

DOUGLAS DE JESUS PINTO

**ESTUDO DO EFEITO DA CLASSE DE FURAÇÃO NA
RESISTÊNCIA À FADIGA EM JUNTA ALUMÍNIO - FIBRA
DE CARBONO**

GUARATINGUETÁ

2011

DOUGLAS DE JESUS PINTO

ESTUDO DO EFEITO DA CLASSE DE FURAÇÃO NA RESISTÊNCIA À FADIGA EM
JUNTA ALUMÍNIO - FIBRA DE CARBONO

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. José Elias Tomazini

GUARATINGUETÁ

2011

P659e Pinto, Douglas de Jesus
Estudo do efeito da classe de furação na resistência à fadiga em junta alumínio – fibra de carbono / Douglas de Jesus Pinto. - Guaratinguetá: [s.n.], 2011
46 f.: il.
Bibliografia: f. 46

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2011
Orientador: Prof. Dr. José Elias Tomazini

1.Fadiga 2. Juntas sobrepostas I. Título

CDU 620.178.3

ESTUDO DO EFEITO DA CLASSE DE FURAÇÃO NA RESISTÊNCIA À FADIGA
EM JUNTA ALUMÍNIO - FIBRA DE CARBONO

DOUGLAS DE JESUS PINTO

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
“GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA”

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. MAURO HUGO MATHIAS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. JOSÉ ELIAS TOMAZINI
Orientador/UNESP-FEG


Prof. Dr. MAURO HUGO MATHIAS
UNESP-FEG


Prof. Dr. MAURO PEDRO PEREZ
UNESP-FEG

aos meus pais João e Maria, minha irmã Daniela, meu
cunhado Gilmar e minha sobrinha Gabriele.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a *Deus* pela minha vida e à força para atuar nas circunstâncias as quais ela me impõe.

Agradeço ao meu orientador, *Prof. Dr. José Elias Tomazini*, pela dedicação e prontidão em me auxiliar no desenvolvimento deste trabalho.

Aos meus amigos da Engenharia de Materiais da Embraer, em especial ao *Lamas* pela sugestão do tema, incentivo e imenso auxílio no desenvolvimento do trabalho.

Aos meus amigos do Laboratório de Ensaios Estruturais, em especial ao *Natanael* e ao *Carlos* pela disposição e coordenação na execução dos ensaios.

Agradeço a todos os meus amigos, não citados anteriormente, mas que de certa forma, contribuíram para o meu progresso pessoal e profissional.

PINTO, Douglas de Jesus. **Estudo do Efeito da Classe de Furação na Resistência à Fadiga em Junta Alumínio – Fibra de Carbono**. 2011. 46 f. Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica - Universidade Estadual Paulista - Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Guaratinguetá, 2011.

RESUMO

Este trabalho realiza um estudo comparativo de vida em fadiga em juntas sobrepostas rebitadas envolvendo classes de furação cujo ajuste é feito com interferência ou folga. Para o desenvolvimento do referido estudo, foram fabricados corpos-de-prova representativos destas juntas com quatro rebites distribuídos em duas fileiras. Nesse contexto, são apresentadas a matriz de ensaios, a metodologia empregada na realização dos mesmos e a modelagem matemática empregada, sendo que, os métodos que servem de base para esta última estão descritos em meio à fundamentação teórica. Em seguida, são apresentados os resultados obtidos nos testes de fadiga e imagens da região de falha dos corpos-de-prova. Finalmente, são apresentados alguns comentários e conclusões pertinentes aos resultados obtidos.

PALAVRAS-CHAVE: Fadiga. Juntas rebitas. Juntas sobrepostas. Classe de furação.

PINTO, Douglas de Jesus. **Study of the Effect of Class of Drilling on the Fatigue Resistance in joint Aluminum - Carbon Fiber**. 2011. 46 f. Graduate work in Mechanical Engineering - Universidade Estadual Paulista - Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Guaratinguetá, 2011.

ABSTRACT

This work performs a comparative study of fatigue life of riveted lap joints involving classes of drilling which adjustment is made with interference or clearance. For this study, representative specimens of this joints were manufactured with four rivets distributed in two rows. In this context, are presented the test matrix, the methodology employed in performing of the tests, the used mathematical modeling, and that methods that are the basis for the latter are described through the theoretical foundation. Next, are present the results obtained in fatigue tests and images of the region of failure of the specimens. Finally, are present some comments and conclusions related to the results obtained.

KEYWORDS: Fatigue. Riveted joints. Lap joints. Class of drilling.

SUMÁRIO

1	Introdução.....	11
1.1	Introdução Geral.....	11
1.2	Objetivo.....	13
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	14
3	Fundamentação Teórica.....	15
3.1	Juntas Unidas Mecanicamente.....	15
3.2	Ajuste de prendedores com Interferência.....	15
3.3	Previsão da Vida em Fadiga de Juntas Rebitadas.....	17
3.4	O Método Fokker.....	17
3.5	Método da severidade de tensão de Jarfall.....	20
3.6	Método Boeing de Detalhe de Avaliação de Fadiga (DFR).....	21
4	METODOLOGIA.....	22
4.1	Corpo-de-prova.....	22
4.2	Matriz de Ensaios.....	23
4.3	Procedimento Experimental.....	24
4.4	Parâmetros de teste.....	24
4.5	Montagem experimental.....	25
4.6	Princípios da Modelagem Matemática.....	26
4.6.1	Modelos de avaliação da vida em fadiga.....	26
4.6.2	Estimativa dos parâmetros do modelo de vida em fadiga.....	27
5	RESULTADOS.....	29
5.1	Ensaio de Tração.....	29
5.2	Ensaio de Fadiga.....	29
5.2.1	Configurações BL1 e CHL1.....	30
5.2.2	Configurações BL2 e CHL2.....	33
5.2.3	Configurações BL3 e CHL3.....	36

5.2.4	Configurações BL4 e CHL4.....	39
5.2.5	Configurações BL5 e CHL5.....	42
6	COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES.....	45
7	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	46

1 INTRODUÇÃO

1.1 Introdução Geral

Em uma aeronave, diversos componentes estruturais são unidos através de juntas, sejam elas rebitadas ou parafusadas. Normalmente, as juntas rebitadas são utilizadas em situações nas quais a transferência de carga ocorre por cisalhamento. A união por parafusos é aplicada onde a transferência de carga ocorre axialmente.

Nesse contexto, é necessário um estudo cuidadoso relacionado à fadiga envolvendo esses componentes estruturais, historicamente, uma das principais causas de falhas e acidentes aeronáuticos.

No início do ano de 1954, ocorreu a queda de um avião Comet operado pela companhia BOAC, 20 minutos após a decolagem. Iniciadas as investigações, especulou-se sobre prováveis causas do acidente tais como: vibração nas superfícies de comando, falha na estrutura primária, controle de vôo, fadiga, descompressão explosiva da cabine, etc. De todas as falhas, foi assumida a falha por fadiga das asas; entretanto foi deixado de lado o baixo ciclo de pressurização da cabine.

Feitas as análises e definidos os reforços, as alterações estruturais foram incorporadas nos aviões remanescentes e liberados para vôo.

Decorridas duas semanas, um novo acidente colocou toda a frota confinada no solo, e após extensa campanha de testes observou-se a presença de pequenas trincas na fuselagem e deduziu-se que, por esta ser pressurizada, a existência de trincas pôde levar à ocorrência de descompressão explosiva.

A causa dos acidentes dos aviões Comet foi dada como falha estrutural por fadiga na região da janela do Automatic Direction Finder (ADF) localizada no topo da fuselagem. O elevado fator de concentração associado ao ciclo de pressurização, causou a nucleação e propagação de trincas por fadiga.

Em abril de 1988, um Boeing 737 da Aloha Airlines, com muitos ciclos de vôo, sofreu uma desintegração parcial do topo da fuselagem em pleno vôo deixando à mostra extensa porção da fuselagem, conforme se observa na Figura 1.



Figura 1 – Acidente Aloha Airlines. Fonte: <http://eu-calipto.blogs.sapo.pt/17099.html>

A investigação posterior da agência federal do governo dos Estados Unidos da América, responsável pela investigação e emissão de recomendações de segurança para prevenção de acidentes dos meios de transporte - National Transportation Safety Board (NTSB), e da agência federal do governo dos Estados Unidos da América, responsável pela administração da aviação comercial - Federal Aviation Administration (FAA) revelou a presença de trincas em vários locais em uma junta descolada. O descolamento da junta afetou o mecanismo de transferência de carga e reduziu a transferência por atrito entre as chapas e aumentando a carga nos rebites. O aumento da tensão de cisalhamento nos rebites ocasionou falha, redistribuição da carga e aumento da tensão de esmagamento nos furos da junta provocando a nucleação e propagação de trincas em vários pontos da mesma junta.

A ocorrência de trincas em vários locais de um mesmo elemento, que coalescem (link-up) para formar uma trinca maior, define o fenômeno chamado de Multiple Site Damage (MSD). No caso específico deste acidente ocorreu a formação do processo de MSD em vários elementos da junta, caracterizando o Multiple Element Damage (MED), com redução significativa da resistência residual, de tal forma que a estrutura não conseguiu resistir mais às cargas de serviço. Neste momento ocorreu o fenômeno chamado de Widespread Fatigue Damage (WFD).

1.2 Objetivo

Verificar a variação da vida em fadiga de juntas sobrepostas alumínio – fibra de carbono em função da classe de furação para a instalação dos prendedores.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Na literatura são encontrados alguns trabalhos cujas discussões fazem-se relevantes para o entendimento do presente trabalho, como apresentado a seguir.

Müller (1995) desenvolve um vasto estudo sobre projetos, estudos e fabricação de juntas rebitadas e pressurizadas. Seu trabalho é dividido em quatro partes. São elas:

- I. Aspectos gerais de fadiga de juntas sobrepostas rebitadas nas estruturas de fuselagem de aeronaves
- II. Análise de juntas sobrepostas rebitadas
- III. Fadiga de juntas sobrepostas rebitadas com carregamento uniaxial e a importância da força de aperto
- IV. Propriedades de tolerância ao dano de juntas sobrepostas rebitadas nas estruturas de fuselagem de aeronaves.

Xavier (2006) compara resultados experimentais e de vários modelos numéricos utilizados para reproduzir uma junta sobreposta, unida por quinze rebites distribuídos em três carreiras.

Broek (1984) aborda, de forma integral, fenômenos relacionados à mecânica da fratura e mecanismos de fadiga. No presente estudo cabe destaque à influência do ajuste com interferência em juntas sobrepostas sob o aspecto da fadiga.

Schijve (2001) descreve sobre previsões para vida em fadiga de diversos tipos de estruturas, dentre elas aquelas constituídas por juntas sobrepostas.

Finney (1996) apresenta aspectos qualitativos relacionados ao ajuste com interferência em juntas sobrepostas sob o aspecto da fadiga.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Juntas unidas mecanicamente

Segundo Xavier (2006), juntas unidas mecanicamente são elementos comumente encontrados na indústria aeronáutica e têm a finalidade de unir os componentes estruturais. Por ocasião da fase de concepção e projeto de uma aeronave, as juntas – sejam elas de topo ou sobrepostas – devem ser cuidadosamente projetadas para garantir a maior vida em fadiga, evitando concentração de tensão excessiva que provoca a nucleação e propagação de trincas a partir das furações usadas para sua união.

Ainda conforme Xavier (2006) pode-se definir uma junta sobreposta como sendo a união de duas chapas metálicas ou não, em que o plano médio formado pela sobreposição de suas extremidades e bordas forma uma superfície contínua conforme apresentado na Figura 2



Figura 2 – Junta sobreposta rebitada. Fonte: Schijve, J., Fatigue of Structures and Materials

3.2 Ajuste de prendedores com interferência

Segundo Finney (1996), o processo de interferência consiste em inserir os prendedores em um furo com folga negativa (diâmetro do prendedor é maior do que o do furo). O processo de ajuste com interferência é elástico. Consequentemente, o material é empurrado para trás em toda a circunferência do furo e acredita-se que o material se comporte elasticamente. A base para o uso de ajuste com interferência baseia-se em resultados experimentais. O entendimento deste aumento na vida em fadiga é limitado.

Ainda conforme Finney (1996), uma tensão residual de compressão é induzida na borda do furo. Esta reduz a intensidade da tensão cíclica local. A redução na intensidade da tensão cíclica local é benéfica em retardar o surgimento de iniciação de trincas e melhorar a vida em fadiga. No entanto, deve-se ter cuidado quando se avalia o potencial benefício do ajuste com interferência, particularmente quando cargas compressivas dominam o carregamento remoto. Apesar da intensidade da tensão cíclica local na borda do furo ser reduzida, uma maior tensão média devido ao ajuste com interferência significa que a aplicação conjunta dos

carregamentos em tração e compressão serão prejudiciais em relação à fadiga. Por isso, uma potencial melhoria na vida em fadiga de um componente com um furo ajustado com interferência vai depender da sequência no carregamento remoto e intensidade da tensão média devido ao ajuste com interferência.

Broek (1984) descreveu qualitativamente o princípio fundamental do efeito do ajuste com interferência. O ajuste com interferência emprega um prendedor com diâmetro maior que o do furo, o que causa uma expansão neste. Este princípio é explicado na Figura 3.

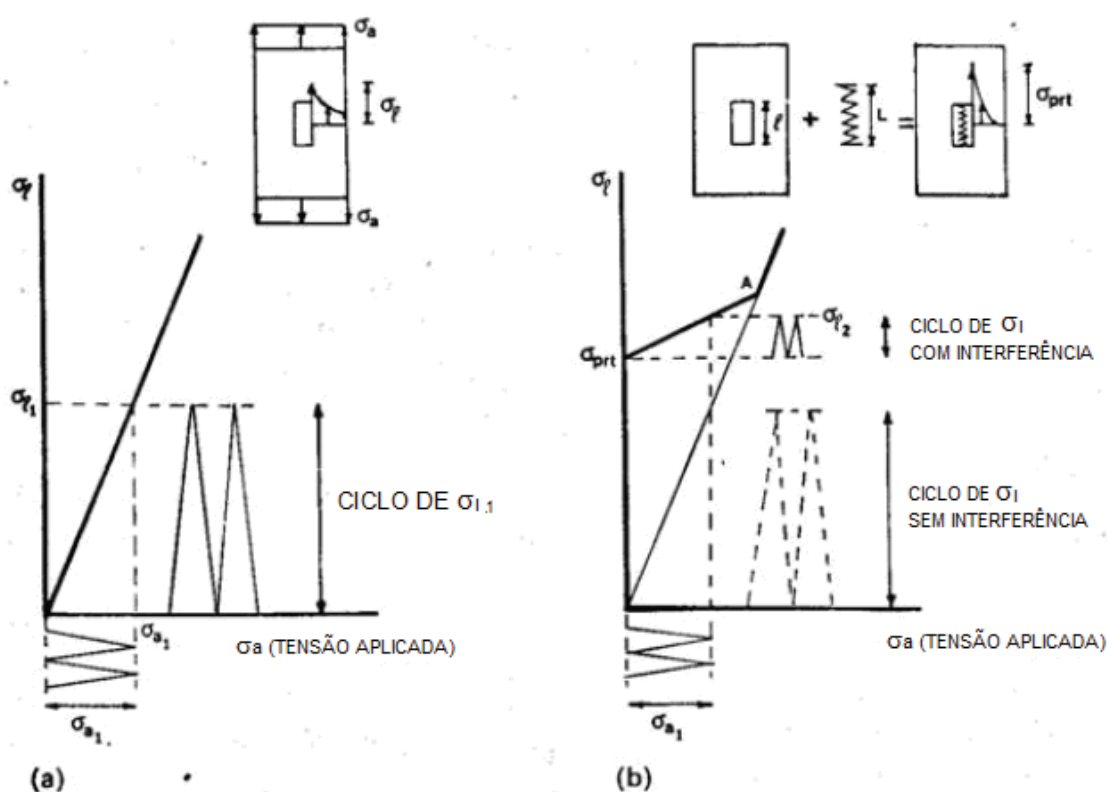


Figura 3 – Efeito do ajuste com interferência na tensão cíclica local
 a) Furo aberto; b) Prendedor ajustado com interferência

Um furo retangular como ilustrado na Figura 3 é utilizado para explicar o efeito do ajuste com interferência. A tensão aplicada varia entre 0 e $\sigma_{a,1}$. A tensão local varia entre 0 e $\sigma_{1,1}$. Nota-se que o gradiente nesta linha é dado pelo fator de concentração de tensão.

Uma mola de comprimento L é posicionada no furo de comprimento l . Como a mola é maior do que o furo há uma pré-tensão (σ_{prt}) na borda deste. Na zona elástica, pode-se estabelecer como a tensão local varia durante os ciclos da tensão aplicada. Se a placa é plana, o furo alonga-se e sua dimensão final é igual a $l + \Delta l = L$. Em seguida a mola é solta e pode ser

retirada. A partir disso, o comportamento é o mesmo de um furo aberto. Conseqüentemente, o ponto A é alcançado enquanto a tensão se inicia em σ_{prt} . Se a tensão aplicada varia de 0 a σ_{a1} , a tensão local varia de 0 a σ_{l2} , em vez de 0 a σ_{l1} . Por isso, um aumento na tensão média e uma redução na amplitude de tensão retarda a propagação de trincas.

3.3 Previsão da vida em fadiga de juntas rebitadas

De acordo com Schijve (2001), o comportamento em fadiga de juntas mecânicas é bastante complexo. Isto ocorre devido ao grande número de parâmetros como, por exemplo, padrões de união (número de fileiras de prendedores, número de prendedores em cada fileira, disposição dos prendedores em linha ou escalonados), tipo de prendedor e dimensões da junta.

Investigações relacionadas a estes parâmetros têm sido cuidadosamente executadas e o entendimento fundamental de cada parâmetro e sua influência na vida em fadiga não é completamente conhecido. Isto contribui para a dificuldade experimental de se medir parâmetros individuais e sua influência no desempenho em fadiga.

Conforme Müller (1995) as técnicas de previsão de vida em fadiga utilizadas no meio industrial são:

1. Método Fokker de Cálculo
2. Fator de Severidade de Tensão de Jarfall
3. Método Boeing de Avaliação Detalhada de Fadiga (DFR)

Estas três técnicas têm como base resultados empíricos obtidos em ensaios de fadiga em juntas rebitadas.

3.4 O método Fokker

O método baseia-se em três contribuições, que afetam a vida em fadiga na fileira crítica de rebites:

- 1) Concentração de tensão do rebite na borda do furo
- 2) Concentração de tensão de cargas de passagem
- 3) Flexão secundária

Este método calcula um pico de tensão na borda de um furo rebitado que está fileira crítica de rebites. A tensão total que ocorre neste ponto é definida como o pico de tensão, que é considerado decisivo para a resistência à fadiga da junta.

Desta forma, a tensão de pico é dada por:

$$\sigma_{pico} = \frac{s}{s - D_0} \left(K_{t_{furo}} \sigma_1 + K_{t_{rebite}} \sigma_2 + K_{t_{flexão}} \sigma_f \right) \quad (1)$$

Onde:

s – passo do rebite

D_0 – Diâmetro do rebite

$k_{t_{furo}}$ – Fator de concentração de tensão para uma placa plana com um furo central com tensão de tração aplicada

$k_{t_{rebite}}$ – Fator de concentração de tensão para uma placa rebitada com carregamento no rebite

$k_{t_{flexão}}$ – Fator de concentração para uma placa plana com um furo submetido a tensão de flexão fora do plano

σ_1 - Tensão total de bypass

σ_2 - Tensão total de apoio

σ_f - Tensão total de flexão causada um momento fletor secundário

Reescrevendo a equação (1), tem-se:

$$\sigma_{pico} = \frac{s}{s - D_0} \left[K_{t_{furo}} (1 - \gamma) + K_{t_{rebite}} \gamma + K_{t_{flexão}} K_b \right] \sigma_N \quad (2)$$

Onde:

γ - percentual da carga transferida pelo rebite crítico

K_b – razão entre a tensão de flexão secundária e a tensão normal

σ_N – tensão total aplicada

A equação (2) também pode ser utilizada como referência para uma junta sobreposta, cuja curva S-N foi obtida experimentalmente. É então, assumido que uma junta sobreposta, com certa geometria, tem a mesma vida em fadiga que a junta de referência se σ_{pico} é igual para as duas juntas. A curva S-N para uma amostra pode, assim, ser derivada da curva S-N da junta de referência.

O cálculo, obviamente, é baseado nas seguintes simplificações:

- 1) A concentração de tensão devido à flexão secundária é calculada para o caso de um furo vazio, uma vez que, na realidade trata-se de um furo preenchido. Além disso, a contra-cabeça e a cabeça fabricada fazem aumentar a rigidez de flexão em torno dos rebites.
- 2) O momento fletor secundário é calculado de acordo com um modelo elástico não-linear simples de uma junta sobreposta. Juntas sobrepostas rebitadas com mais de duas fileiras de rebites não são representadas deste modo. De acordo com este modelo, no caso de três fileiras de rebites, a fileira do meio não transmite carga.
- 3) O cálculo não é corrigido para qualquer influência da instalação de rebite. Desta forma, ignora a presença de alguma interferência entre o rebite e o furo. Além disso, a influência da força de aperto na vida em fadiga não é admitida no cálculo. O mesmo ocorre para a tensão residual introduzida pelas operações de rebitagem.
- 4) A flexibilidade do rebite é incluída indiretamente pela variável transferência de carga γ , mas o mesmo não ocorre para a inclinação do rebite.

Na realidade não é esperado que a complexidade na transmissão de carga em uma junta sobreposta rebitada possa ser representada por um modelo simplificado, baseado em concentrações de tensão elementares para casos de carga simples. O método pode ser considerado como um tipo de método de engenharia do peso para três diferentes fontes de concentração de tensão. Como a curva S-N para uma junta sobreposta padrão é conservativa em relação às variações do processo de rebitagem, os resultados podem ser considerados um tipo de estimativa da vida em fadiga de uma junta sobreposta rebitada, obtida por extrapolação de dados empíricos.

3.5 Método da severidade de tensão de Jarfall

Similar ao método Fokker, Jarfall também calculou um tipo de pico de tensão em furos, tendo em conta a condição de carregamento no rebite e a carga de passagem, cada um com seu respectivo fator de concentração de tensão. Além disso, ele propôs um cálculo mais elaborado para a transferência de carga na junta, uma vez que, juntas complexas não permitem tais simplificações como utilizado por Fokker para uma junta sobreposta. A flexibilidade do prendedor foi incluída no cálculo. Jarfall considerou que é necessário levar em conta fatores como:

- 1) Preenchimento do furo
- 2) Qualidade da superfície do furo
- 3) Distribuição da tensão de apoio devido a rotação do rebite.

O fator de severidade definido por Jarfall é definido por:

$$SF = \frac{\alpha\beta}{\sigma_{ref}} (\sigma_1 + \sigma_2) = \frac{\alpha\beta}{\sigma_{ref}} \left(K_{ib} \frac{\Delta P}{D_0 t} \theta + K_{tg} \frac{P}{wt} \right) \quad (3)$$

Nesta equação, α , β e θ são fatores empíricos, onde:

α - Fator de condição do furo ou de superfície; $\alpha = 1$ para furação padrão

β - Fator de preenchimento do furo; $\beta = 0,75$ para rebite

θ - Fator de distribuição de tensão de apoio. Supõe-se tensão de apoio não-homogênea devido à inclinação do rebite

σ_1 - Nível de tensão nominal local induzida pela carga ΔP transferida pelo prendedor

σ_2 - Tensão local causada pela carga de bypass P

σ_{ref} - Nível da tensão bruta na junta como um valor de referência

K_{ib} - Fator de concentração de tensão para a tensão de apoio

K_{tg} - Fator de concentração para carga de bypass

D_0 - Diâmetro do prendedor

t - espessura da chapa

w - passo do rebite

Independentemente das dimensões, os fatores de concentração de tensão e a transferência de carga, o fator de severidade depende das constantes empíricas α , β , e θ .

Como resultado, há mais informações empíricas necessárias para se chegar ao fator de severidade. Se este fator é obtido, ele pode ser usado para determinar o prendedor mais crítico em uma junta complexa (aplicação qualitativa, por exemplo, procura de prendedores com alto fator de severidade). Isto também pode ser usado para estimar a vida em fadiga por comparação com juntas cujos resultados sejam válidos (aplicação quantitativa, por exemplo, a mesma vida em fadiga para iguais fatores de severidade). O fator de severidade, similar à abordagem de Fokker, ignora a transferência de carga por forças de atrito entre superfícies de interface, bem como possíveis influências de tensões residuais. O conceito de fator de severidade inclui um fator de preenchimento de furo, mas β é constante para rebites sólidos e, deste modo, o efeito da força de aperto do rebite é ignorado.

3.6 Método Boeing de Detalhe de Avaliação de Fadiga (DFR)

O método DFR da Boeing pode ser utilizado para determinar a qualidade da fadiga estrutural. Previsões de vida em serviço são baseadas em um modelo de dano por fadiga que tem sido correlacionado com testes conhecidos e com experiência em serviço. O ponto principal do modelo de dano é a avaliação da qualidade, tido como Detalhe de Avaliação de Fadiga (DFR). Esta avaliação está ligada a uma série de curvas de danos que permitem previsões de vida para qualquer combinação de tensões média e alternada. Boeing mantém um registro compreensível de detalhes estruturais avaliados em fadiga comprovados por ensaios ou serviço. Este registro fornece à engenharia estrutural uma base para novos projetos. Isto implica que um grande número de fatores de uma junta rebitada devem ser considerados, como por exemplo, nível de tensão, número de rebites, diâmetro do rebite, espessura da chapa. Estes fatores são desenvolvidos empiricamente de resultados de ensaios de fadiga em amostras estruturalmente representativas, sujeitas a carregamento real. O nível da tensão de operação da junta em questão é comparado com a tensão calculada em allowable para a vida em fadiga.

4 METODOLOGIA

Para a realização do estudo em questão, são definidas cinco configurações representativas das juntas rebidadas com interferência na parte metálica e outras cinco configurações representativas das juntas rebidadas com folga. As configurações, para cada forma de cravação (interferência e folga), diferem entre si pela espessura da parte de Alumínio e pelo diâmetro do pino (Hi-Lite). Aquelas cuja junção é realizada com interferência na parte metálica são denominadas como Base Line (BL), ao passo que as demais são tidas como Clearance Hi-Lite (CHL). Os parâmetros de cada configuração estão descritos na Tabela 1.

4.1 Corpo-de-prova

O corpo-de-prova utilizado no presente trabalho é apresentado nas figuras abaixo.

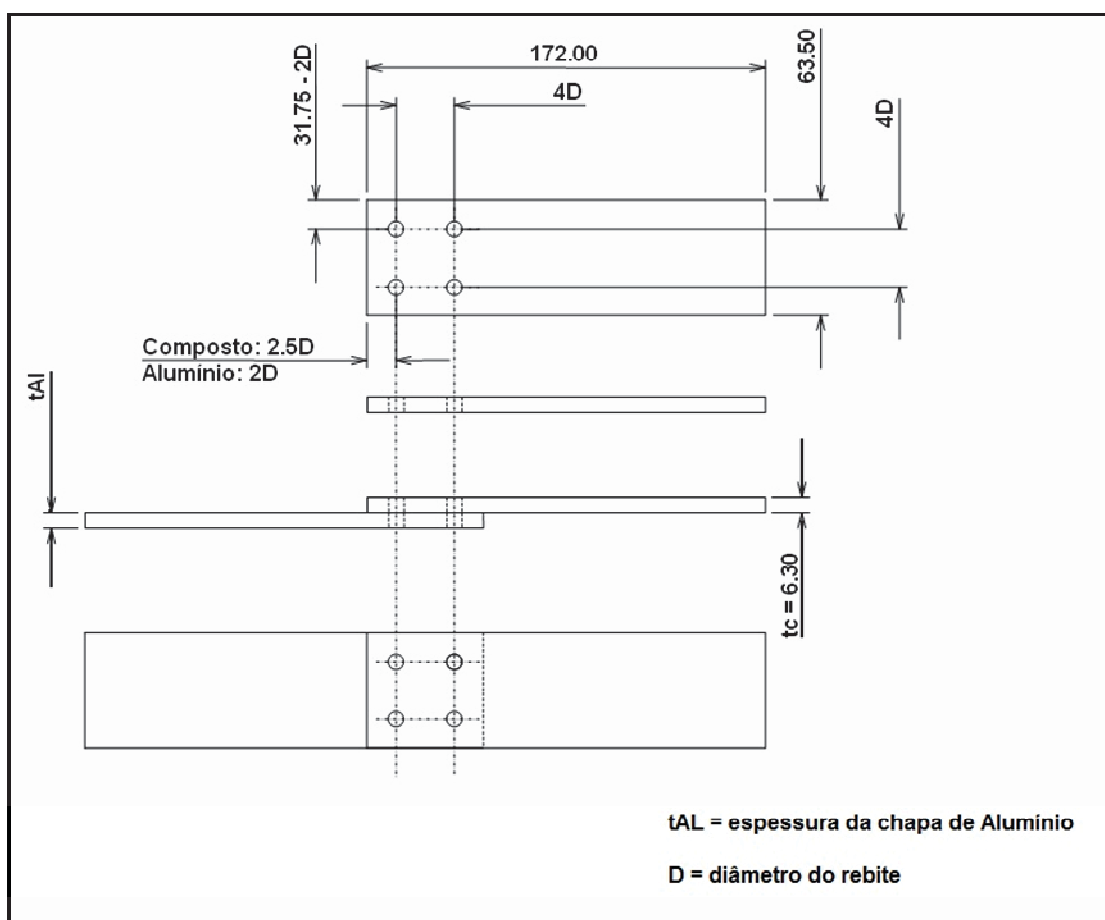


Figura 4 – Dimensões do corpo-de-prova

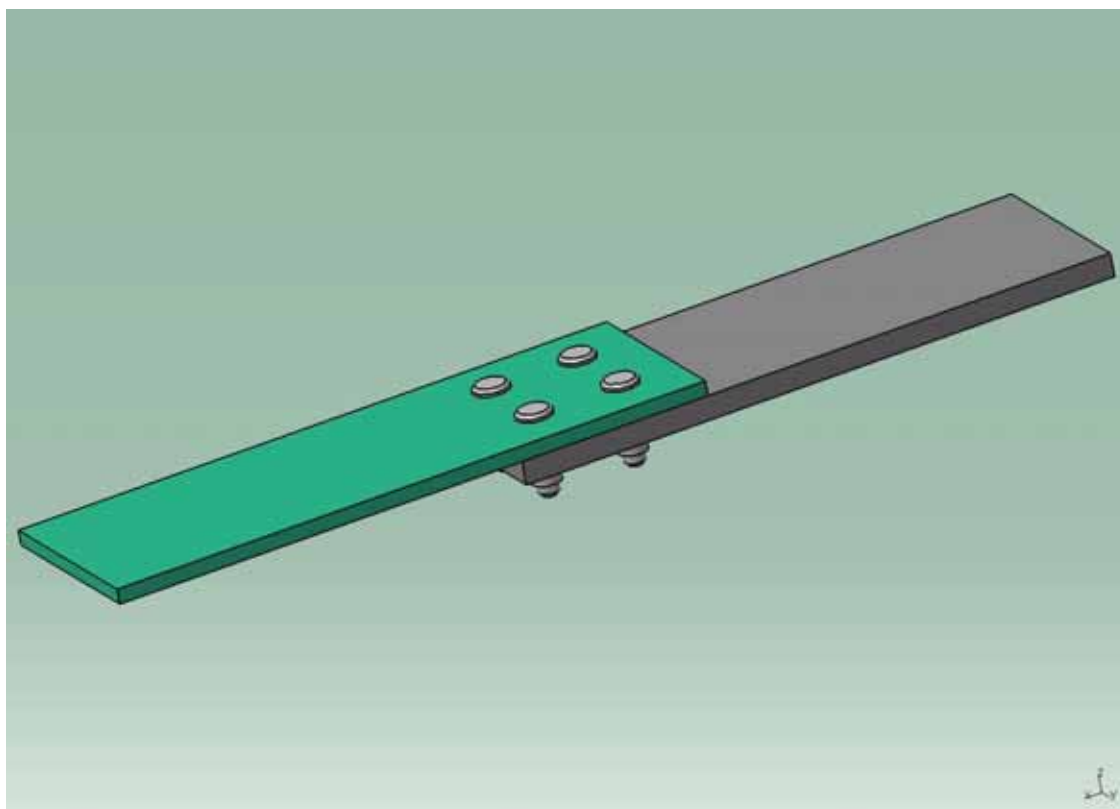


Figura 5 – Corpo-de-prova

4.2 Matriz de ensaios

A Tabela 1 apresenta informações relativas a cada configuração estudada.

Tabela 1 – Matriz de Ensaios

CONDIÇÃO DE FURAÇÃO	CONFIGURAÇÃO	DIÂMETRO REBITE [pol]	DIÂMETRO FURO [mm]	
			CARBONO	ALUMÍNIO
Interferência na parte de Alumínio Folga na parte de Carbono	BL1	3/16"	4,813 – 4,863	4,813 – 4,863
	BL2	1/4"	6,337 – 6,387	6,337 – 6,387
	BL3	1/4"	6,337 – 6,387	6,337 – 6,387
	BL4	1/4"	6,337 – 6,387	6,337 – 6,387
	BL5	5/16"	7,925 - 7,975	7,925 - 7,975
Folga nas partes de Alumínio e de Carbono	CHL1	3/16"	4,813 – 4,863	4,738 – 4,788
	CHL2	1/4"	6,337 – 6,387	6,262 - 6,312
	CHL3	1/4"	6,337 – 6,387	6,262 - 6,312
	CHL4	1/4"	6,337 – 6,387	6,262 - 6,312
	CHL5	5/16"	7,925 - 7,975	7,849 - 7,899

Tabela 1 - Matriz de ensaios (continuação)

CONFIGURAÇÃO	ESPESSURA [mm]		QUANTIDADE DE CDPs	
	CARBONO	ALUMÍNIO	ESTÁTICO	FADIGA
BL1	6,3	3,0	3	15
BL2	6,3	3,0	3	15
BL3	6,3	5,0	3	15
BL4	6,3	6,0	3	15
BL5	6,3	3,0	3	15
CHL1	6,3	3,0	3	15
CHL2	6,3	3,0	3	15
CHL3	6,3	5,0	3	15
CHL4	6,3	6,0	3	15
CHL5	6,3	3,0	3	15

4.3 Procedimento experimental

Inicialmente é realizado o ensaio estático em três CDPs das configurações nomeadas como BL, com a finalidade de se determinar a carga na qual será executado o ensaio de fadiga.

Após o ensaio estático, é executado o ensaio de fadiga conforme descrição abaixo:

1. Inicialmente, são testadas as configurações BL1 e CHL1, seguidas pelas configurações BL2 e CHL2 e assim sucessivamente até as configurações BL5 e CHL5.
2. As cargas de teste das configurações CHL são definidas de acordo com as cargas das configurações BL correspondentes. Deste modo, a configuração CHL1 é testada nos mesmos níveis de carga de BL1, a configuração CHL2 é testada nos mesmos níveis de carga de BL2 e assim sucessivamente.
3. O ensaio é executado em quatro níveis de carga. O nível de carga inicial é tomado a 75% da carga limite obtida no ensaio estático. Os outros níveis são determinados a partir do valor de ciclos obtido no nível inicial.
4. Com os resultados obtidos nos quatro níveis de carga, constrói-se a curva de vida em fadiga para as juntas em questão.

4.4 Parâmetros de teste

- Razão de Tensão: $R = 0,1$
- Frequência: $F = 10$ a 20 Hz
- Runout = 500000 ciclos

- Velocidade do ensaio de tração = 2mm/min

4.5 Montagem experimental

- Os ensaio de tração e de fadiga foram realizados nas máquinas eletro-hidráulicas MTS 10T.506.B e MTS 25T.092.F.
- O corpo-de-prova é fixado na máquina por meio de garras.
- Utiliza-se calços em ambas as extremidades do corpo-de-prova, na região das garras para que seja garantido o alinhamento do mesmo.
- Para evitar a ocorrência de flambagem no corpo-de-prova é utilizado o dispositivo anti-buckling.

O aparato experimental é ilustrado nas figuras abaixo:



Figura 6 - Montagem para teste.



Figura 7 - Detalhe do dispositivo anti-flambagem

4.6 Princípios da modelagem matemática

A modelagem matemática apresentada a seguir é baseada nos métodos do Metallic Material Properties Development and Standardization (MMPDS) - 04. Este aborda completamente todos os parâmetros e métodos de tratamento de dados apresentados anteriormente na Fundamentação Teórica.

4.6.1 Modelos de avaliação da vida em fadiga

Para explicar as tendências dos dados de fadiga para uma razão de tensão (R) específica ou deformação, um modelo de regressão linear pode ser aplicado como segue:

$$\log(N) = A_1 + A_2 \log(S_{\max}) \quad (4)$$

ou

$$\log(N) = A_1 + A_2 \log(\Delta\varepsilon) \quad (5)$$

Pelas equações acima, vê-se que a vida em fadiga é uma variável dependente. A abordagem alternativa, utilizando tensão ou deformação como a variável dependente é, às vezes, utilizada, mas este procedimento não é empregado no desenvolvimento das curvas de fadiga pelo MMPDS. O logaritmo (base 10) da vida em fadiga como variável dependente será usada desde que a tensão ou a deformação é o parâmetro controlado em um teste de fadiga e a vida em fadiga resultante é uma variável randômica.

Vale ressaltar que no presente trabalho, a abordagem é baseada na tensão.

Se as equações (4) e (5) não descrevem adequadamente as tendências dos dados para uma vida longa em fadiga, um modelo não-linear (ou um modelo linear mais complexo) pode ser garantido. Assim, para um teste de longa vida e controle de carga, a modelagem pode seguir uma expressão não-linear:

$$\log N = A_1 + A_2 \log(S_{\max} - A_3) \quad (6)$$

4.6.2 Estimativa dos parâmetros do modelo de vida em fadiga

Os parâmetros do modelo de vida em fadiga são estimados afim de se obter o melhor ajuste da curva S-N para os dados. O procedimento utilizado para determinar os parâmetros inclui um método estatístico para ajuste do modelo de fadiga para uma variação não-constante, geralmente observada em dados de longa vida em fadiga. A motivação para este ajuste é o fato de que a variação constante é uma consideração inerente à análise de regressão dos mínimos quadrados. Para estimar os parâmetros da equação (6) e ajustar o modelo para incorporar variação não-uniforme, são executadas diversas macros com o auxílio do Solver do Microsoft Excel, cujos comandos são baseados em premissas de cálculo fornecidas pelo MMPDS. Como exemplo, segue um dos passos envolvidos no referido cálculo:

- *Estimativas dos parâmetros iniciais*

Se A_3 é assumido como sendo zero então, uma regressão linear pelos mínimos quadrados é executada para se obter estimativas iniciais dos parâmetros A_1 , A_2 e A_3 . Se A_3 deve ser estimado a partir dos dados obtidos, uma análise de regressão não-linear pelos mínimos quadrados é realizada para se obter as estimativas dos parâmetros iniciais A_1 , A_2 e A_3 . Ocorrências de runout acima da tensão equivalente mínima na qual ocorreu uma falha devem ser incluídas no cálculo da estimativa do parâmetro inicial. Para facilitar a convergência da regressão não-linear dos mínimos quadrados quando A_3 deve ser calculado a partir dos dados, o mesmo deve ser igual à metade do menor valor de tensão equivalente não associado a um runout. Usando esse valor de A_3 como constante, obtêm-se estimativas de mínimos quadrados para A_1 e A_2 utilizando uma rotina de regressão linear.

5 RESULTADOS

5.1 Ensaio estático

A Tabela 2 apresenta os resultados obtidos no teste de tração, realizados em três Corpos-de-prova de cada configuração. Os testes de tração foram realizados nas configurações CHL apenas para efeito comparativo.

Tabela 2 - Resultados obtidos no ensaio de tração.

CONFIGURAÇÃO	CDP	CARGA [daN]	CONFIGURAÇÃO	CDP	CARGA [daN]
BL1	BL1-1	5460	CHL1	CHL1-1	5109
	BL1-2	5443		CHL1-2	5059
	BL1-3	5493		CHL1-3	5260
	Média	5465		Média	5143
BL2	BL2 - 2	6989	CHL2	CHL2-1	6979
	BL2 - 3	7292		CHL2-2	6726
	BL2 - 4	6875		CHL2-3	6593
	Média	7052		Média	6766
BL3	BL3-1	6902	CHL3	CHL3-1	7048
	BL3-2	6924		CHL3-2	6780
	BL3-3	7205		CHL3-3	6933
	Média	7010		Média	6920
BL4	BL4-1	7068	CHL4	CHL4-1	7791
	BL4-2	6909		CHL4-2	7603
	BL4-3	7115		CHL4-3	7340
	Média	7031		Média	7578
BL5	BL5-1	7510	CHL5	CHL5-1	7542
	BL5-2	7503		CHL5-2	7547
	BL5-3	7507		CHL5-3	7594
	Média	7507		Média	7561

5.2 Ensaio de fadiga

As tabelas 3 a 7 e as figuras 8 a 22 a seguir apresentam os resultados obtidos no teste de fadiga com quatro níveis de tensão para cada configuração. As imagens ilustram a região e forma de falha nos corpos-de-prova.

5.2.1 Configurações BL1 e CHL1

Tabela 3 - Resultados obtidos no teste de fadiga - Configurações BL1 e CHL1

CDP	BL1			CDP	CHL1		
	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS		CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS
BL1 - 4	3857	194,0	5127	CHL1 - 4	3857	194,5	3359
BL1 - 5	3857	194,3	3339	CHL1 - 5	3857	194,5	4295
BL1 - 6	2733	137,6	17601	CHL1 - 6	2733	138,7	11522
BL1 - 7	2733	136,6	25085	CHL1 - 7	2733	137,1	28429
BL1 - 8	2733	137,7	15094	CHL1 - 8	2733	138,7	29049
BL1 - 10	1640	83,0	93864	CHL1 - 10	1640	82,6	234093
BL1 - 11	1640	82,8	88516	CHL1 - 11	1640	82,2	61774
BL1 - 12	1366	69,2	500000	CHL1 - 13	1366	68,7	500000
BL1 - 13	1366	69,3	500000	CHL1 - 15	1640	82,4	155931
BL1 - 14	2733	136,4	26403	CHL1 - 16	1640	68,7	500000
BL1 - 17	1640	82,4	311079	CHL1 - 18	1640	68,7	500000

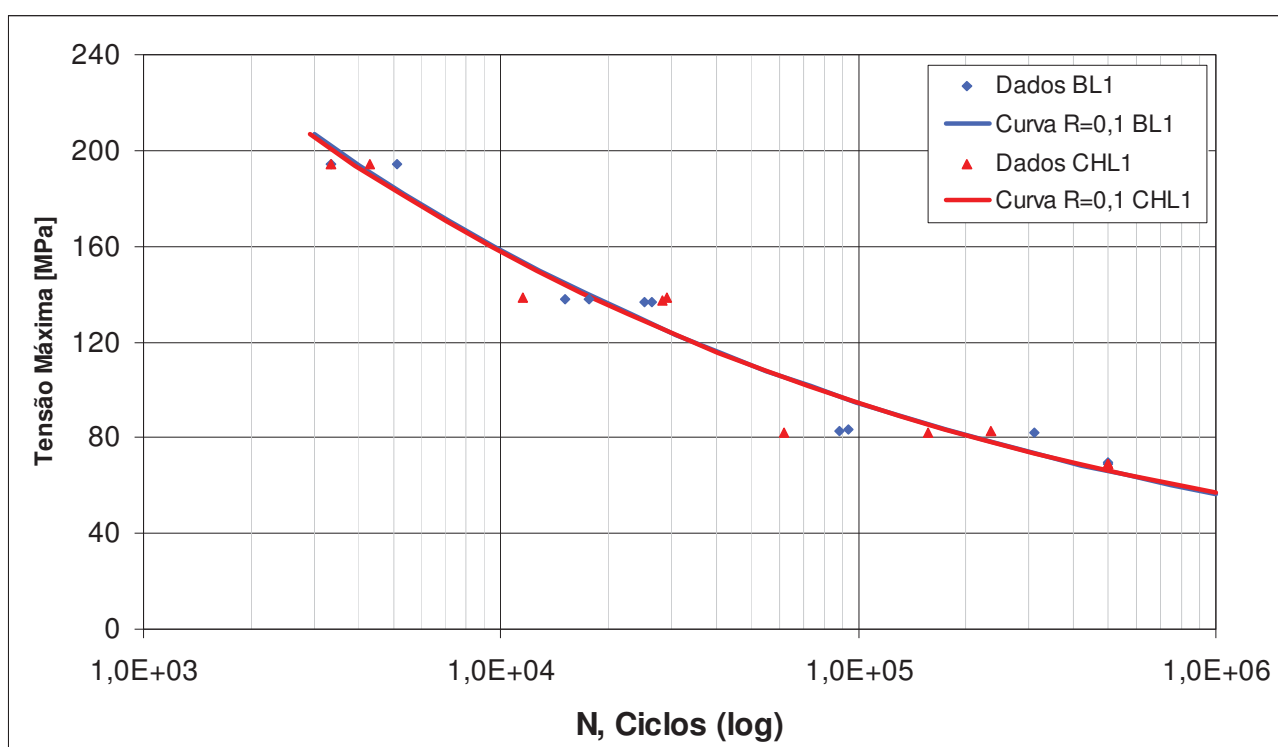


Figura 8 – Curva S-N, configurações BL1 e CHL1



Figura 9 - CDP BL1-8 - a) região de falha; b) superfície de falha

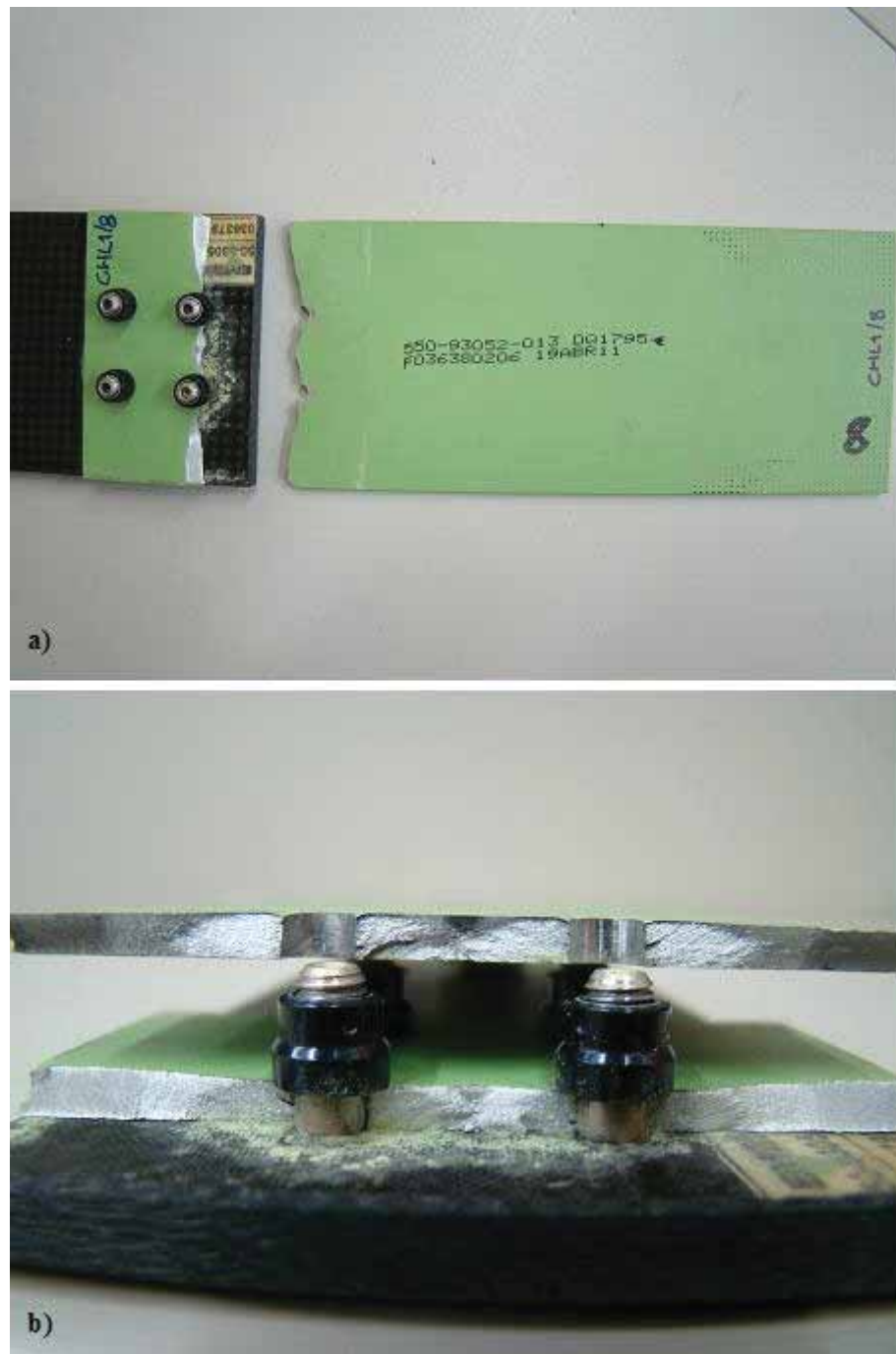


Figura 10 - CDP CHL1-8 - a) região de falha; b) superfície de falha

5.2.2 Configurações BL2 e CHL2

Tabela 4 - Resultados obtidos no teste de fadiga - Configurações BL2 e CHL2

BL2				CHL2			
CDP	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS	CDP	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS
BL2 - 4	5289	267,3	2024	CHL2 - 4	5289	268,5	5364
BL2 - 5	5289	267,5	3024	CHL2 - 5	5289	265,8	3415
BL2 - 6	3526	178,1	10673	CHL2 - 6	3526	179,1	22273
BL2 - 7	3526	177,1	16095	CHL2 - 7	3526	179,0	18007
BL2 - 8	3526	177,7	17346	CHL2 - 8	3526	178,9	17607
BL2 - 9	2116	107,4	72635	CHL2 - 9	2116	106,8	56641
BL2 - 10	2116	105,8	74930	CHL2 - 10	2116	107,4	70579
BL2 - 11	1410	71,3	349488	CHL2 - 11	1410	71,1	500000
BL2 - 12	1410	71,7	500000	CHL2 - 12	1410	71,6	361108
BL2 - 13	2116	106,6	74279	CHL2 - 13	2116	106,6	40445
BL2 - 14	1410	70,3	457234	CHL2 - 14	1410	70,9	139345
BL2 - 15	1410	71,1	379484	CHL2 - 15	1410	71,6	101896
BL2 - 16	2116	107,2	123714	CHL2 - 16	2116	70,3	500000
BL2 - 17	5289	266,1	2959	CHL2 - 17	1410	70,9	412412
BL2 - 18	2116	106,2	89085	CHL2 - 18	5289	262,7	5149
				CHL2 - 19	1410	71,6	194404
				CHL2 - 20	1410	71,6	268164

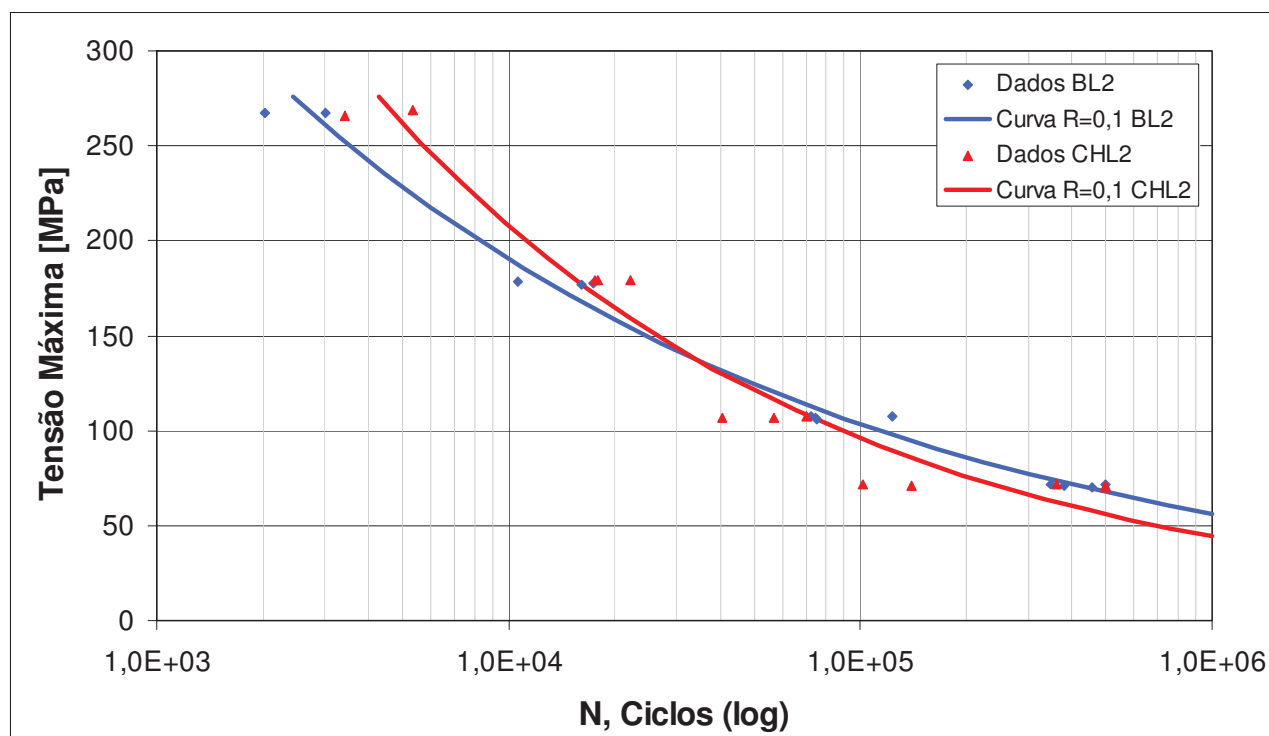


Figura 11 – Curva S-N, configurações BL2 e CHL2

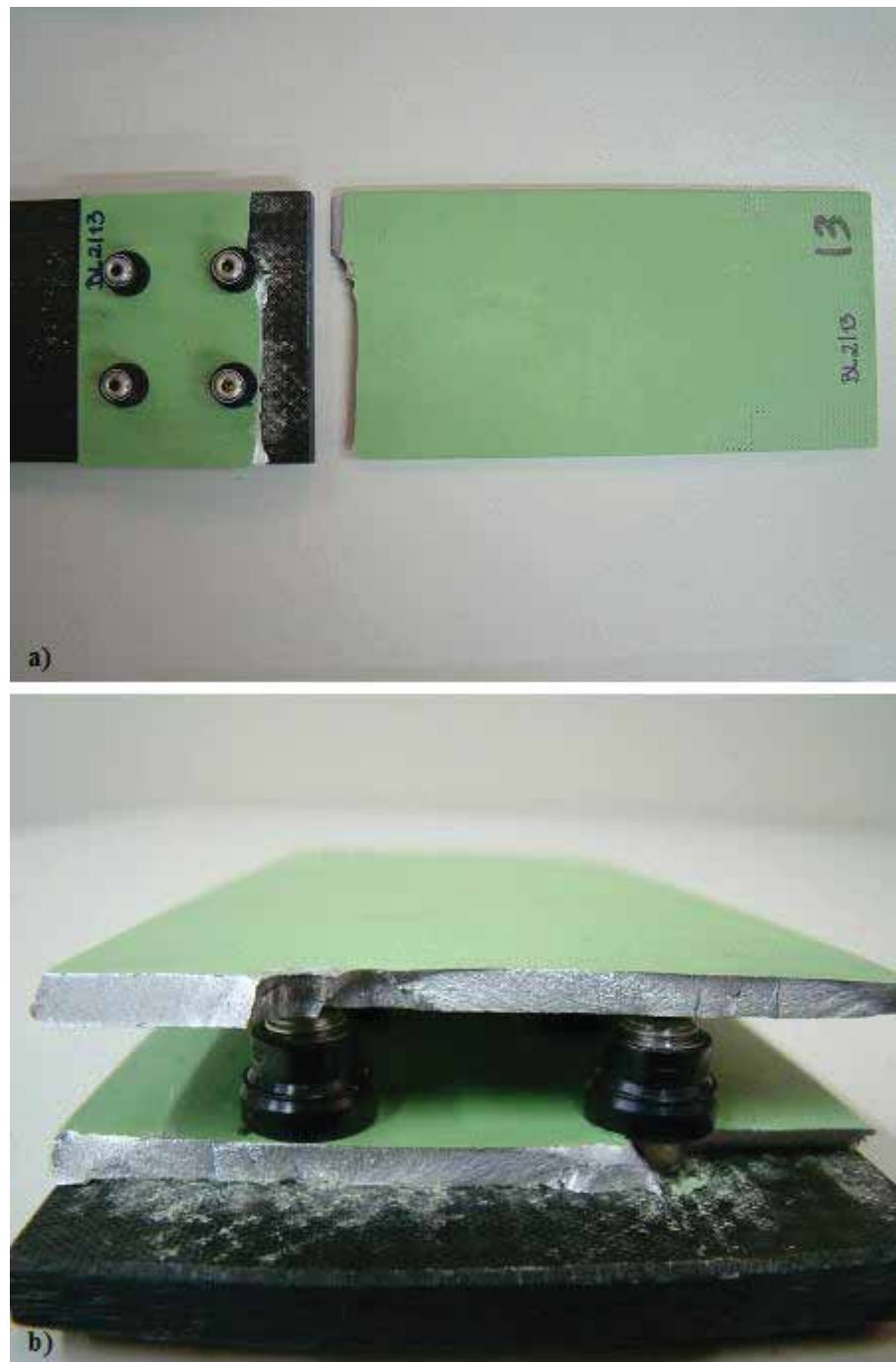


Figura 12 - CDP BL2-13 - a) região de falha; b) superfície de falha

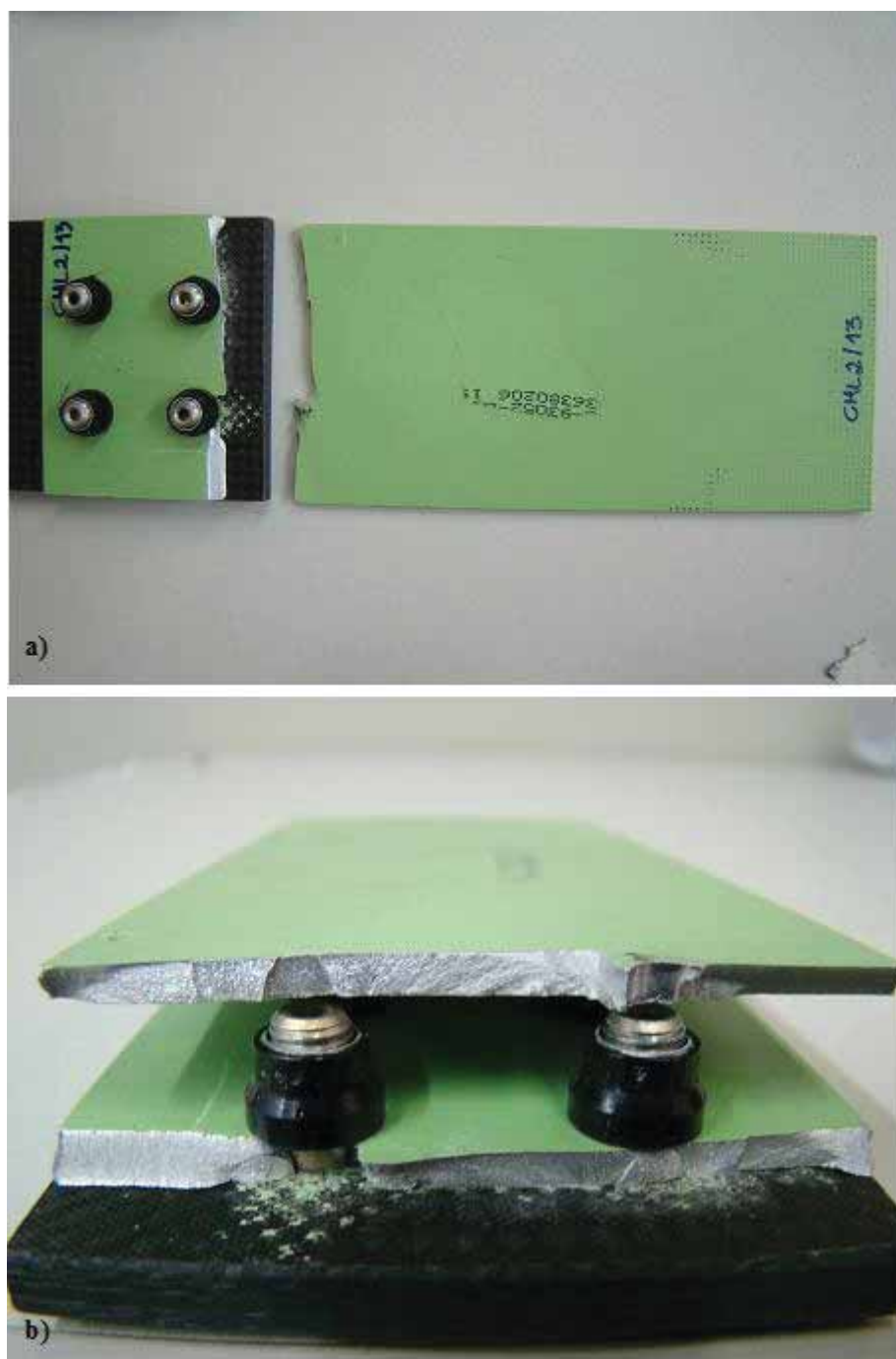


Figura 13 - CDP CHL2-13 - a) região de falha; b) superfície de falha

5.2.3 Configurações BL3 e CHL3

Tabela 5 - Resultados obtidos no teste de fadiga - Configurações BL3 e CHL3

CDP	BL3			CDP	CHL3		
	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS		CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS
BL3 - 4	5258	162,0	6725	CHL3 - 4	5258	161,2	9946
BL3 - 5	5258	161,3	10870	CHL3 - 5	5258	161,6	9474
BL3 - 6	3505	108,0	36944	CHL3 - 6	3505	107,8	39190
BL3 - 7	3505	108,0	39142	CHL3 - 7	3505	107,3	47529
BL3 - 8	3505	107,9	47616	CHL3 - 8	3505	108,0	48211
BL3 - 9	2103	64,5	500000	CHL3 - 9	2103	64,8	500000
BL3 - 10	2103	64,6	500000	CHL3 - 10	2103	63,8	284284
BL3 - 11	2804	86,0	142225	CHL3 - 11	2804	86,2	70569
BL3 - 12	2804	86,4	94526	CHL3 - 12	2804	85,9	76263
BL3 - 13	2804	86,2	130761	CHL3 - 13	2804	86,2	149534
BL3 - 14	2103	65,0	411652	CHL3 - 14	2103	64,6	417141
BL3 - 15	5258	162,0	12392	CHL3 - 15	5258	86,7	134312
BL3 - 17	2804	86,2	62355	CHL3 - 16	5258	162,1	7000
				CHL3 - 17	2804	86,8	87718
				CHL3 - 18	2804	86,3	78502
				CHL3 - 19	2103	64,6	393894

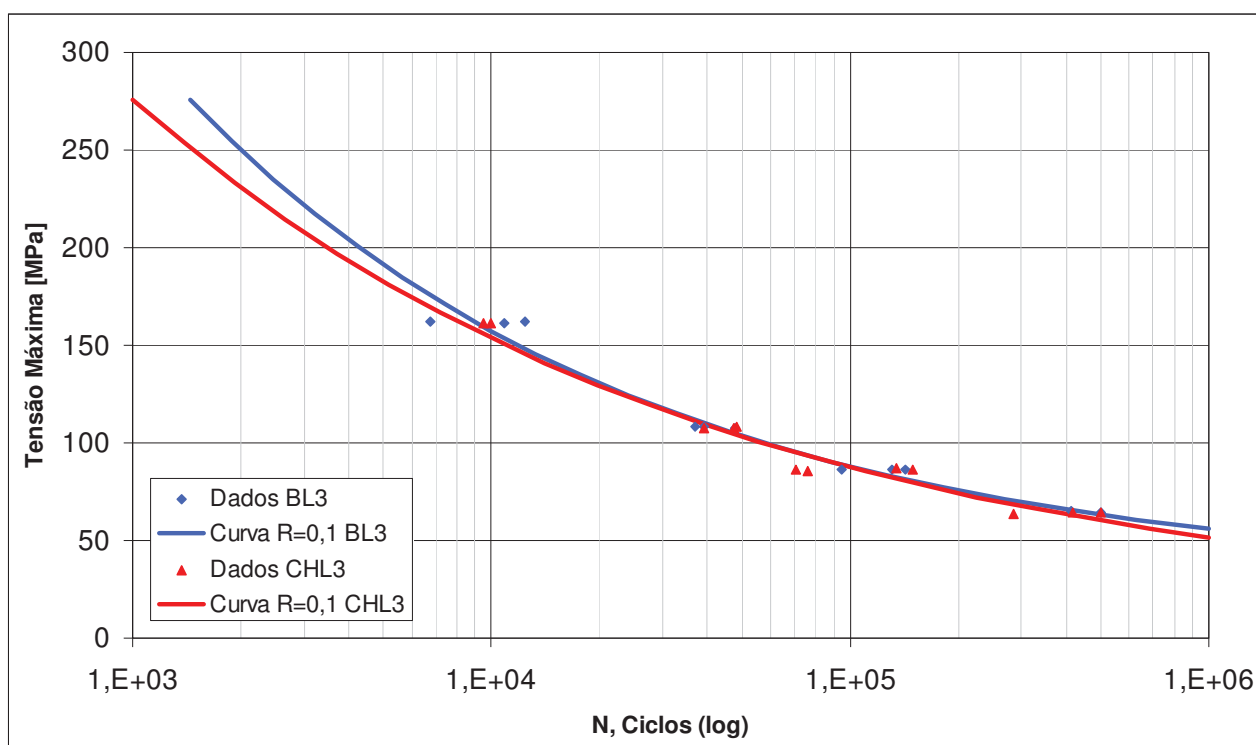


Figura 14 – Curva S-N, configurações BL3 e CHL3



Figura 15 - CDP BL3-6 - a) região de falha; b) superfície de falha

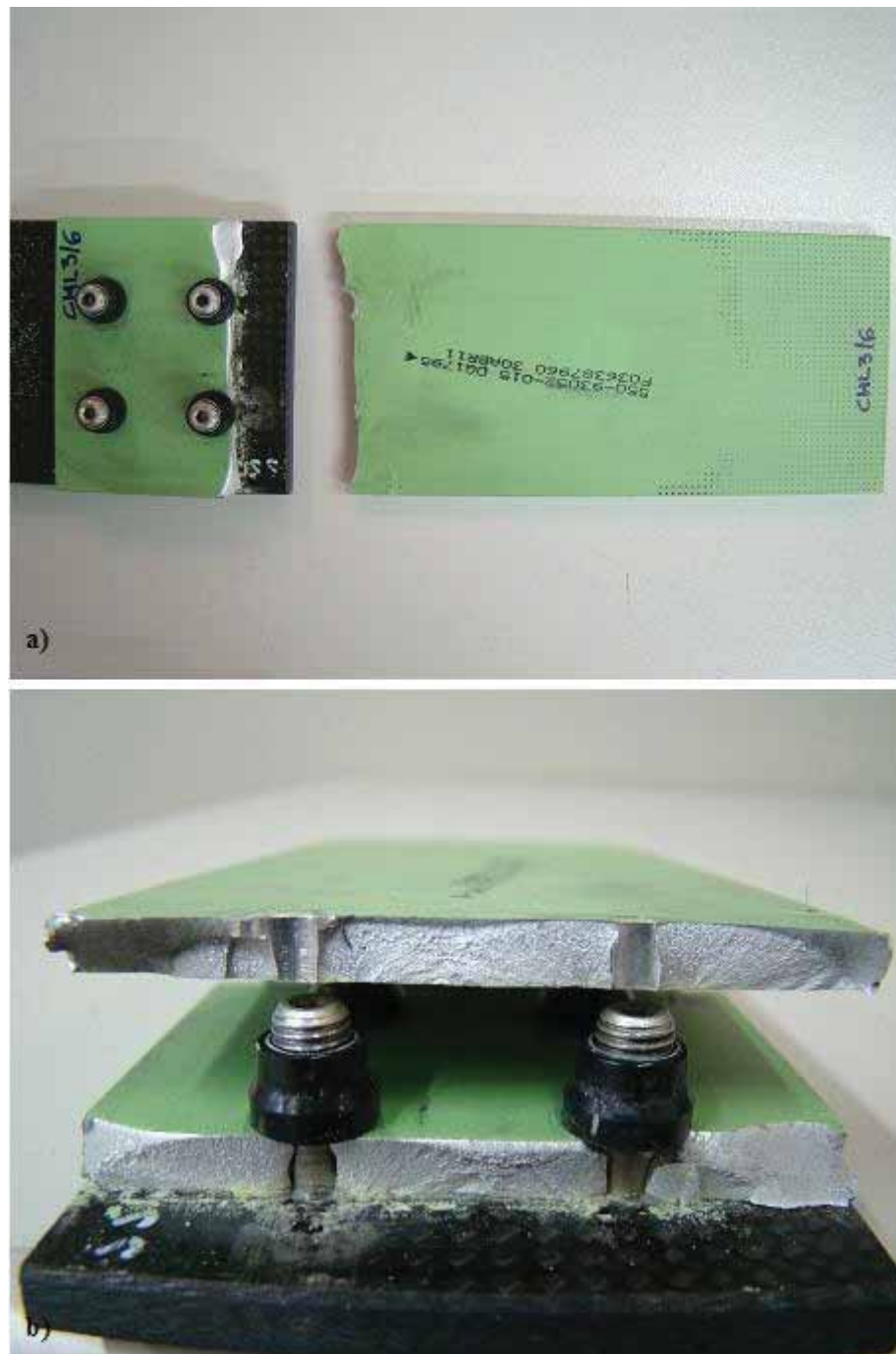


Figura 16 - CDP CHL3-6 - a) região de falha; b) superfície de falha

5.2.4 Configurações BL4 e CHL4

Tabela 6 - Resultados obtidos no teste de fadiga - Configurações BL4 e CHL4

CDP	BL4			CDP	CHL4		
	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS		CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS
BL4 - 4	5273	136,5	16446	CHL4 - 4	5273	136,0	11986
BL4 - 5	5273	135,8	15047	CHL4 - 5	5273	135,9	14486
BL4 - 6	3516	91,0	61749	CHL4 - 6	3516	90,6	74592
BL4 - 7	3516	90,5	108998	CHL4 - 7	3516	91,0	53099
BL4 - 8	3516	90,7	92365	CHL4 - 8	3516	90,5	80459
BL4 - 9	2109	54,3	500000	CHL4 - 9	2109	54,4	500000
BL4 - 10	2109	54,5	500000	CHL4 - 10	2109	54,4	261918
BL4 - 12	2812	72,6	249776	CHL4 - 11	2812	54,6	500000
BL4 - 13	2812	72,5	220800	CHL4 - 12	2812	72,7	351585
BL4 - 14	2812	72,4	229871	CHL4 - 13	2812	72,8	120991
BL4 - 15	5273	135,6	13641	CHL4 - 14	2812	72,1	61250
				CHL4 - 15	5273	54,3	279010
				CHL4 - 16	2637	54,8	291150
				CHL4 - 17	2109	54,6	500000
				CHL4 - 18	2812	72,3	165679
				CHL4 - 19	2812	72,4	142440

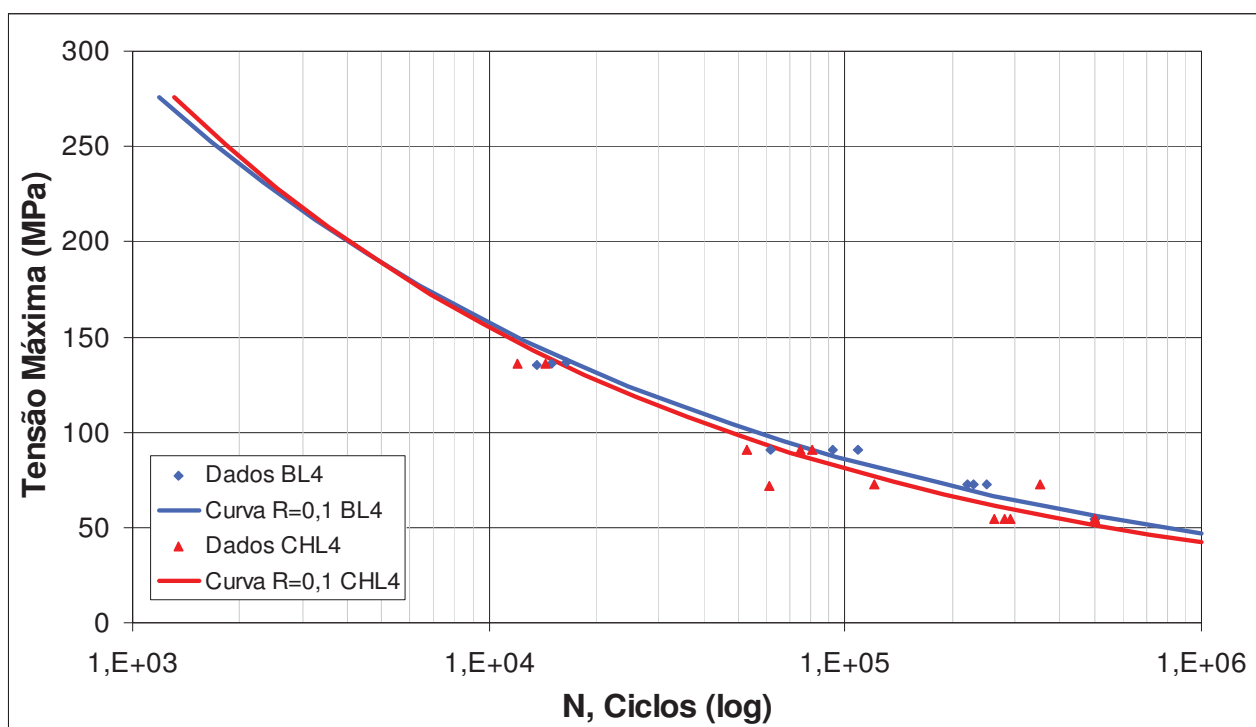


Figura 17 – Curva S-N, configurações BL4 e CHL4

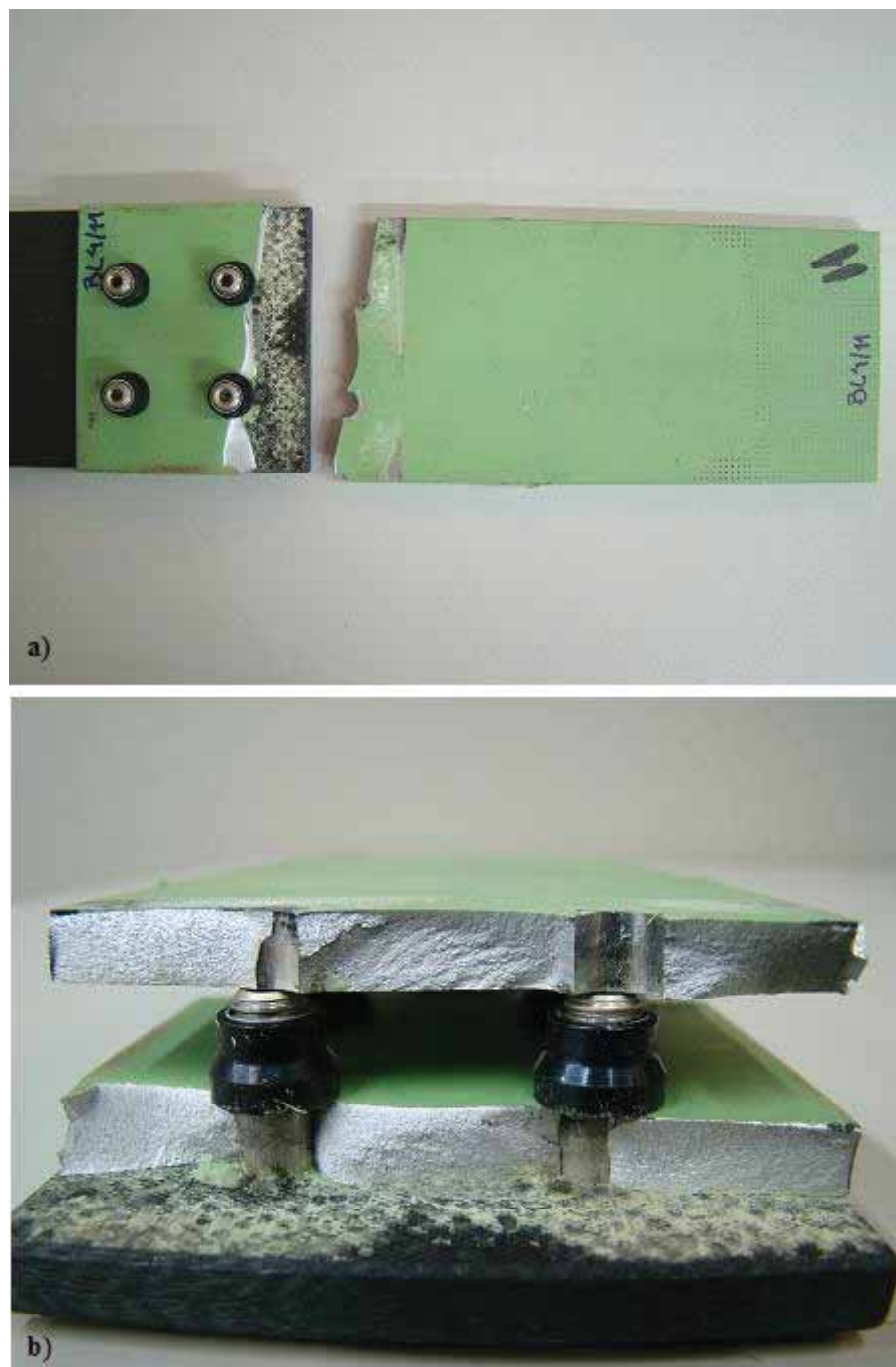


Figura 18 - CDP BL4-11 - a) região de falha; b) superfície de falha

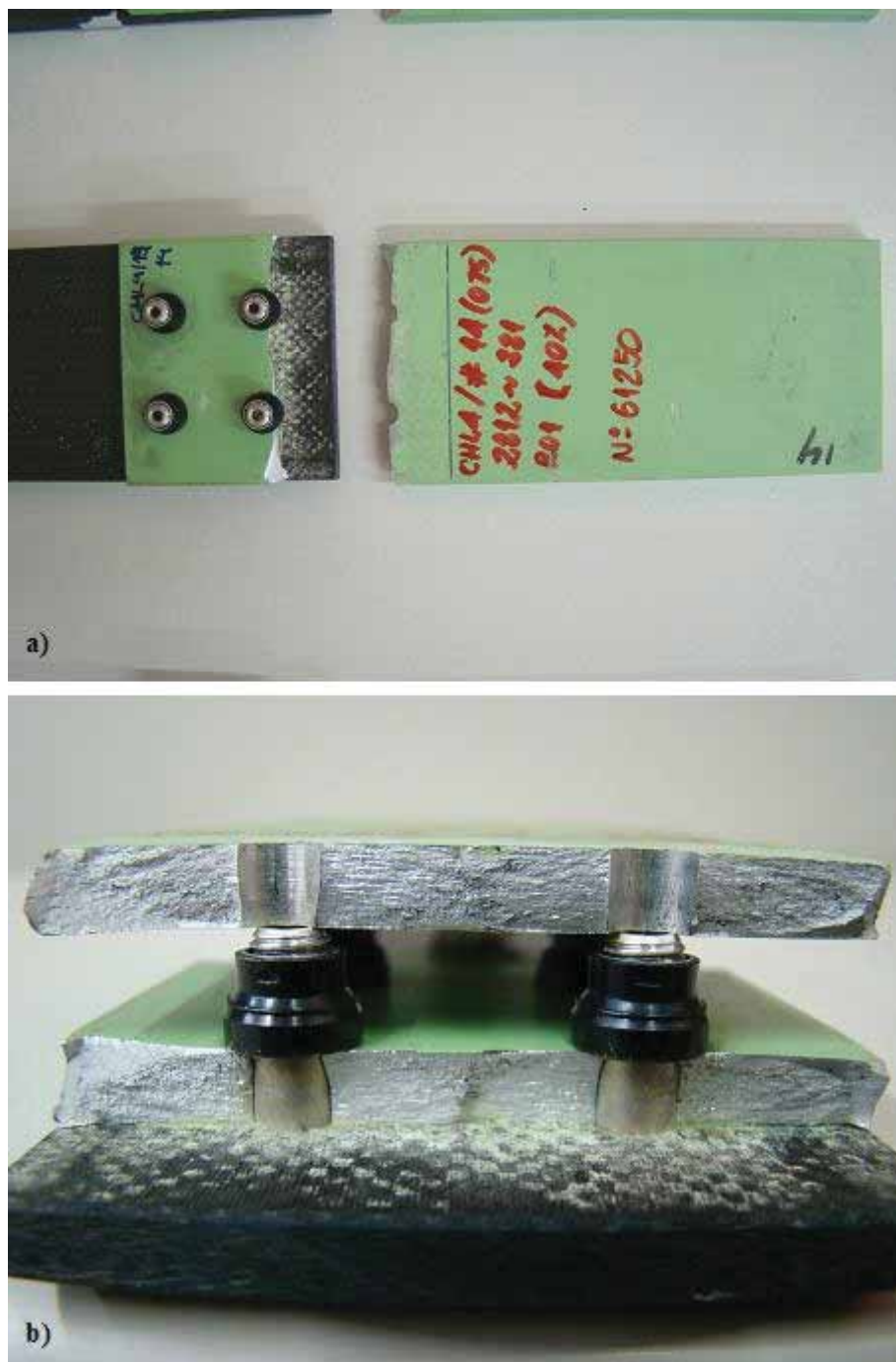


Figura 19 - CDP CHL4-14 - a) região de falha; b) superfície de falha

5.2.5 Configurações BL5 e CHL5

Tabela 7 - Resultados obtidos no teste de fadiga - Configurações BL5 e CHL5

BL5				CHL5			
CDP	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS	CDP	CARGA [daN]	TENSÃO [MPa]	CICLOS
BL5 - 4	5630	285,4	2788	CHL5 - 4	5630	281,8	3011
BL5 - 5	5630	284,5	3271	CHL5 - 5	5630	285,3	6176
BL5 - 6	3754	190,2	14063	CHL5 - 6	3754	190,8	18689
BL5 - 7	3754	190,6	21990	CHL5 - 7	3754	189,7	18370
BL5 - 8	3754	190,8	20272	CHL5 - 8	3754	190,3	20532
BL5 - 9	2252	113,5	57647	CHL5 - 9	2252	114,6	91714
BL5 - 10	2252	113,9	88073	CHL5 - 10	2252	112,6	78386
BL5 - 12	1501	76,3	500000	CHL5 - 11	2252	113,2	92311
BL5 - 13	1501	76,2	229728	CHL5 - 12	1501	76,7	449323
BL5 - 14	1501	76,1	488459	CHL5 - 13	1501	76,6	500000
BL5 - 15	1501	75,8	500000	CHL5 - 14	1501	287,7	4452
BL5 - 16	1501	74,7	500000	CHL5 - 15	1501	74,7	500000
BL5 - 17	5630	280,7	3249	CHL5 - 16	2252	113,9	56586
BL5 - 18	2252	112,3	43881	CHL5 - 17	2252	113,4	41909
				CHL5 - 18	2252	112,7	50028
				CHL5 - 19	5630	285,1	4218
				CHL5 - 20	1501	75,8	371423

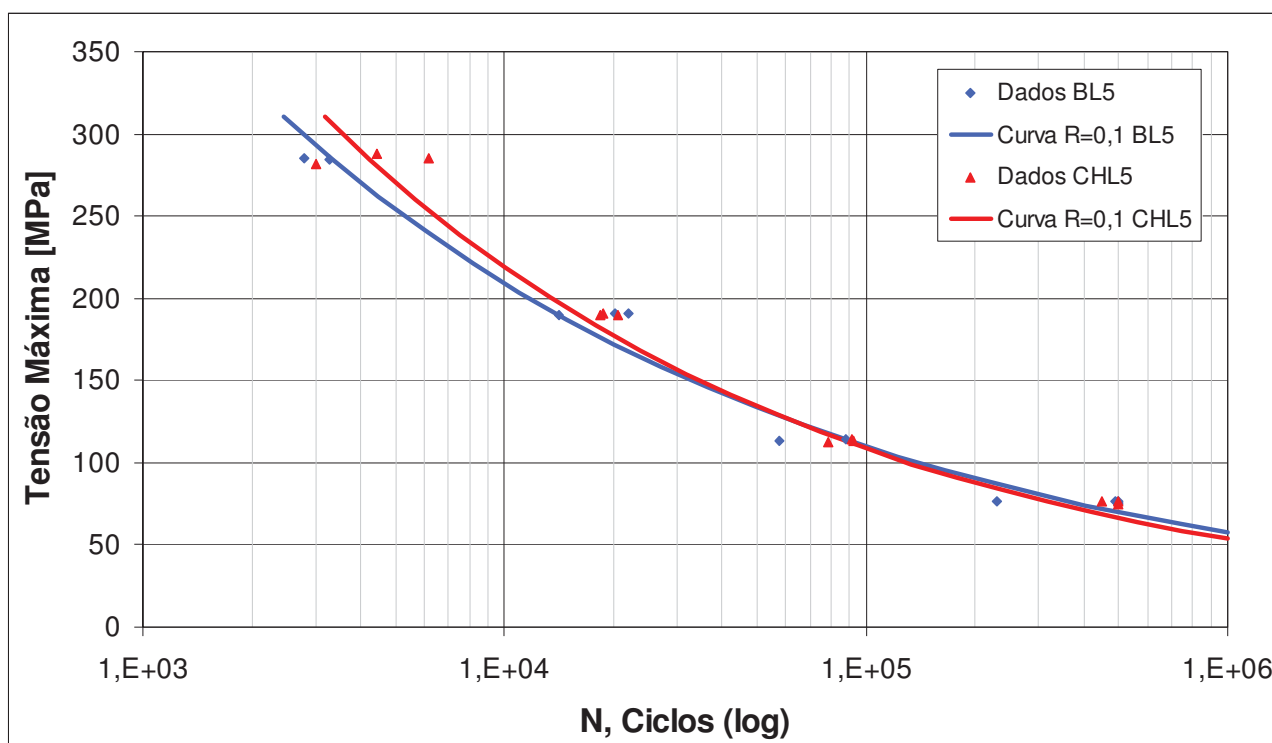


Figura 20 – Curva S-N, configurações BL5 e CHL5

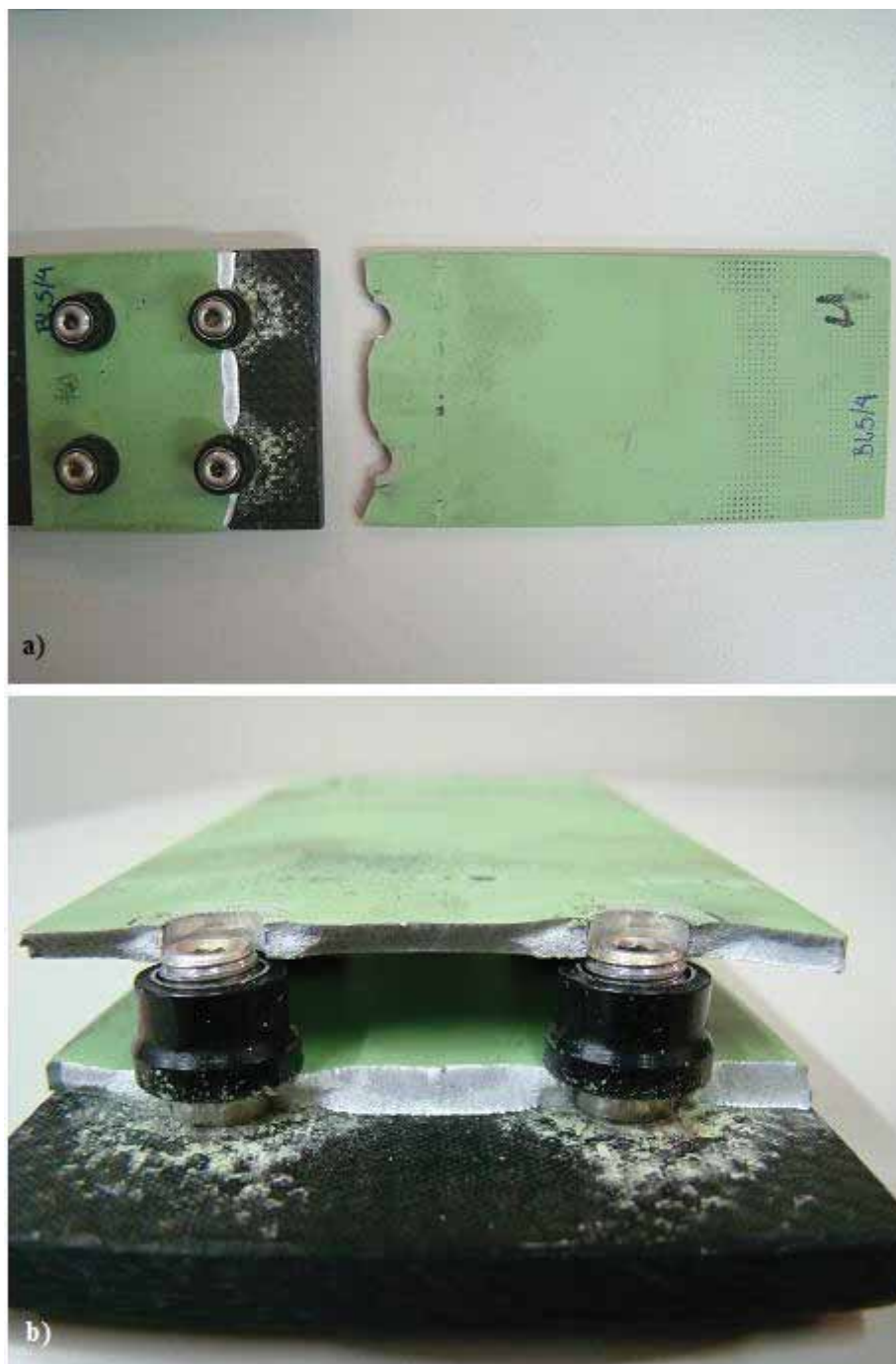


Figura 21 - CDP BL5-4 - a) região de falha; b) superfície de falha

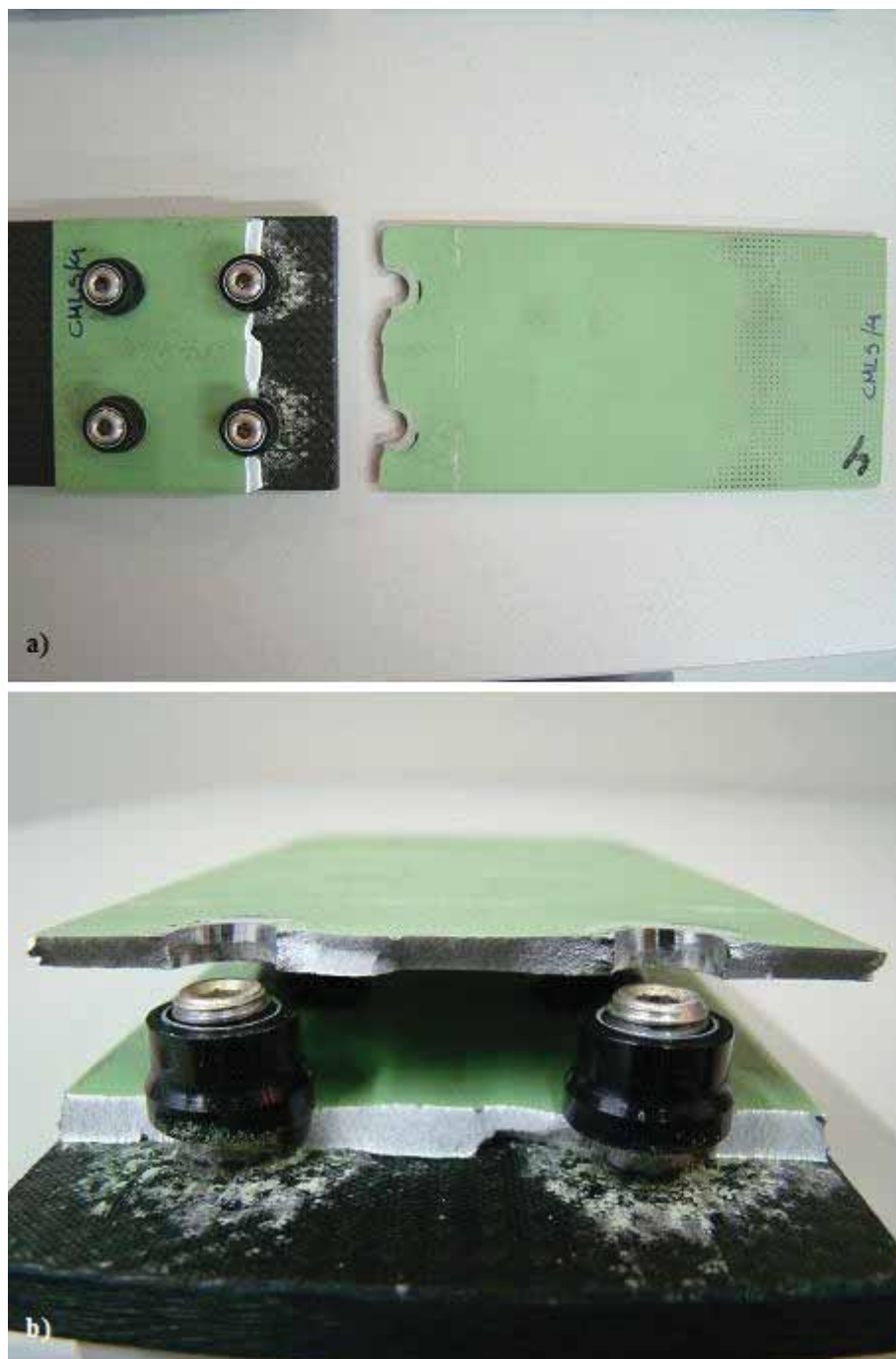


Figura 22 - CDP CHL5-4 - a) região de falha; b) superfície de falha

6 COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

Os resultados apresentados evidenciam que o objetivo de se verificar a variação da vida em fadiga, conforme a classe de furação utilizada foi atendido.

Nesse sentido, são relevantes alguns pontos de observação:

1. As curvas tendem a apresentar comportamentos similares em todas as configurações;
2. Em níveis de tensões mais baixos, a dispersão nos dados das configurações CHL tende a ser maior, devido à furação com folga;
3. Apenas na condição 5 a configuração BL5 apresenta maior dispersão de dados em relação à configuração CHL5.
4. O nível de dispersão apresentado é admissível sob o ponto de vista de fadiga.
5. Não foram considerados na análise os resultados de teste cuja falha ocorreu na região de fixação do corpo-de-prova.

Assim, embora haja determinado nível de dispersão entre os dados, ao se referir à fadiga, conclui-se que a furação com folga apresenta o mesmo comportamento relativo à furação com interferência, podendo aquela ser utilizada sem prejuízo sob o aspecto da fadiga.

7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALLAN, R. B.; HELLER, M.. **Stress Analysis of a Plate Containing a Round Hole with Combined Cold Expansion and Interference Fitting Under F-111C Representative Loading Conditions.** Melbourne: Aeronautical And Maritime Research Laboratory, 1997.

BROEK, David. **Elementary Engineering Fracture Mechanics.** The Hage: Martinus Nijhoff Publishers, 1984.

FINNEY, J. M.; ABSOLOM, N.; LEMM, K.. **Strength and Fatigue Life Enhancements of Cracked Metal.** Melbourne: Aeronautical And Maritime Research Laboratory, 1996.

MÜLLER, Richard Paul Gerhard. **An Experimental and Analytical Investigation on the Fatigue Behaviour of Fuselage Riveted Lap Joints.** Delft: Cip-gegevens Kloninkluke Bibliotheek, 1995.

SCHIJVE, Jaap. **Fatigue of Structures and Materials.** Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2001.

XAVIER, Antônio Carlos de Barros. **Considerações Para Análise de Juntas.** 2006. 150 f. Tese (Mestrado) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica., São José Dos Campos, 2006.