}) superior em relação ao modelo 9 de 0,14%. O modo de pós-colapso do modelo 11 foi idêntico ao obtido para o modelo 9.

Complementando o estudo da influência da imperfeição inicial dos reforços longitudinais na capacidade de carga de painel enrijecido, um novo modelo de painel enrijecido simplificado sem os reforços transversais foi adotado, conforme ilustrado na Figura 5.43. A geometria do modelo de painel enrijecido simplificado sem os reforços transversais é a mesma que a adotada para o modelo de segmento de coluna.

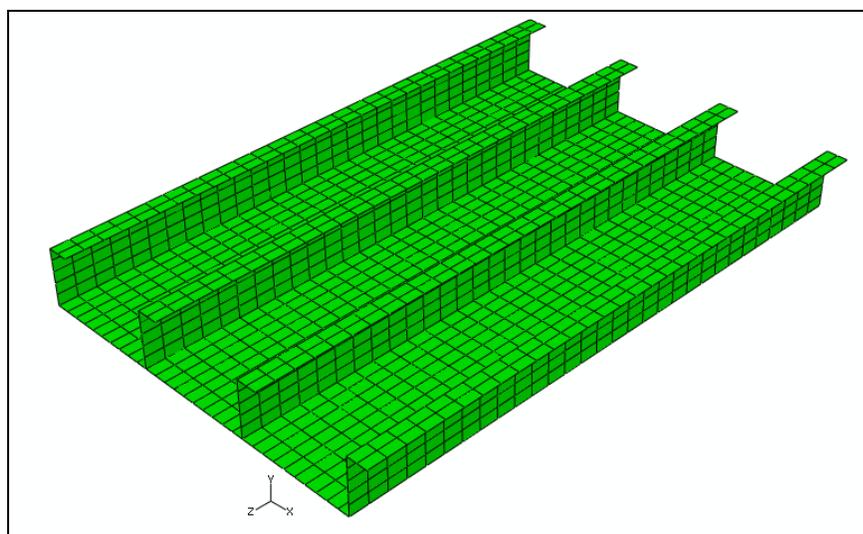


Figura 5.43. Modelo de painel enrijecido simplificado sem os reforços transversais

As imperfeições geométricas dos reforços foram representadas pela distribuição senoidal fornecida pela expressão (4.1). A imperfeição adotada para os reforços longitudinais foi baseada na máxima imperfeição permitida pela DNV [24], equação (5.5) e Figura 5.44. Onde a é comprimento da chapa entre os reforços transversais.

$$w_{\max} = 0,0015a \quad (5.5)$$

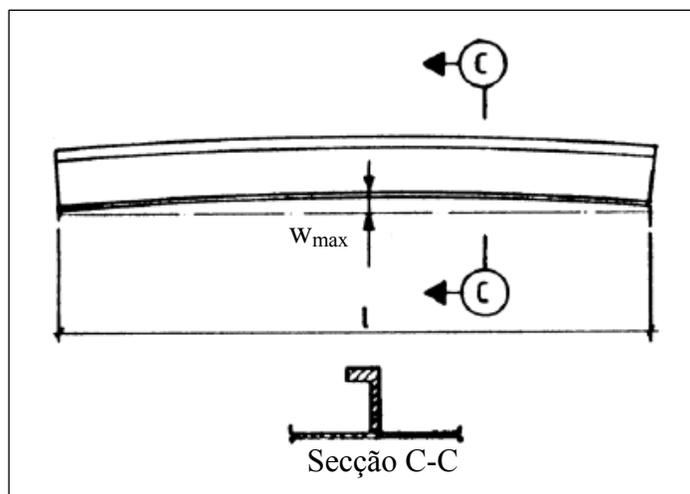


Figura 5.44. Tolerância máxima para a alma do reforço permitida pela DNV [24]

Três modelos (12, 13 e 14) foram analisados. A magnitude máxima das imperfeições (w_{\max}) das chapas entre reforços adotadas para os três modelos foi de 3,125 mm e 1 semi-onda de modo de imperfeição inicial na direção longitudinal ($m=1$) e transversal ($n=1$) foi considerada. O modelo 12 possui como magnitude máxima de imperfeição da alma do reforço, como adotado para os modelos anteriores, o valor de 1,5 mm e uma semi-onda na direção longitudinal ($m=1$) e transversal ($n=1$). O modelo 13, com base na equação (5.5), possui como magnitude máxima da imperfeição da alma do reforço o valor de 4,5 mm, apresentando também uma semi-onda na direção longitudinal ($m=1$) e transversal ($n=1$). O modelo 14 apresenta a mesma magnitude de imperfeição máxima para o reforço que o modelo 13, porém com seis semi-ondas na direção longitudinal ($m=6$) e uma semi-onda na direção transversal ($n=1$).

Os valores obtidos para a carga máxima de flambagem foram praticamente coincidentes. O maior e o menor valor de carga foram obtidos para o modelo 12 (reforço

com 1 semi-onda e $w_{\max} = 1,5$ mm, 10.841,1 kN) e modelo 14 (reforço com 6 semi-ondas e $w_{\max} = 4,5$ mm , 10.752,7 kN), respectivamente, o que representa uma queda da maior carga para a menor de apenas 0,82%. Os valores máximos de tensão entre as chapas entre reforços foram praticamente coincidentes para os três modelos. Em relação à capacidade dos reforços, a maior variação ocorreu para a tensão máxima compressiva média longitudinal (σ_{mL}) do reforço 2 (na Figura 5.43 os reforços são numerados da direita para a esquerda na ordem crescente) do modelo 14 que foi inferior aos modelos 12 e 13 de aproximadamente 2%. Os modelos 12 e 13 apresentaram praticamente o mesmo valor para a tensão máxima do reforço 2.

Em relação ao modo de pós-colapso os três modelos (12, 13 e 14) apresentaram o mesmo modo. A Figura 5.45 ilustra o modo de pós-colapso do modelo 13.

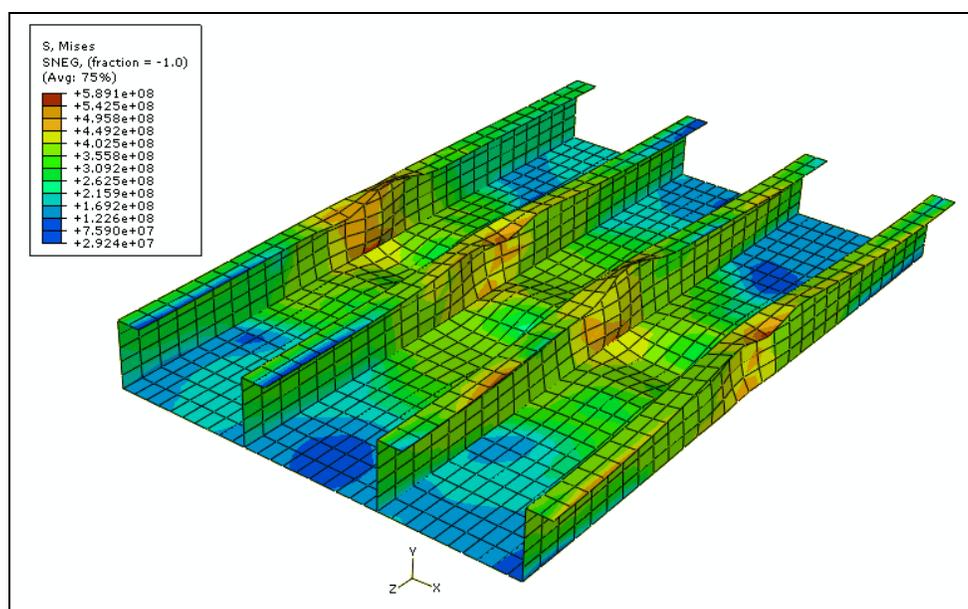


Figura 5.45. Modo de pós-colapso do modelo 13, coincidente aos modelos 12 e 14

5.5. Influência das imperfeições geométricas iniciais das chapas entre reforços

Com o objetivo de verificar a influência do modo das imperfeições geométricas iniciais das chapas entre reforços longitudinais, mais dois modelos simplificados de painel enrijecido, conforme Figura 5.34, foram adotados. Os modelos 15 e 16 são idênticos ao

modelo 7, porém com cinco ($m=5$) e seis ($m=6$) semi-ondas na direção longitudinal das chapas entre reforços, respectivamente.

A Figura 5.46 mostra a curva força versus deslocamento axial para os modelos de painel enrijecidos simplificados 7, 15 e 16. A carga máxima atingida pelo modelo 7 foi de 10.863 kN. O modelo 15 apresentou praticamente o mesmo valor de carga máxima (10.863,9 kN) e o modelo 16 apresentou uma carga máxima inferior em relação ao modelo 7 de 2,8%. Porém, uma variação significativa ocorreu para o deslocamento correspondente à máxima capacidade de carga, em que os modelos 7, 15 e 16 apresentaram 8,79, 9,92 e 10,24 mm, respectivamente.

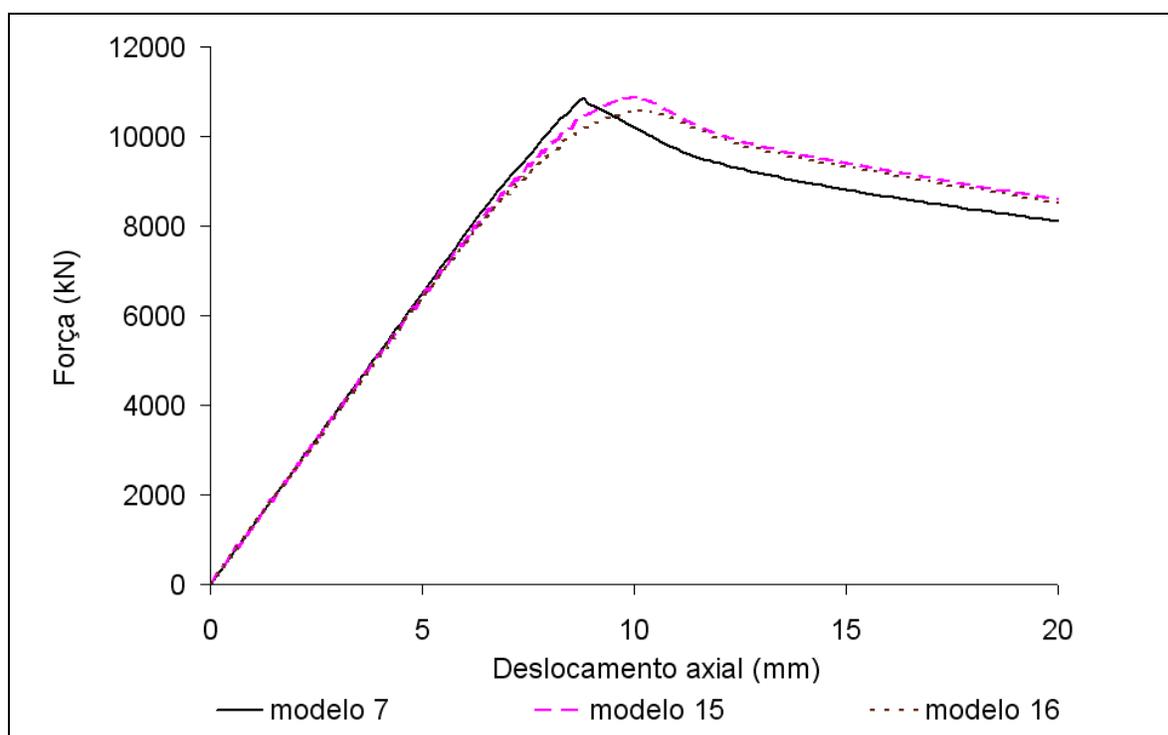


Figura 5.46. Curva força versus deslocamento para os modelos 7, 15 e 16

A Figura 5.47 apresenta as curvas de tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para a chapa central entre os reforços transversais para os modelos 7, 15 e 16. Os valores obtidos para os modelos 7 e 15 foram 293,2 e 291 N/mm², respectivamente. A maior queda da tensão de colapso ocorreu

para o modelo 16, 7,37% em relação ao modelo 7. Os modelos 15 e 16 colapsaram com o mesmo deslocamento, 9,728 mm, superior em relação ao modelo 7 em 11,76%.

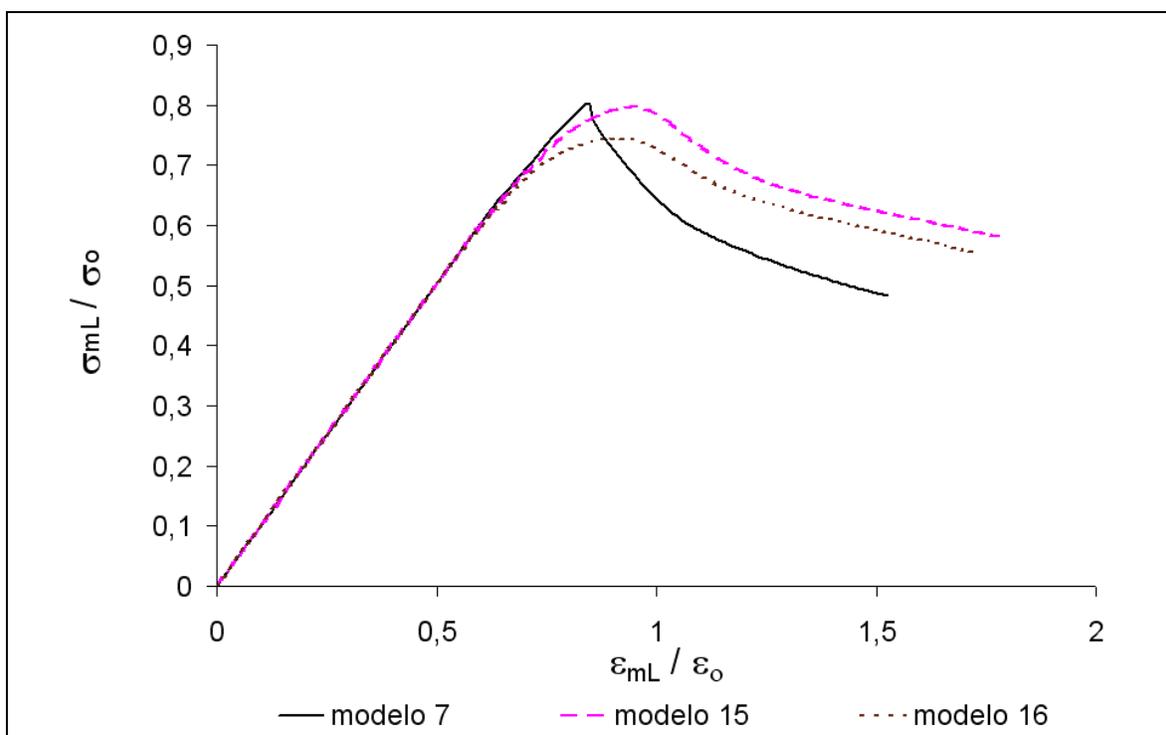


Figura 5.47. Curvas tensão-deformação para a chapa central entre reforços longitudinais e transversais dos modelos 7, 15 e 16

A partir das análises realizadas nos 7 modelos de painel enrijecido simplificados com reforço transversal (modelos de 7 à 11 e 15 e 16), pode-se verificar que o modo da imperfeição geométrica inicial na chapa entre reforços longitudinais apresenta um efeito deletério mais significativo na resistência última do painel enrijecido em relação às imperfeições geométricas iniciais nos reforços longitudinais.

Complementando o estudo da influência do modo das imperfeições geométricas iniciais em chapas entre reforços, chapas isoladas foram analisadas para as condições de contorno simplesmente apoiada (chapa-sa) e simplesmente engastada (chapa-se), conforme ilustrado na Figura 5.48. A geometria da chapa é a mesma que a adotada para os modelos de coluna apresentados anteriormente, com espessura de 11,1 mm e razão de aspecto de 4,8 ($a = 3000$ mm e $b = 625$). As imperfeições geométricas iniciais das chapas foram representadas pela distribuição senoidal fornecida pela expressão (4.1). As chapas

analisadas apresentam 3 modos de imperfeição inicial, 1 semi-onda ($m=1$), 5 semi-ondas ($m=5$) e 6 semi-ondas ($m=6$) na direção longitudinal e 1 semi-onda ($n=1$) na direção transversal. Para todas as chapas analisadas a magnitude da imperfeição máxima adotada (w_{max}) foi de 3,125 mm. No bordo onde a carga compressiva é aplicada ($x = 0$) as seguintes condições de contorno foram adotadas: $U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$. Para o bordo ($z = 0$ e $z = b$) foram adotadas as seguintes condições para apoio e engaste respectivamente: $U_y = U_z = 0$ e $\theta_y = \theta_z = 0$; e $U_y = U_z = 0$ e $\theta_x = \theta_y = \theta_z = 0$.

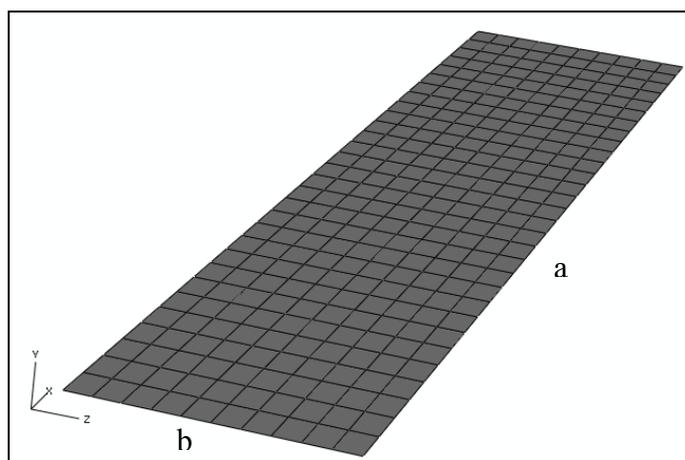


Figura 5.48. Chapa isolada

A Figura 5.49 ilustra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para as chapas com modo de imperfeição inicial de 1, 5 e 6 semi-ondas para a condição de bordo apoiado. A tensão de colapso da chapa com 1 semi-onda de imperfeição inicial foi de 279,5 N/mm². Os valores máximos de tensão obtidos para os modelos com 5 e 6 semi-ondas de imperfeição inicial foram inferiores ao modelo com 1 semi-onda de 15,09% e 19,51%, respectivamente. Em relação ao deslocamento correspondente a tensão de colapso, o valor obtido para a chapa com 1 semi-onda foi de 4,198 mm. Os valores obtidos para os modelos com 5 e 6 semi-ondas foram superiores ao valor de 1 semi-onda em 49,4% e 43,3%, respectivamente.

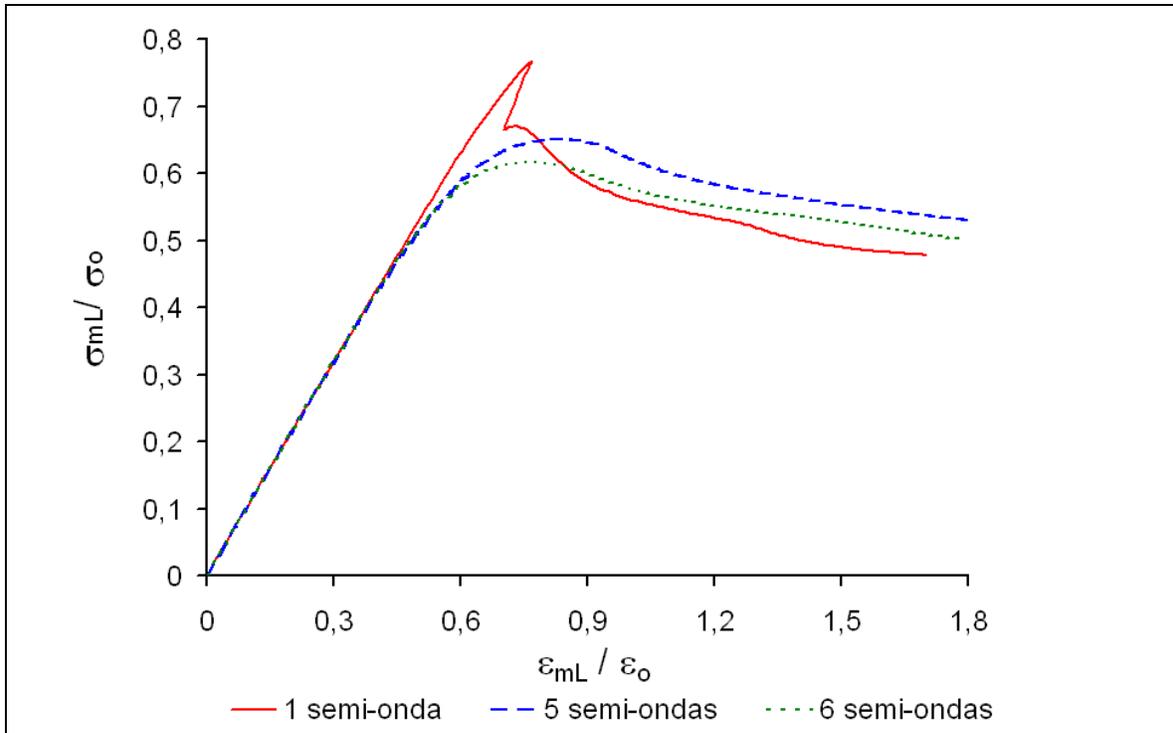


Figura 5.49. Curva tensão-deformação para a chapa simplesmente apoiada, chapa-sa

A Figura 5.50 ilustra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para as chapas com modo de imperfeição inicial de 1, 5 e 6 semi-ondas para a condição de bordo engastado. A tensão de colapso da chapa com 1 semi-onda de imperfeição inicial foi de 333,69 N/mm². Os valores máximos de tensão obtidos para os modelos com 5 e 6 semi-ondas de imperfeição inicial foram inferiores ao modelo com 1 semi-onda de 14,76% e 19,69%, respectivamente. Em relação ao deslocamento correspondente a tensão de colapso, o valor obtido para a chapa com 1 semi-onda foi de 4,864 mm. Os valores obtidos para os modelos com 5 e 6 semi-ondas foram idênticos, superiores ao valor de 1 semi-onda em 21,05%.

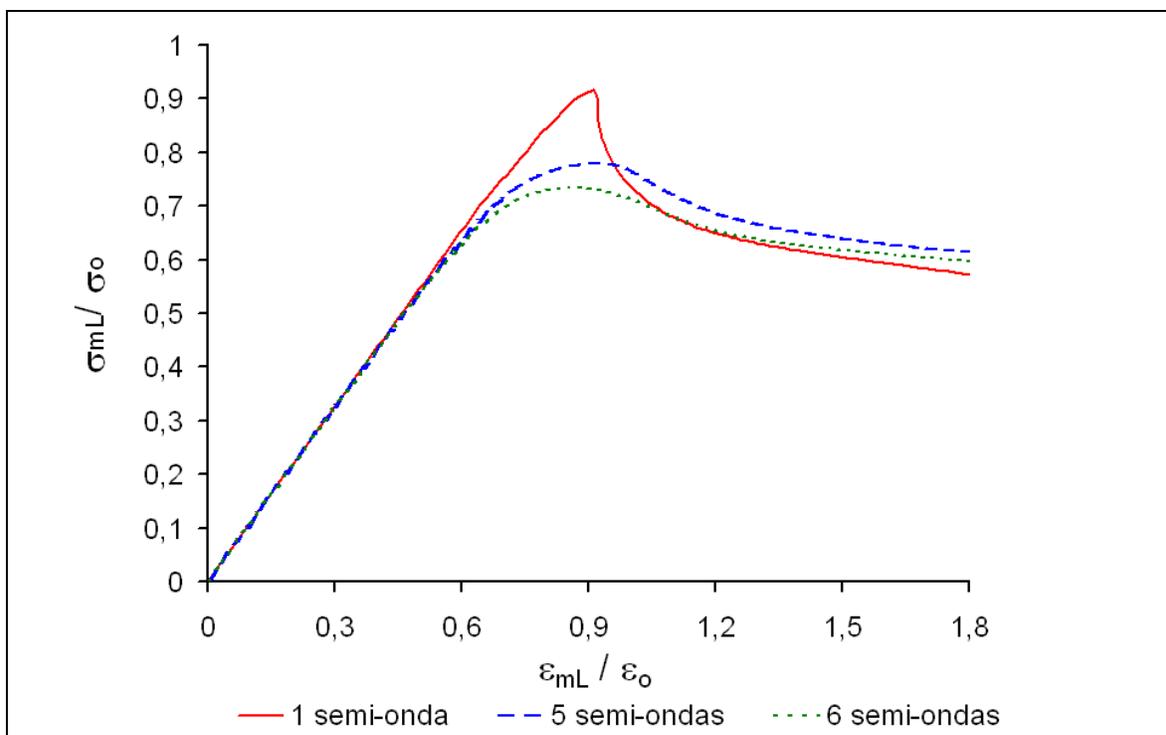


Figura 5.50. Curva tensão-deformação para a chapa simplesmente engastada, chapa-se

Os resultados apresentados mostram que para chapas isoladas o modo de imperfeição inicial apresenta grande influência na capacidade de carga da estrutura. Porém, quando são inseridos no modelo reforços longitudinais e transversais a variação na capacidade de carga devido ao modo inicial da imperfeição é menos significativa do que quando comparadas com as chapas isoladas.

5.6. Comparação dos resultados numéricos com recomendações de sociedade classificadora e equações analíticas

O presente tópico trata de uma comparação dos resultados encontrados para a resistência última de chapas isoladas pelo método dos elementos finitos (MEF) com as recomendações da DNV [25] e com a equação de Faulkner [26] e Bryan [27].

As chapas analisadas foram as mesmas utilizadas no estudo do tópico anterior, modo de imperfeição inicial com uma ($m=1$), três ($m=3$), cinco ($m=5$) e seis ($m=6$) semi-ondas na direção longitudinal e uma ($n=1$) semi-onda na direção transversal, espessura de 11,1 mm e razão de aspecto de 4,8. O valor de amplitude máxima de 3,125 mm adotado corresponde a

tolerância máxima permitida pela DNV [24], conforme apresentando anteriormente pela equação (5.4) e Figura 5.19.

O cálculo da tensão última para uma chapa sem reforços sob compressão longitudinal uniforme através das recomendações da DNV [25] é determinado através da equação (5.6).

$$\sigma_{x,Rd} = C_x \cdot \frac{f_y}{\gamma_m} \quad (5.6)$$

onde,

$$C_x = 1 \text{ quando } \bar{\lambda}_p \leq 0,673 \quad (5.7)$$

$$C_x = \frac{(\bar{\lambda}_p - 0,22)}{\bar{\lambda}_p^2} \text{ quando } \bar{\lambda}_p > 0,673 \quad (5.8)$$

onde $\bar{\lambda}_p$ é o coeficiente de esbeltez da placa dado por:

$$\bar{\lambda}_p = \sqrt{\frac{f_y}{f_{cr}}} = 0,525 \frac{s}{t} \sqrt{\frac{f_y}{E}} \quad (5.9)$$

onde,

$\gamma_m = 1,15$, fator do material;

s = espaçamento entre reforços longitudinais;

t = espessura do chapeamento;

f_y = tensão de escoamento;

E = módulo de elasticidade;

f_{cr} = tensão crítica de flambagem da chapa.

Observa-se que para as recomendações da DNV [25] as únicas variáveis que determinam a tensão de flambagem são: espaçamento entre reforços, espessura, tensão de escoamento e módulo de elasticidade.

Faulkner [26] propôs a expressão (5.10) para a determinação da resistência última de chapas.

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_o} = \frac{a_1}{\beta} - \frac{a_2}{\beta^2}, \text{ para } \beta \geq 1 \quad (5.10)$$

As constantes a_1 e a_2 dependem das condições de contorno aplicadas na chapa. Para a condição de apoio os valores são: $a_1 = 2$ e $a_2 = 1$. Para a condição de engaste: $a_1 = 2,25$ e $a_2 = 1,25$.

Um tratamento da estabilidade elástica de placas foi proposto por G. H. Bryan (1891) [27]. Para a tensão crítica de flambagem elástica foi proposta a expressão (5.11).

$$\sigma_{cr} = k \frac{\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (5.11)$$

Onde k é coeficiente de flambagem e para a condição de contorno de bordo apoiado é dado pela expressão (5.12).

$$k = \left(\frac{mb}{a} + \frac{a}{mb} \right)^2 \quad (5.12)$$

Como pode ser observado na equação (5.11), a tensão crítica de flambagem depende do coeficiente de flambagem k . O menor valor de k é obtido derivando-se k em relação à m e igualando-se a zero, conforme equação (5.13).

$$\frac{dk}{dm} = 0 \quad (5.13)$$

A solução da equação (5.13) fornece o seguinte resultado:

$$m = \frac{a}{b} \quad (5.14)$$

O valor mínimo da tensão crítica de flambagem (expressão 5.11) é obtido quando o número de semi-ondas na direção longitudinal é igual à razão de aspecto ($\alpha = a/b$). Assim, o valor mínimo obtido para k é igual a 4. Quando a razão de aspecto não é um número inteiro, o valor de k é obtido através das curvas apresentadas na Figura 5.51. Pode ser observado que o valor de k é maior para razões de aspecto não inteiras, porém essa variação não é relevante para fins de projeto e diminui à medida que se aumenta a razão de aspecto. Como pode ser visualizado na Figura 5.51, para razões de aspecto superiores a 1 o valor mínimo de k tende a 4. Portanto, a equação de Bryan (5.11), na condição de bordo simplesmente apoiado, assume um valor constante para a tensão crítica de flambagem, válido para razões de aspecto superiores a 1. Para valores inferiores a 1, o problema é tratado como uma coluna sob compressão de comprimento a .

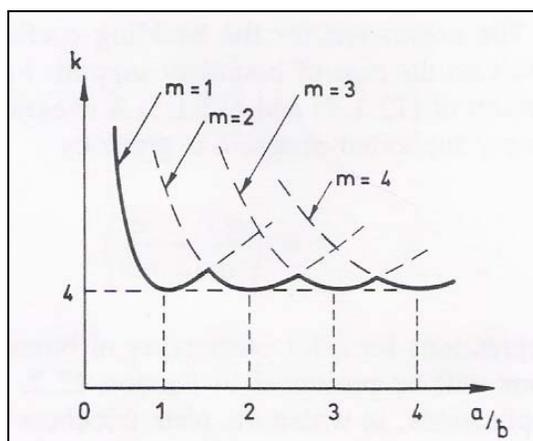


Figura 5.51. Coeficiente de flambagem k versus razão de aspecto α [27]

A Tabela 2 resume os resultados de tensão última (σ_u) obtidos para uma chapa isolada com a condição de bordo apoiado ($\alpha = 4,8$, $w_{\max} = 3,125\text{mm}$, $t = 11,1\text{ mm}$, $\sigma_o = 365\text{ N/mm}^2$, $E = 207.863\text{ N/mm}^2$ e $\nu = 0,3$.) com modo de imperfeição inicial de uma ($m=1$), três ($m=3$), cinco ($m=5$) e seis ($m=6$) semi-ondas na direção longitudinal e uma ($n=1$) semi-onda na direção transversal a partir do método dos elementos finitos (MEF), das recomendações da DNV (equação 5.6), da equação de Faulkner (5.10) e da equação de Bryan (5.11).

Tabela 2: Resumo dos resultados de tensão última obtidos pelo MEF, DNV, Faulkner e Bryan

	σ_u / σ_o			
	1 semi-onda (m=1)	3 semi-ondas (m=3)	5 semi-ondas (m=5)	6 semi-ondas (m=6)
MEF	0,77	0,75	0,65	0,62
DNV	0,58			
Faulkner	0,67			
Bryan	0,65			

5.7. Medições das imperfeições geométricas iniciais em escala real

Medições das imperfeições geométricas iniciais em painéis enrijecidos foram realizadas no estaleiro com a utilização do equipamento de medição *Laser Tracker*, Figura 5.52. É um sistema portátil de medição que utiliza tecnologia a *laser* com acurácia sub-milimétrica.



Figura 5.52. Medições das imperfeições geométricas iniciais em painéis enrijecidos com a utilização do equipamento *Laser Tracker*

Para a execução da medição de uma superfície é necessário o posicionamento de uma esfera de metal sob o alvo a ser medido, como ilustrado nas Figuras 5.53 e 5.54.



Figura 5.53. Medição de uma superfície com a utilização do equipamento *Laser Tracker*



Figura 5.54. Posicionamento da esfera de metal sob o alvo a ser medido

As imperfeições medidas foram realizadas em painel enrijecido de navio. Para sua utilização nas chapas que compõem o modelo da plataforma algumas adaptações foram adotadas. Inicialmente foi realizado ajuste das medidas de largura, comprimento e magnitude das imperfeições através da expressão (5.15) para a geometria da chapa da plataforma.

$$w_{novo} = \frac{w_{max_adotado}}{w_{max_estaleiro}} \times w_{estaleiro} \quad (5.15)$$

Os valores de w_{max} adotados foram: 1,54 mm, 3,125 mm e 10,04 mm.

Finalizada a aquisição de dados com o equipamento *Laser Tracker*, a nuvem de pontos é exportada para o programa Verisurf [22] para a geração de superfície. A Figura 5.55 ilustra uma chapa entre reforços medida no estaleiro com imperfeição amplificada 50 vezes. Como pode ser observado, as imperfeições se aproximam de duas semi-ondas ($m=2$) na direção longitudinal e uma semi-onda ($n=1$) na direção transversal. Com a superfície gerada, esta é exportada para o programa de elementos finitos ABAQUS [20].

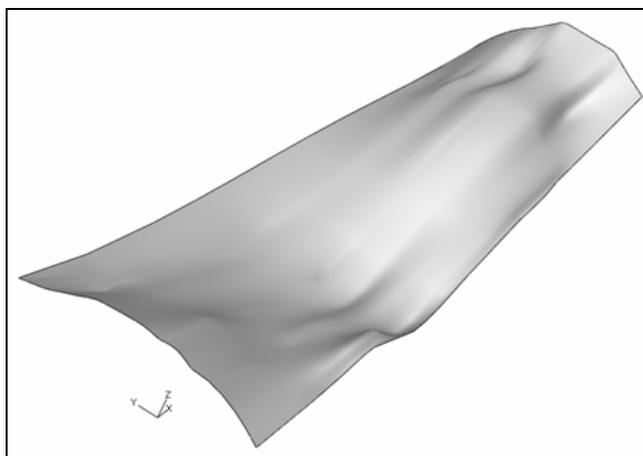


Figura 5.55. Chapa entre reforços medida no estaleiro com imperfeição amplificada de 50 vezes

Inicialmente foi feita uma comparação dos resultados obtidos para chapas isoladas com imperfeições geométricas iniciais reais medidas no estaleiro e imperfeições geométricas iniciais idealizadas pela equação (4.1), ambas com mesma magnitude (w_{max}) de 3,125 mm. Para o estudo foram consideradas para os bordos das chapas as condições de bordo simplesmente apoiado e engastado.

A Figura 5.56 ilustra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ε_{mL}) para as chapas com modo de imperfeição inicial real (medida no estaleiro) e as imperfeições idealizadas com 1, 2, 3, 5 e 6 semi-ondas para a condição de bordo apoiado. As chapas com imperfeições idealizadas com modo inicial de uma ($m=1$), duas ($m=2$) e três ($m=3$) semi-ondas apresentaram a tensão de colapso superior em relação à chapa com imperfeição real de 12,25%, 8,59% e 9,88%, respectivamente. As chapas com modo de imperfeição inicial de cinco ($m=5$) e seis ($m=6$) apresentaram quedas no valor da tensão de colapso em relação à chapa com imperfeição real de 4,69% e 9,65%, respectivamente.

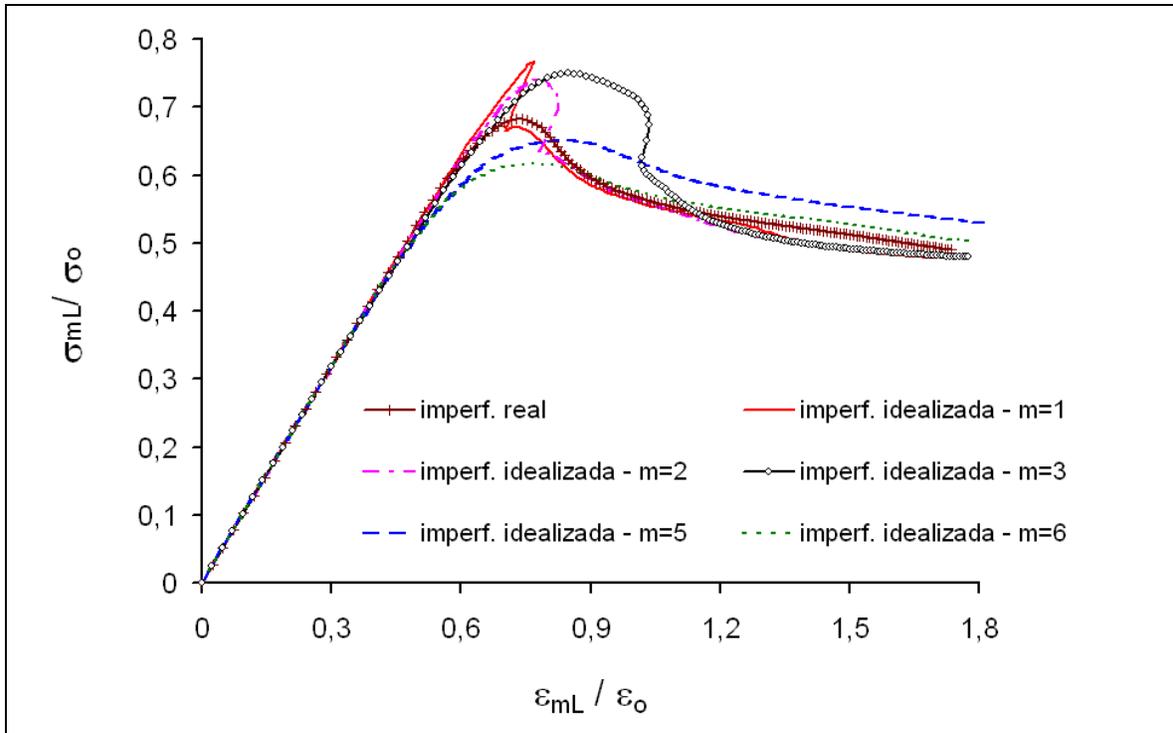


Figura 5.56. Curva tensão-deformação para chapas isoladas para a condição de bordo apoiado, comparação da imperfeição real com a idealizada

A Figura 5.57 ilustra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ε_{mL}) para as chapas com modo de imperfeição inicial real (medida no estaleiro) e as imperfeições idealizadas com 1, 2, 3, 5 e 6 semi-ondas para a condição de bordo engastado. As chapas com imperfeições idealizadas com modo inicial de uma ($m=1$), duas ($m=2$) e três ($m=3$) semi-ondas apresentaram a tensão de colapso superior em relação à chapa com imperfeição real de 6,19%, 4,02% e 2,49%, respectivamente. As chapas com modo de imperfeição inicial de cinco ($m=5$) e seis ($m=6$) apresentaram quedas no valor da tensão de colapso em relação à chapa com imperfeição real de 9,49% e 14,71%, respectivamente.

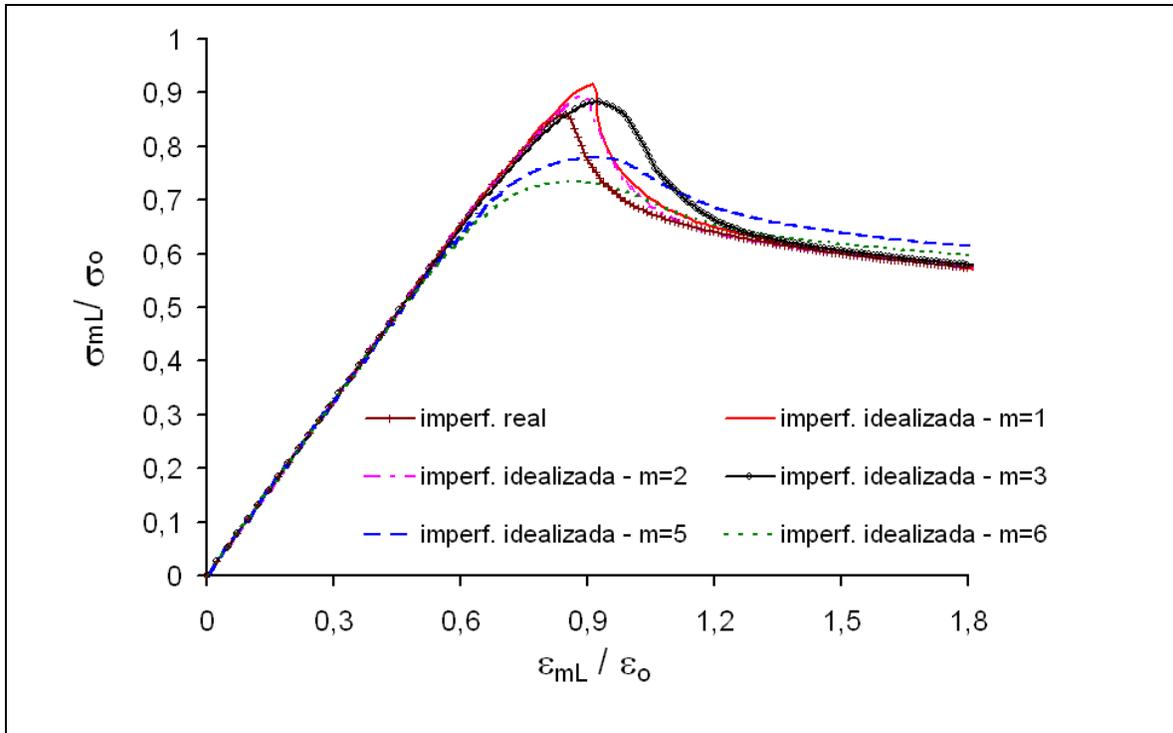


Figura 5.57. Curva tensão-deformação para chapas isoladas para a condição de bordo engastado, comparação da imperfeição real com a idealizada

Como pode ser observado, as maiores variações da tensão de colapso dos resultados obtidos das chapas com imperfeições idealizadas em relação à chapa com imperfeição real ocorreram para as chapas com uma semi-onda na condição de bordo apoiado, 12,25% superior, e para seis semi-ondas na condição de bordo engastado, 14,71% inferior.

As Figuras 5.58 e 5.59 ilustram o modo de pós-colapso para as chapas para a condição de bordo apoiado com uma ($m=1$) semi-onda de imperfeição inicial e imperfeição real, respectivamente. Os modos de pós-colapso foram distintos, no modelo com 1 semi-onda (imperfeição idealizada) a flambagem ocorreu mais próxima ao centro da chapa, enquanto na chapa com imperfeição real a falha ocorreu mais próximo ao bordo superior.

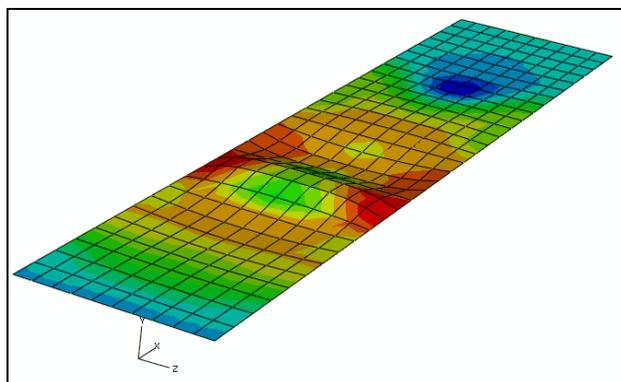


Figura 5.58. Modo de pós-colapso para a chapa com 1 semi-onda de imperfeição inicial, bordo apoiado

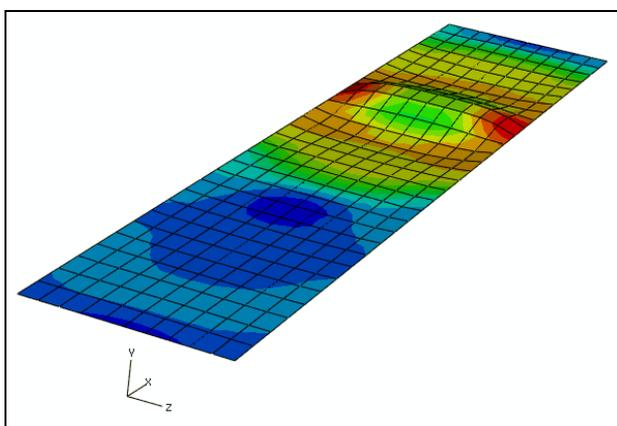


Figura 5.59. Modo de pós-colapso para a chapa com imperfeição real, bordo apoiado

A Figura 5.60 ilustra para a chapa com imperfeição real para a condição de bordo apoiado a distribuição da deformação plástica equivalente no tempo correspondente à tensão compressiva média longitudinal máxima. Como pode ser observado, apenas alguns pontos da chapa apresentam deformação plástica e com valores pequenos (maiores valores na ordem de $1,66e-03$). É nessa região em que se inicia a plastificação que ocorre a flambagem, como pode ser visto na Figura anterior 5.59.

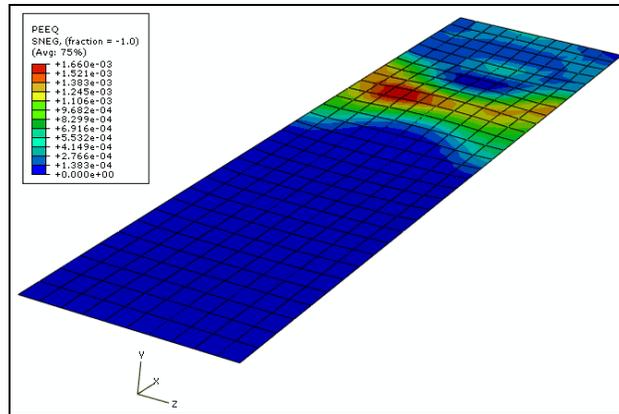


Figura 5.60. Distribuição da deformação plástica equivalente para a chapa com imperfeição real, condição de bordo apoiado

As Figuras 5.61 e 5.62 ilustram o modo de pós-colapso para as chapas para a condição de bordo engastado com seis ($m=6$) semi-ondas de imperfeição inicial e imperfeição real, respectivamente. Como havia acontecido para a condição de bordo apoiado, a chapa com imperfeição idealizada apresentou uma falha mais próxima ao centro da chapa, enquanto a chapa com imperfeição real apresentou a flambagem próxima ao bordo superior.

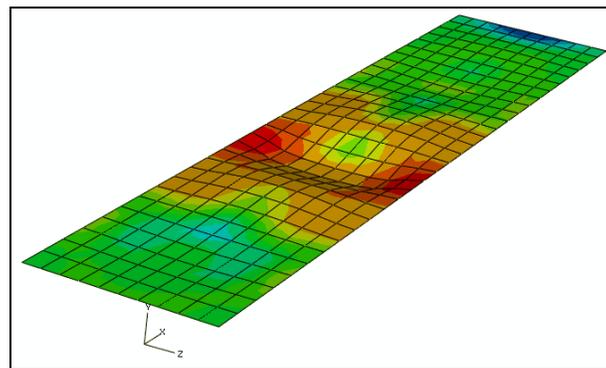


Figura 5.61. Modo de pós-colapso para a chapa com 6 semi-ondas de imperfeição inicial, bordo engastado

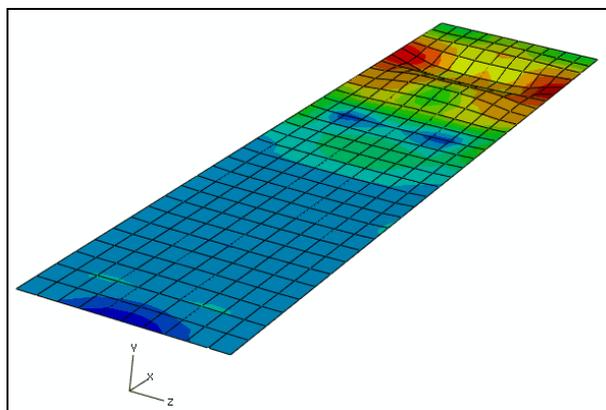


Figura 5.62. Modo de pós-colapso para a chapa com imperfeição real, bordo engastado

A etapa seguinte da pesquisa foi inserir as imperfeições medidas no estaleiro no modelo de painel enrijecido simplificado apresentado no tópico 5.4, conforme ilustrado na Figura 5.34. Foram analisados 3 modelos (17, 18 e 19). As magnitudes máximas das imperfeições (w_{\max}) entre reforços adotadas para os modelos foram de 1,54 mm, 3,125 mm e 10,04 mm, respectivamente. Os reforços longitudinais e transversais não possuem imperfeições iniciais. Para comparação com as imperfeições reais foram analisados mais 3 modelos de painel enrijecido simplificados (modelos 20, 7 e 21) com as mesmas magnitudes máximas dos modelos anteriores, porém com a imperfeição geométrica inicial idealizada pela equação (4.1). Foi adotada uma semi-onda na direção longitudinal e transversal.

A Figura 5.63 representa as curvas força versus deslocamento axial para os modelos com imperfeições reais 17, 18 e 19. Como pode ser observado, a carga máxima foi praticamente a mesma para os 3 modelos. O modelo com a maior carga de flambagem foi o modelo 19 com 10.938 kN. A variação em relação ao modelo que apresentou a menor carga máxima (modelo 17) foi de 2%. Os modelos 17 e 18 apresentaram curvas coincidentes, apresentando deslocamento correspondente à carga máxima de 8,96 mm. O modelo 19 apresentou para o deslocamento correspondente à carga máxima um valor superior em relação aos modelos 17 e 18 de 8,93%.

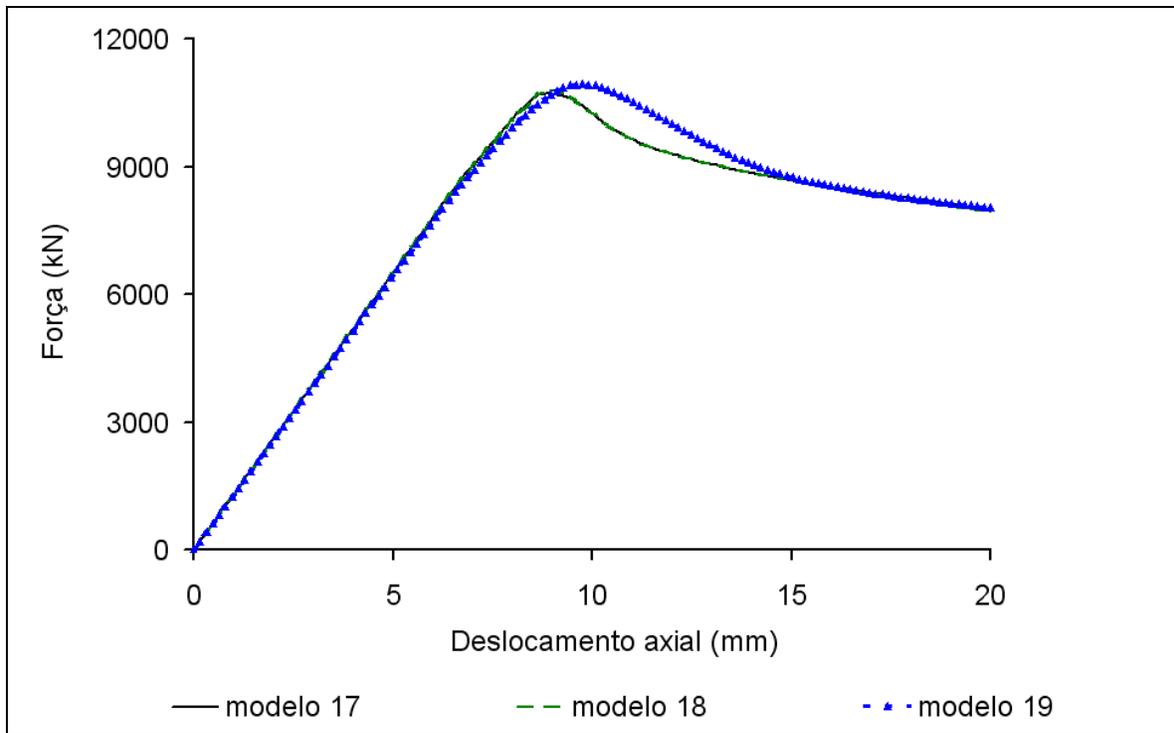


Figura 5.63. Força versus deslocamento para os modelos com imperfeições reais

O modo de pós-colapso dos modelos 17 e 18 foram praticamente idênticos. A Figura 5.64 ilustra o modo de pós-colapso do modelo 18 ($w_{\max} = 3,125$ mm). Já o modelo 19 não apresentou a falha entre os reforços transversais, como ilustrado na Figura 5.65. A falha ocorreu nas chapas com menores magnitudes de imperfeições geométricas iniciais. Conforme descrito no tópico 5.1 para a razão de aspecto da chapa analisada ($\alpha = 4,8$) o aumento da magnitude da imperfeição representa um respectivo aumento na capacidade de carga.

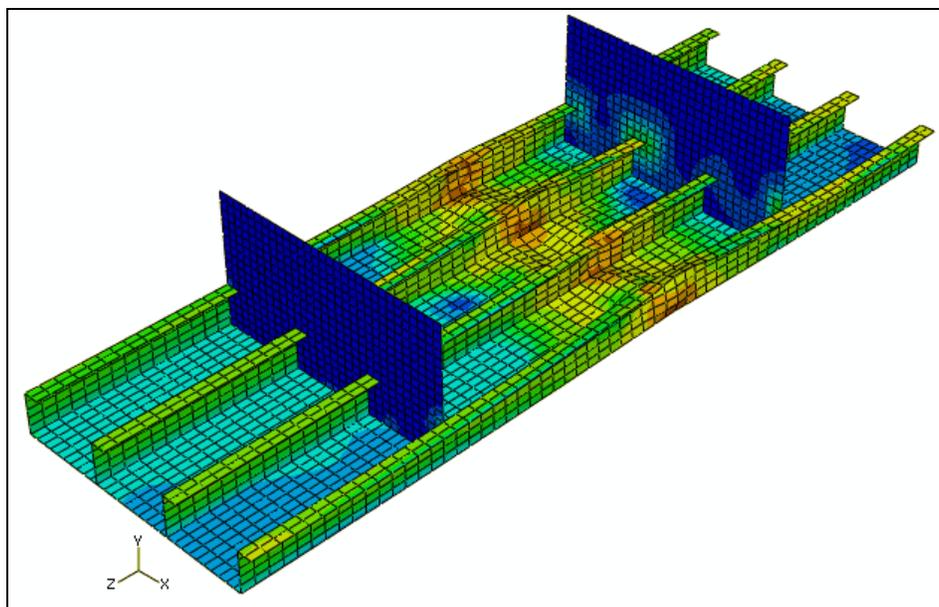


Figura 5.64. Modo de pós-colapso, modelo 18 ($w_{\max} = 3,125 \text{ mm}$)

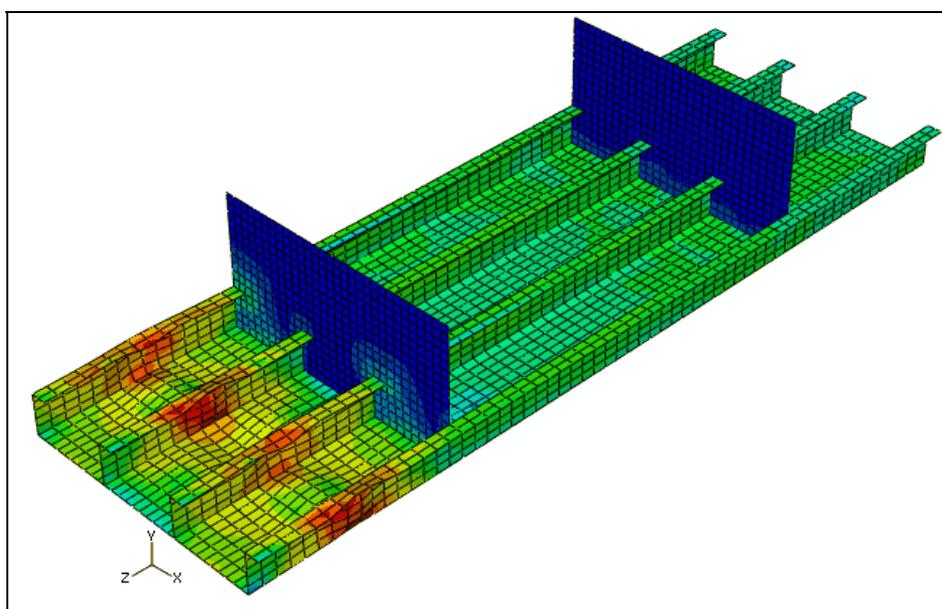


Figura 5.65. Modo de pós-colapso, modelo 19 ($w_{\max} = 10,04 \text{ mm}$)

Os modelos com as imperfeições geométricas idealizadas (modelos 20, 7 e 21) apresentaram valores de carga máxima praticamente idênticos aos valores obtidos para os modelos 17, 18 e 19. Os valores obtidos foram ligeiramente superiores aos valores encontrados nos modelos com imperfeições reais, a maior variação foi para o modelo 21, 1,87% superior em relação ao modelo 19.

Em relação ao modo de pós-colapso os modelos com imperfeições idealizadas (modelos 20, 7 e 21) apresentaram diferenças em relação aos modelos 17, 18 e 19, o modo de flambagem no sentido contrário aos modelos com as imperfeições reais. Os modos do modelo 20 e 7 foram praticamente os mesmos e como havia acontecido no modelo 19 a flambagem no modelo 21 também ocorreu nas chapas de menores magnitudes de imperfeição. Como pode ser observado na Figura 5.66, o modo de pós-colapso para o modelo 7 ($w_{\max} = 3,125$ mm) na chapa central apresentou o modo de flambagem no sentido contrário aos modelos com as imperfeições reais.

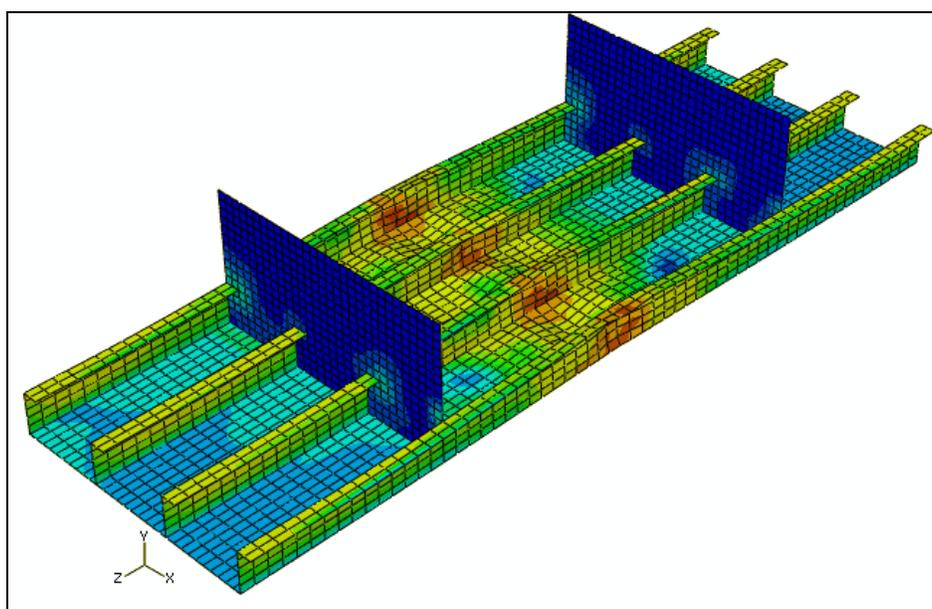


Figura 5.66. Modo de pós-colapso, modelo 7 ($w_{\max} = 3,125$ mm)

A Figura 5.67 mostra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para as chapas centrais do modelo 17 (imperfeição real) e modelo 20 (imperfeição idealizada) para a magnitude de imperfeição geométrica inicial de 1,54 mm. O comportamento das curvas foi similar, com a tensão máxima compressiva média longitudinal do modelo com imperfeição idealizada com o valor de 293,83 N/mm² e com um respectivo deslocamento de 8,78 mm. Superiores em relação ao modelo com imperfeição real de 2,41 % e 2,38% em comparação com a tensão máxima compressiva média longitudinal e seu deslocamento no momento do colapso, respectivamente.

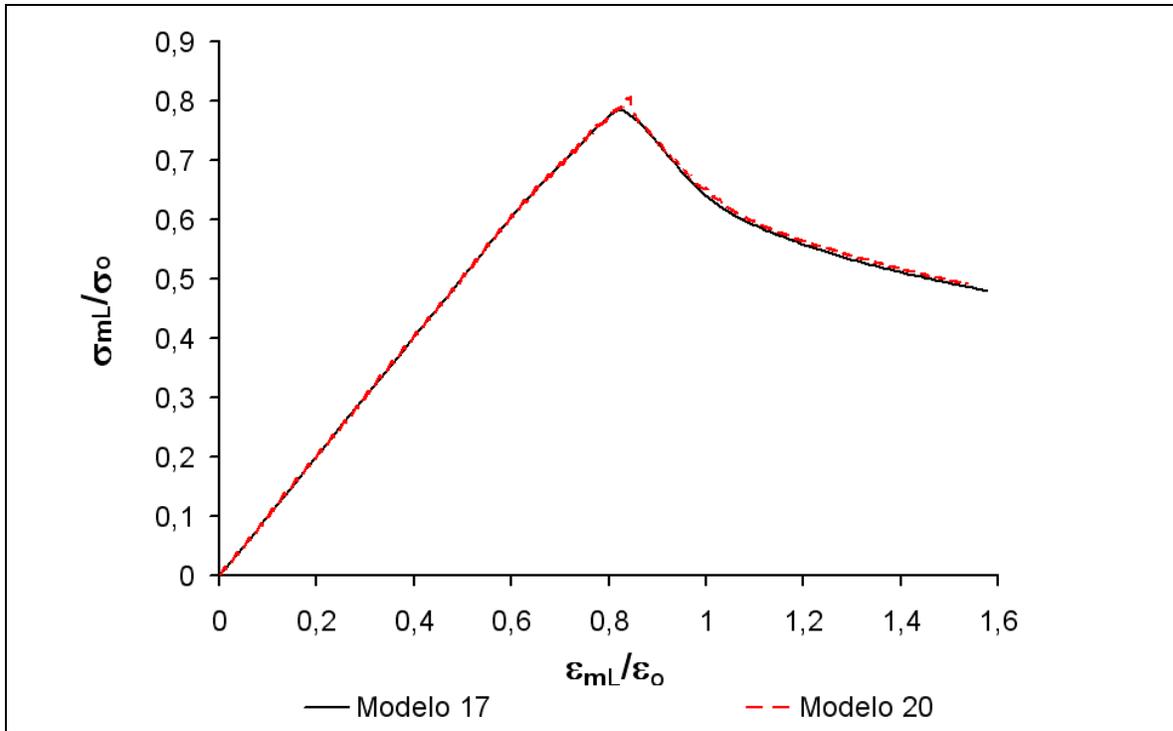


Figura 5.67. Curva tensão versus deformação para a chapa central, modelo 17 e 20

A Figura 5.68 mostra a curva tensão compressiva média longitudinal (σ_{mL}) versus deformação compressiva média longitudinal (ϵ_{mL}) para as chapas centrais do modelo 18 (imperfeição real) e modelo 7 (imperfeição idealizada) para a magnitude de imperfeição geométrica inicial de 3,125 mm. O comportamento das curvas foi similar, com a tensão máxima compressiva média longitudinal da chapa central do modelo com imperfeição idealizada com o valor de 293 N/mm², superior em 1,65 % em relação ao modelo com a imperfeição real.

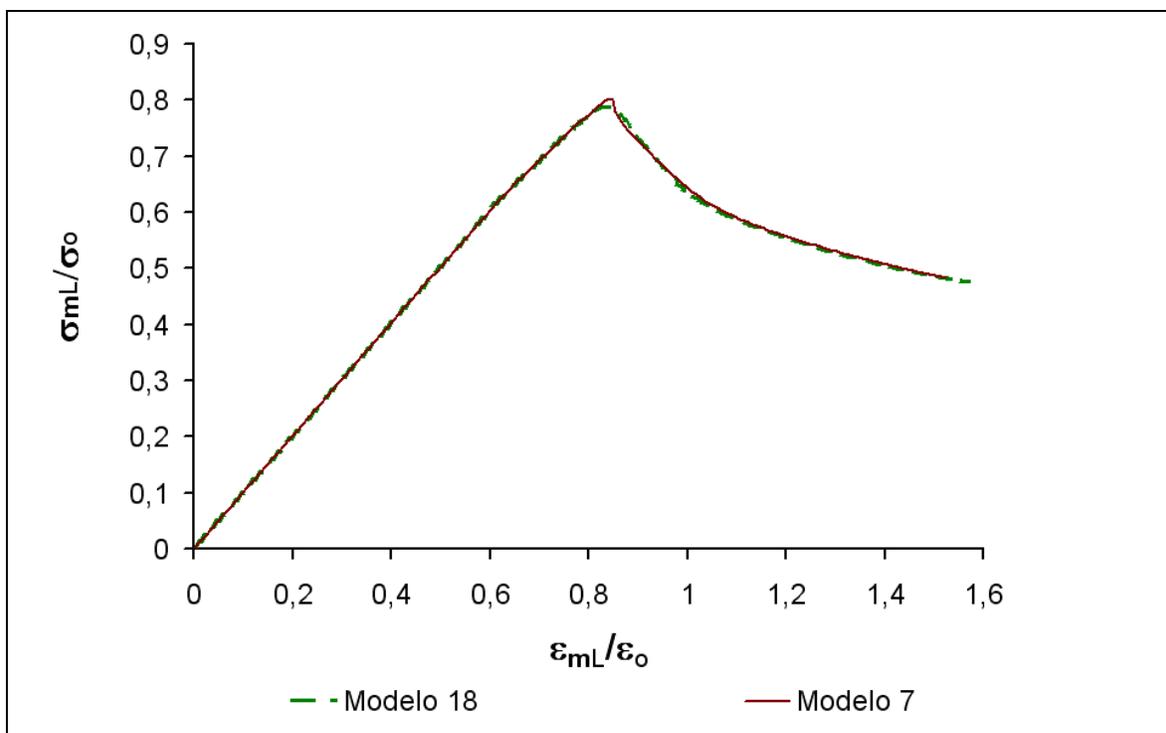


Figura 5.68. Curva tensão versus deformação para a chapa central, modelo 18 e 7

Os resultados apresentados mostram que para chapas isoladas o modo de imperfeição inicial apresenta maior influência na capacidade de carga da estrutura do que quando inseridas em um modelo de painel enrijecido com reforços longitudinais e transversais. Para as chapas isoladas as maiores variações da tensão de colapso dos resultados obtidos das chapas com imperfeições idealizadas ($m=1$ e $w_{\max}=3,125$ mm) em relação à chapa com imperfeição real (medição do estaleiro e $w_{\max}=3,125$ mm) para a condição de bordo apoiado e engastado foram de 12,25 % e 6,19 % superiores em relação ao modelo com imperfeição real, respectivamente. Para os modelos de painel enrijecido simplificado ($w_{\max}=3,125$ mm), a maior variação de tensão compressiva média longitudinal da chapa central foi de 1,65%, modelo 7 (imperfeição idealizada) superior em relação ao modelo 18 (imperfeição real).

Capítulo 6

Considerações Finais

6.1. Conclusões

Um estudo de correlação numérico-experimental foi realizado com o objetivo de aferir o modelo numérico a ser usado na avaliação da resistência última de painéis enrijecidos em escala real. Foram fabricados modelos reduzidos de aço de painéis das colunas de plataforma semi-submersível, utilizando-se técnicas especiais para manter as imperfeições geométricas iniciais equivalentes em escala ao protótipo.

O estudo da influência da magnitude e modo das imperfeições geométricas iniciais em chapas isoladas e entre reforços sob compressão uniaxial, utilizando o método dos elementos finitos, incorporando diferentes razões de aspecto, condições de contorno, magnitudes e modos das imperfeições geométricas confirmaram a influência destes parâmetros na carga de flambagem. Porém, o fator que se mostrou de maior importância e efeito deletério na capacidade de carga foi o modo da imperfeição inicial. Distorções iniciais que não coincidem com o modo natural de flambagem têm o efeito de aumentar a resistência ao colapso, enquanto aquelas que coincidem geram os menores valores da tensão compressiva de flambagem.

O estudo da influência de diferentes distribuições de imperfeições geométricas iniciais no comportamento de flambagem de um segmento de coluna de plataforma semi-submersível representado por um arranjo estrutural entre reforços transversais foi realizado, baseado no método dos elementos finitos.

As novas plataformas semi-submersíveis de grande porte têm sido projetadas com colunas de seção quadrada e arranjo estrutural constituído de painéis planos enrijecidos longitudinalmente, com placas curvas nos *corners*. O modo da distribuição inicial das imperfeições geométricas é um parâmetro de grande influência na seqüência de falha e na tensão de flambagem das chapas entre reforços. No modelo do segmento de coluna com

modo de imperfeição geométrica inicial das chapas entre reforços com 5 semi-ondas (modo natural de flambagem de um painel enrijecido) e 6 semi-ondas (modo natural de flambagem de uma chapa isolada na condição de bordo engastado), a primeira região a falhar foi a região com as placas curvas, em contraste com os demais modelos em que esta região foi a última a falhar. No modelo com 5 semi-ondas de imperfeição inicial a primeira placa a falhar foi com uma tensão compressiva média longitudinal de 255N/mm^2 e deslocamento de 8,55 mm, enquanto para os modelos com 1 semi-onda e 3 semi-ondas e mesma magnitude de imperfeição inicial a mesma placa foi a última a falhar com uma tensão de flambagem de 336 N/mm^2 e deslocamento de 11,87 mm. Essa diferença implica no decréscimo de 24,1% e 28% para tensão e deslocamento, respectivamente.

Apesar da variação de seqüência de falha e de carga de flambagem entre as chapas entre reforços, a capacidade de carga axial de toda a estrutura é praticamente a mesma, mostrando a influência dos reforços longitudinais e transversais na carga total de flambagem da estrutura. Porém uma variação significativa ocorreu em relação ao deslocamento sofrido no momento do colapso pelos modelos com imperfeição inicial de 5 e 6 semi-ondas. A carga de flambagem é praticamente a mesma para os modelos 2 (1 semi-onda de imperfeição inicial, 164.152 kN) e 4 (3 semi-ondas de imperfeição inicial, 164.155 kN) e uma pequena queda para o modelo 5 (5 semi-ondas de imperfeição inicial, 162.430 kN), 1,05% em relação ao modelo 2. Porém, o modelo 5 possui um deslocamento de 10,56 mm enquanto os modelos 2 e 4 possuem 9,44 mm e 9,12 mm, respectivamente. O modelo 6 (6 semi-ondas de imperfeição inicial) foi o que apresentou a menor carga de flambagem, 157.867 kN, uma queda em relação ao modelo 2 de 3,83%, com um deslocamento de 10,08 mm.

Estudo em modelos de painel enrijecido simplificado sobre a influência das imperfeições geométricas iniciais dos reforços longitudinais e das chapas entre reforços na capacidade de carga de painel enrijecido foi realizado. A partir das análises realizadas, pode-se verificar que o modo da imperfeição geométrica inicial na chapa entre reforços longitudinais apresenta um efeito deletério mais significativo na resistência última do painel enrijecido, se comparado às imperfeições geométricas iniciais nos reforços longitudinais.

Complementando o estudo da influência do modo das imperfeições geométricas iniciais em chapas entre reforços, chapas isoladas foram analisadas para as condições de contorno simplesmente apoiada e engastada. Os resultados apresentados mostram que, para chapas isoladas, o modo de imperfeição inicial apresenta grande influência na capacidade de carga da estrutura. Porém, quando são inseridos no modelo reforços longitudinais e transversais, a variação na capacidade de carga devido ao modo inicial da imperfeição é menos significativa do que quando comparadas com as chapas isoladas.

Medições no estaleiro em escala real de painéis enrijecidos de estruturas oceânicas durante a fase de construção foram realizadas e inseridas em modelos numéricos simplificados de painéis enrijecidos, com o objetivo de melhor entender o mecanismo de falha por flambagem. A associação dos modelos numéricos, apresentados neste trabalho, com os novos equipamentos disponíveis para medição com alta acurácia dimensional das distorções dos painéis, pode representar um avanço significativo na determinação do comportamento de flambagem em estruturas oceânicas.

Aspectos relacionados com a interação entre projeto e construção poderão ser explorados mais efetivamente. O melhor controle das distorções durante a fabricação permitirá ao projetista propor um arranjo estrutural com maior capacidade de carga, como também reduzir os custos para montagem dos blocos e edificação da estrutura, evitando re-trabalho para correções dimensionais durante a construção.

6.2. Recomendações para trabalhos futuros

Em relação a trabalhos futuros algumas recomendações são sugeridas, como indicado abaixo.

a) Estudos adicionais se fazem necessários para o melhor entendimento dos efeitos de diferentes amplitudes associadas a diferentes modos da distribuição das imperfeições geométricas iniciais. Todavia, deve-se enfatizar a necessidade do desenvolvimento de equações de projeto que incorporem os modos das imperfeições geométricas para a construção de navios e plataformas oceânicas, além das recomendações usuais quanto à magnitude.

b) Realização de um estudo da avaliação da influência das imperfeições geométricas iniciais dos reforços longitudinais na capacidade de carga da estrutura, considerando-se diferentes geometrias dos reforços.

c) Medições em escala real através dos novos equipamentos disponíveis com alta acurácia dimensional da distribuição das imperfeições geométricas iniciais em painéis enrijecidos, incluindo chapas e reforços, para que possam ser incorporadas nos modelos numéricos do segmento de coluna proposto neste trabalho.

d) Realização de novos testes experimentais de compressão em corpos de prova para melhor compreender o comportamento da curva do material sem e com pré-aquecimento sob compressão, para sua posterior utilização nos modelos numéricos para o estudo de correlação numérico-experimental. A influência dos carregamentos de compressão e tração em corpos de prova de aço deve ser discutida em maior detalhe.

Capítulo 7

Referências Bibliográficas

- [1] Soreide, T. H. *Ultimate load analysis of marine structures*. Trondheim, Tapir, 1981.
- [2] Eirik Byklum, Eivind Steen e Jørgen Amdahl. “A semi-analytical model for global buckling and postbuckling analysis of stiffened panels”, *Thin-Walled Structures*, 42, pp.701–717, 2004.
- [3] Jeom Kee Paik e Bong Ju Kim. “Ultimate strength formulations for stiffened panels under combined axial load, in-plane bending and lateral pressure: a benchmark study”, *Thin-Walled Structures*, 40, pp.45–83, 2002.
- [4] Søreide, T. H., Bergan, P. G., Moan, T. “Ultimate collapse behaviour of stiffened plates using alternative finite element formulations”. In: *Steel Plated Structures*, Crosby Lockwood Staples London, pp. 618-637, 1976.
- [5] Faulkner, D. “Compression tests on welded eccentrically stiffened plate panels”. In: *Steel Plated Structures*, Crosby Lockwood Staples London, pp.581-617, 1976.
- [6] Smith, C. S., Kirkwood, W. “Influence of initial deformations and residual stresses on inelastic flexural buckling of stiffened plates and shells”. In: *Steel Plated Structures*, Crosby Lockwood Staples London, pp.838-864, 1976.
- [7] Estefen, S.F., Harding, J. “Ring stiffener behaviour and its interaction with cylindrical panel buckling”. In: *Proceedings Institution of Civil Engineers*, v.75, pp.243-264, 1983.
- [8] Mateus, A. F., Witz, J. A. “Parametric study of the post-buckling behaviour of steel plates”, *Engineering Structures*, 23, pp. 172-185, 2001.
- [9] Pasqualino, I. P., Estefen, S. F., Netto, F. A. “Ultimate strength of ships`panels”. In: *International Shipbuilding Progress*, 48, n.2, pp.103-116, 2001.

[10] Gordo, J. M., Guedes Soares, C. “Efeito das imperfeições geométricas iniciais na resistência de placas”. In: *O Mar Fonte de Desenvolvimento Sustentável, 8AS Jornadas Técnicas de Engenharia Naval*, Edições Salamandra, pp.385-404, 2002.

[11] Bornscheuer, F. W. “The effect of residual stresses on the buckling loads of columns, plates and shells made of steel”. *IW-Doc. XV*, 1987.

[12] Cui, W., Mansour, A. E. “Effects of welding distortions and residual stresses on the ultimate strength of long rectangular plates under uniaxial compression”, *Marine Structures*, 11, pp.251-269, 1998.

[13] Jastrzebski, T. e Kmiecik, M. “Researches Statistiques des Deflexions des Toles d’un Navire”, *Session ATMA*, Paris, 1986.

[14] Kmiecik, M. “The Influence of Imperfections on the Load Carrying Capacity of Plates under Uniaxial Compression”, *Ship Technology Research*, vol. 39, pp.17-27, 1992.

[15] Kmiecik, M., Jastrzebski, T. e Kuzniar, J. “Statistics of ship plating distortions”, *Marine Structures*, 8, n. 2, pp.119-132, 1995.

[16] Okumoto, Y., Matsuzaki, S. “Study of accurancy control of hull structure”, *Journal of Ship Production*, 10, pp.51, 1994.

[17] Steen, E., Byklum, E., Vilming, K. G. e Østvold, T. “Computerized buckling models for ultimate strength assessment of stiffened ship hull panels”. *9th Symposium on Practical Design of Ship and Other Floating structures (PRADS)*, Luebeck-Travemuend, Gemany, pp.235-242, 2004.

[18] Amlashi, H. K. K. e Moan, T. “Ultimate strength analysis of a bulk carrier hull girder under alternate hold loading condition – A case study Part1: Nonlinear finite element modelling and ultimate hull girder capacity”, *Marine Structures*, 21, pp.327-352, 2008.

[19] Gordo, J.M. “Resistência de placas imperfeitas sob compressão axial”. *22º Congresso Nacional de Transporte Aquaviário, Construção Naval e Offshore (SOBENA)*, Rio de Janeiro, Brasil, 2008.

[20] Hibbitt, Karlsson e Sorensen “ABAQUS User`s and Theory Manuals”. Version 6.7-1, 2003.

[21] Castello, X. *Efeitos do processo de instalação na resistência estrutural de duto sanduíche*. Tese de M.Sc., COPPE-UFRJ, Rio de Janeiro, RJ, Brasil, 2005.

[22] Verisurf Software, Inc. 9.1 R26a, 2006.

[23] Chapman, J. C., Smith, C. S., Davidson, P. C., Dowling, P. J. “Recent Developments in Design of Stiffened Plates Structures”, *Advances in Marines Structures*, 2, Elsevier Science Publishers, pp. 529-547, 1991.

[24] Offshore Standard Det Norske Veritas “*DNV-OS-C401, Fabrication and testing of offshore structures*”, 2004.

[25] Recommended Practice, “*DNV-RP-C201, Buckling Strength of Plated Structures*”, October, 2002.

[26] Faulkner D. “A review of effective plating for use in the analysis of stiffened plating in bending and compression”. In: *Journal of Ship Research*, 19 (1), pp.1-17, 1975.

[27] Hughes, F. O. “Buckling and Ultimate Strength of Plates”. *Ship structural design*, chapter 12, The Society of Naval Architects and Marine Engineers, Jersey City, 1988.

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)