

Plano de Trabalho de Doutorado

Programa de Pós Graduação em Engenharia de Materiais
Escola de Engenharia de Lorena - USP

Título: Desenvolvimento e Análise da Técnica de Aquecimento a Laser como um Método para a Redução da Taxa de Crescimento de Trincas para as Ligas de Alumínio 2198-T851 e 7475-T761

Aluno: MSc. Cauê Pettermann Carvalho

Orientador: Prof. Dr. Carlos Antonio Reis Pereira Baptista

Março, 2022

SUMÁRIO

1. OBJETIVO GERAL	1
1.1. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	1
2. INTRODUÇÃO	2
2.1. LIGAS DE ALUMÍNIO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA	2
2.2. PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR FADIGA	7
2.3. LINHAS DE AQUECIMENTO A LASER.....	10
3. JUSTIFICATIVA	12
4. METODOLOGIA	13
4.1. PARÂMETROS DE AQUECIMENTO A LASER	13
4.2. EFEITO DO LASER NA PROPAGAÇÃO DE TRINCA.....	15
4.3. MODELAGEM DA PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR FADIGA E TENSÕES RESIDUAIS COMPRESSIVAS.....	17
5. RESULTADOS ESPERADOS.....	18
6. CRONOGRAMA DE ATIVIDADES	19
7. REFERÊNCIAS.....	20

1. OBJETIVO GERAL

O trabalho proposto visa estudar a interação do aquecimento a laser com chapas finas de ligas de alumínio aeronáutico, de forma a utilizá-lo como método para redução da taxa de crescimento de trincas por fadiga. As ligas em questão serão a 2198-T851 e a 7475-T761, com 2 mm e 1,6 mm de espessura, respectivamente. Pretende-se descrever o comportamento da trinca nessas ligas por meio de modelagem e simulações do estado de tensão e curvas de propagação de amostras das ligas no estado original e após tratamento a laser.

1.1. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Para uma melhor análise do proposto no objetivo geral, os seguintes objetivos específicos foram traçados:

- Analisar o efeito dos parâmetros de aquecimento a laser na liga 7475, por meio de microscopia óptica e perfil de microdureza, de forma a se determinar as melhores combinações entre aporte térmico e manutenção de propriedades monotônicas;
- Avaliar a taxa de crescimento de trincas por fadiga em amostras tratadas a laser, com os parâmetros a serem selecionados para a liga 7475 e parâmetros definidos em trabalho anterior para a liga 2198, por meio de ensaios com carregamento de amplitude constante e razão de tensão nula, comparando-se os resultados aos obtidos com amostras na condição de recebimento dos materiais;
- Estudar o comportamento da taxa de propagação de trincas por fadiga em carregamentos de amplitude variada que simulem situações reais de voo, para as condições não tratadas e as tratadas a laser, conforme definido no tópico anterior;
- Determinar as tensões residuais por meio de difração de raios X em alguns pontos de corpos de prova tratados e não tratados a laser;
- Avaliar a deformação à frente da trinca, associada à redistribuição de tensões residuais, por meio de ensaios de propagação de trinca empregando-se corpos de prova instrumentados com extensômetros;
- Modelar a distribuição de tensões residuais compressivas e sua redistribuição para diferentes tamanhos de trinca empregando-se o

método dos elementos finitos para as condições com amplitude de carregamento constante;

- Modelar as curvas de propagação de trinca por fadiga a partir dos dados experimentais.

2. INTRODUÇÃO

2.1. LIGAS DE ALUMÍNIO NA INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Ligas de alumínio têm sua presença destacada na indústria aeronáutica desde a substituição da madeira por esse material na década de 1920. Por conta da combinação de custo relativamente baixo, baixa massa específica e elevada resistência mecânica, por permitir um endurecimento por precipitação por meio de tratamentos térmicos, o alumínio é o material metálico mais utilizado em aeronaves (PRASAD; WANHILL, 2017). Além disso, as ligas de alumínio apresentam boas propriedades em fadiga e tolerância ao dano, fatores que são interessantes para o setor aeronáutico, visto que seus projetos são planejados a longo prazo, considerando mais de 60000 horas de voo (ZHANG; CHEN; HU, 2018).

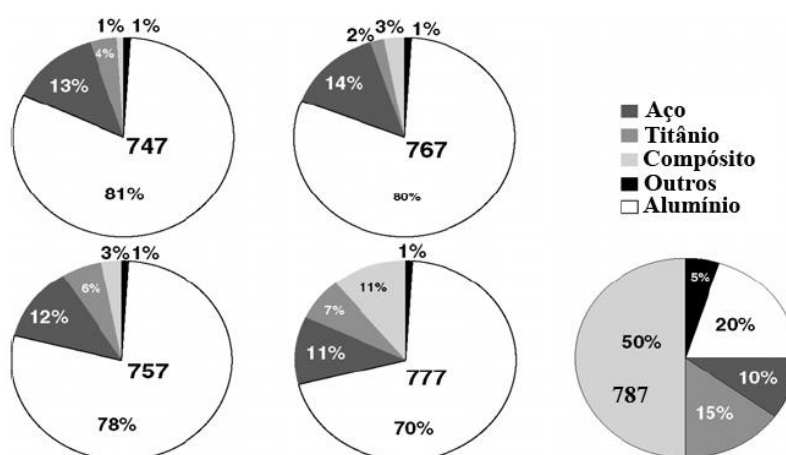
A fim de ilustrar o exposto, a figura 1 traz a composição de diversas aeronaves da Boeing, uma das principais no setor em questão. É notável como em todas as aeronaves até a 777, o alumínio é o elemento majoritário, e ainda que a 787 seja majoritariamente constituída de compósitos, a companhia ainda demonstra interesse na aplicação de novas ligas de alumínio para suas futuras aeronaves. Tal filosofia da Boeing é justificada, visto que os custos de certificação e fabricação de materiais compósitos continuam altos (WARREN, 2004). Ademais, para diversas empresas, o alumínio ainda é o principal material utilizado, ainda mais para a aplicação em fuselagens.

Três sistemas de ligas de alumínio se destacam para o uso aeronáutico, sendo as da série 2XXX, conhecidas por sua excelente tolerância ao dano e elevada resistência a propagação de trinca por fadiga, série 7XXX, as com maiores valores de resistência mecânica e as ligas do sistema Al-Li, as mais leves e com maiores propriedades específicas (RAJAN et al., 2016).

As ligas da série 2XXX apresentam como principal elemento de liga o cobre. Sua resistência mecânica é associada a um tratamento de solubilização,

seguido de um envelhecimento natural ou artificial, de modo a precipitar a fase θ . O principal representante desse tipo de ligas é a 2024, bem utilizada na fuselagem de aeronaves por conta de sua elevada tolerância ao dano. No entanto, pelo seu limite de escoamento moderado, sua utilização é limitada quando pensada em aplicações que exigem maior resistência, como por exemplo no revestimento da asa superior (RAJAN et al., 2016; ZHANG; CHEN; HU, 2018). Nas fuselagens do Boeing 777, uma outra liga da série 2XXX é utilizada, a 2524, a qual se trata de uma evolução da 2024. A liga em questão apresenta tenacidade à fratura e resistência à propagação de trinca por fadiga superiores, quando comparadas às da sua predecessora (DURSUN; SOUTIS, 2014).

Figura 1 - Porcentagem em peso das principais ligas aplicadas em aeronaves da Boeing



Fonte: (WARREN, 2004)

Em contrapartida ao limite de escoamento moderado da série 2XXX, a série 7XXX apresenta os maiores valores de resistência mecânica dentre as ligas de alumínio. Por conta disso, o sistema, que apresenta o zinco como elemento majoritário, é aplicado no revestimento de asas superiores, reforçadores e estabilizadores (DURSUN; SOUTIS, 2014). Para esse sistema de ligas, a adição de até 2% de cobre, combinado com magnésio e o zinco já presente na série 7XXX, confere maiores resistências mecânicas, permitindo a precipitação das fases $MgZn_2$, Al_2CuMg , entre outras do sistema Al-Zn-Mg-Cu. A liga mais comum

da série 7XXX é a 7075, devido à sua elevada resistência mecânica, boa usinabilidade e baixo custo de produção. No entanto, a liga em questão apresenta baixa resistência à corrosão e tolerância ao dano. O desenvolvimento de novas ligas da série 7XXX contornou tais contrapontos da liga 7075 (RAJ; SELVAM; PUGHALENDI, 2021).

A liga 7475 foi derivada da liga 7075, com redução nos teores de ferro e silício, além de alteração nos parâmetros de resfriamento e envelhecimento, promovendo à liga uma tenacidade 40% superior para a mesma têmpera. Além disso, ela apresenta uma ótima combinação entre resistência mecânica, resistência à propagação de trincas por fadiga e tenacidade à fratura, tanto ao ar como em ambiente agressivo (DURSUN; SOUTIS, 2014; RAJAN et al., 2016). A liga em questão tem como principais aplicações o revestimento de fuselagens e asas, além das longarinas das aeronaves (ZHOU; LIU; ZHANG, 2021). É reportado também que a liga, em relação a outras ligas de alumínio concorrentes, se sobressai nas propriedades em fadiga, tenacidade à fratura e em corrosão, a exemplo das ligas 7075, 7050 e até mesmo da 2024 (DURSUN; SOUTIS, 2014). A composição da liga pode ser visualizada na tabela 1, conforme especificado na norma AMS 4085 (SAE, 2011).

Tabela 1 - Composição química da liga 7475-T761.

Elemento Químico	Zn	Cu	Mg	Cr	Si	Ti	Fe	Mn	Al
AA7475	5,2	1,2	1,9	0,18					
AMS 4085	a	a	a	a	0,1	0,06	0,12	0,06	restante
(% peso)	6,2	1,9	2,6	0,25	máx	máx	máx	máx	

Fonte: (SAE, 2011).

Com relação aos tratamentos térmicos associados à liga 7475, duas rotas são mais utilizadas. Primeiramente o tratamento T6, em que a resistência mecânica é otimizada por meio de um envelhecimento artificial, e o tratamento T7, associado a um superenvelhecimento, de modo a priorizar o aumento de tenacidade e na resistência à corrosão. (BROWN, 1999). O tratamento T761 consiste em um tratamento de solubilização a 471°C por 30 minutos e 513°C por 60 minutos, seguido de têmpera em solução aquosa e envelhecimento artificial a 121°C por até 5 horas e 157°C por até 3,25 horas, conforme a especificação

técnica AMS 2770 (SAE, 2015). Segundo a especificação AMS 4085, o tratamento em questão promove à liga propriedades estáticas mínimas como tensão máxima de 490 MPa e limite de escoamento de 414 MPa (SAE, 2011).

Com relação ao sistema Al-Li, por conta de a adição do metal alcalino às ligas de alumínio promover uma considerável redução em peso, melhoria na resiliência e diminuição da taxa de propagação de trincas por fadiga, este tem sido bem estudado desde a década de 1920. Apesar disso, a primeira aplicação em aeronaves só veio em meados a Guerra Fria, com representantes do sistema nos Estados Unidos e na antiga União Soviética, na então chamada primeira geração da liga. A adição de 1% em peso de lítio permite ao sistema uma redução em peso de 3%, seguido de um aumento no módulo elástico de 6% e diminuição da taxa de propagação de trinca por fadiga. O mercado atual trabalha com a terceira geração do sistema, otimizando resistência mecânica com tolerância ao dano e menor anisotropia. Esta geração mostra grande potencial na área aeronáutica, de modo que as aeronaves C919 da empresa chinesa COMAC e as CSeries, da canadense Bombardier, já aplicam o sistema em questão (PRASAD; WANHILL, 2017; RIOJA; LIU, 2012).

Durante a elaboração das ligas do sistema Al-Li, grande parte encontrou-se na série 2XXX, de forma a se tratar de um sistema ternário Al-Cu-Li. Além disso, outros elementos podem ser adicionados ao sistema, de forma a conferir melhores propriedades a ele. O principal mecanismo de endurecimento neste tipo de liga se dá por meio do envelhecimento. Com o tratamento térmico T8, com uma etapa de envelhecimento artificial, são formados os principais precipitados do sistema, como δ' (Al_3Li), θ' (Al_2Cu), T_1 (Al_2CuLi) e β' (Al_3Zr) (MACIEL, 2018; PRASAD; WANHILL, 2017; RIOJA; LIU, 2012).

A liga 2198 com o tratamento térmico T851 apresenta uma morfologia de grãos empanquecados, fenômeno ainda mais evidenciado no sentido longitudinal à laminação (MACIEL, 2018). Com relação à composição química da liga, esta é descrita na tabela 2, conforme especificado na norma AMS 4412 (SAE, 2007). Já o tratamento térmico em questão, segue por uma rota de homogeneização, solubilização por 40 minutos a 550°C, resfriamento em água, estiramento a frio de 2 a 4% (T-51), seguido de um envelhecimento artificial T8 do material. O tratamento em questão promove à liga uma tensão máxima de 480 MPa e um limite de escoamento de 439 MPa.

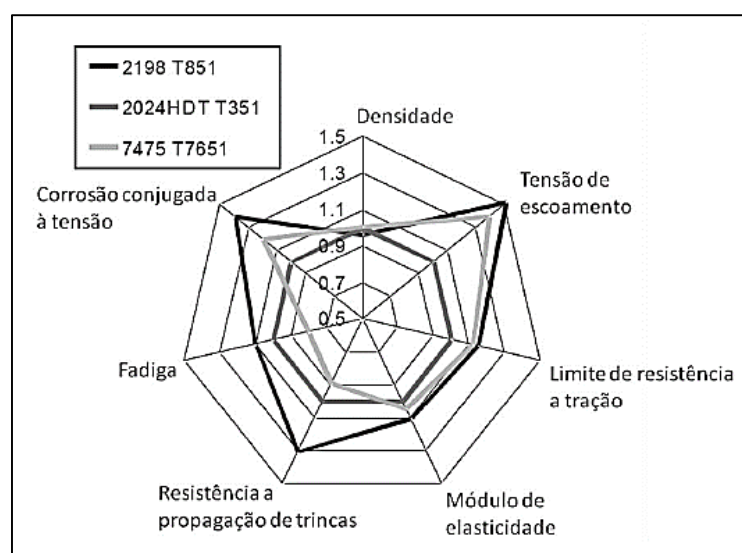
Na indústria aeronáutica, a liga é utilizada em fuselagens das aeronaves C Series da Bombardier e foi cotada para a aplicação em revestimento de fuselagens da aeronave A350 da Airbus. Algumas das propriedades da liga podem ser vistas na figura 2, em comparação com ligas bem utilizadas na indústria aeronáutica, sendo elas a AA2024 e a AA7475, a qual também será aplicada neste projeto. Na figura em questão, as propriedades são comparadas utilizando os valores da liga AA2024 como referência (propriedades = 1). Pode-se verificar também que a liga contendo lítio apresenta um grande potencial com relação às suas propriedades mecânicas, resistência à corrosão e massa específica ao se comparar com as outras duas ligas bem empregadas no setor aeronáutico.

Tabela 2 - Composição química da liga 2198-T851.

Elemento Químico	Li	Cu	Mg	Mn	Zr	Si	Ti	Fe	Zn	Al
AA2198	0,8	2,9	0,25	0,1	0,04					
AMS 4412	a	a	a	a	a	0,08	0,10	0,10	0,35	restante
(% peso)	1,1	3,5	0,8	0,5	0,18	máx	máx	máx	máx	

Fonte: (SAE, 2007).

Figura 2 - Comparação das propriedades da liga AA2198 com as ligas AA2024 e AA7475



Fonte: (HIGASHI, 2011).

2.2. PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR FADIGA

Na década de 1970, a filosofia da tolerância ao dano foi introduzida no setor aeronáutico. Desde então, as estruturas produzidas para aeronaves são elaboradas de forma a suportar a fadiga, corrosão, defeitos de fabricação ou danos acidentais. Assim sendo, tais estruturas podem continuar em uso mesmo com a existência de uma trinca, desde que sejam detectáveis em inspeções e a resistência residual seja suficiente para evitar uma falha catastrófica, sendo necessária manutenção quando a trinca atingir um certo limite (CUNHA, 2018).

Com isso em mente, o estudo da segunda fase da fadiga torna-se necessário, a propagação de trinca. Sendo necessário saber como é o comportamento de crescimento de trincas e determinar uma região segura de forma a evitar uma falha catastrófica, a qual ocorreria com a ruptura final da peça. Uma das principais equações que retratam o fenômeno da propagação de trincas foi elaborada por Paris (1963), sendo descrita pela equação 1.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (1)$$

Na equação em questão, C e n são constantes do material, (da/dN) é a taxa da propagação da trinca, de tal modo que a é o tamanho desta e N o número de ciclos. ΔK corresponde à variação fator intensidade de tensão. Desta forma, verifica-se que a taxa de propagação de trincas é uma propriedade que depende diretamente da tensão aplicada na ponta da trinca, retratada por ΔK .

Dentre as técnicas experimentais, uma das mais usuais utilizadas para a fadiga é aplicar um carregamento cíclico estacionário em um corpo de prova apresentando uma pré-trinca. Desta forma, os valores máximo e mínimo de força são mantidos e como consequência, o valor de ΔK varia conforme o ensaio prossegue (ASTM, 2015). É possível, entretanto, manter um valor constante de ΔK , ao se utilizar várias funções de carga *versus* tempo, produzindo assim diferentes valores de da/dN. Como um carregamento cíclico requer dois parâmetros de carga independentes para sua definição inequívoca, os efeitos de assimetria de tal carregamento vêm por meio da razão de carga R (descrita pela carga mínima dividida pela máxima), de tal modo que ΔK é dada como a única força motriz para a propagação da trinca (STEPHENS, 2001), embora a

existência de duas forças motrizes ΔK e $K_{m\acute{a}x}$ seja preconizada pelo Enfoque Unificado de Sadananda e Vasudevan (2004).

Em 1971, um estudo sobre fechamento de trincas foi elaborado por Elber (1971). A partir deste, verificou-se que a trinca permanece fechada durante parte do ciclo de carregamento, de forma que esta só se abre a partir de um K_{op} . Sendo assim, foi definida uma variação efetiva de fator intensidade de tensão (ΔK_{ef}), a qual é retratada pela equação 2.

$$\Delta K_{ef} = K_{m\acute{a}x} - K_{op} \quad (2)$$

Inicialmente foi estipulado que a principal responsável pelo fechamento da trinca era a tensão compressiva na ponta da trinca, devido à zona plástica nesta região. Entretanto, outros fatores também foram descobertos como contribuintes do fenômeno de fechamento da trinca, a exemplo da rugosidade, detritos, desajustes e oxidação das superfícies de fratura (KUJAWSKI, 2003). Embora seja uma técnica bem utilizada para a análise de trincas de fadiga, persistem debates quanto à eficácia do conceito de ΔK_{ef} , visto que inconsistências para a avaliação da taxa de propagação da trinca vêm sendo reportadas (SADANANDA; VASUDEVAN, 2004).

Além do exposto anteriormente, é importante salientar que outro quesito importante na vida de uma aeronave se dá por conta da propagação de trincas curtas, descritas na primeira fase de propagação. Assim sendo, além do estudo de trincas longas, seu estudo se faz de importância ao setor aeronáutico. Entretanto, poucos dados na literatura foram levantados para a propagação de trincas curtas, sendo ainda menor o volume de modelos desenvolvidos para descrevê-las. Jones e colaboradores (2012), elaboraram uma variação para o modelo de Hartmann-Schijve para a equação da NASGRO (descrita na equação 3), de modo a retratar a propagação de trincas curtas e longas, e mais recentemente, avaliar a taxa de dispersão de trincas em fuselagem (MOLENT; JONES, 2016). Um espectro de carga pode ser substituído na equação 3 por um carregamento de amplitude constante equivalente. Para este caso, o fator que define o limiar de propagação de trinca (ΔK_{thr}) pode ser utilizado para determinar a variação das taxas de propagação para diferentes valores de R e poderá ser

utilizado no trabalho em questão para analisar, por exemplo a influência do tratamento por linhas de aquecimento a laser.

$$\frac{da}{dN} = \frac{D(\Delta K - \Delta K_{thr})^p}{(1 - K_{m\acute{a}x}/A)^{p/2}} \quad (3)$$

D é um parâmetro em que a curva intercepta o eixo y em aproximadamente $1 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ quando a equação é plotada na escala log-log. ΔK_{thr} e A são escolhidos de forma a se determinar a melhor representação dos dados experimentais. E p é uma constante do material, sendo determinada como 2 para diversos materiais metálicos (MOLENT; JONES, 2016).

Embora os modelos apresentados anteriormente sejam determinísticos, a fadiga é um fenômeno estocástico, de modo a ocorrer dispersão de dados. Estudos apresentados por Siqueira e colaboradores (2015) avaliaram o comportamento de dispersão das curvas de tamanho de trinca em função do número de ciclos, para a liga 2024-T351. Tanto sob amplitude de carregamento constante, quanto variada, de modo que o trabalho permitiu a avaliação de intervalos de confiança para o material. A modelagem estatística é dada pela equação 4.

$$dX_t = aX_t^b + cX_t dW_t \quad (4)$$

Para a equação em questão, aX_t^b corresponde ao comportamento médio da curva, enquanto $cX_t dW_t$ trata da aleatoriedade do processo, retratado pelo movimento Browniano, descrito pelo vetor de Wiener dW_t . X_t é o tamanho da trinca em milímetros, t é o tempo e a, b, c são os parâmetros de ajuste sendo estimados por meio de um algoritmo. Primeiramente, c é calculado com a equação 5, depois b é calculado utilizando a equação 6, de modo que er tem ordem de grandeza de 10^{-3} e então, a é calculado com a equação 7.

Embora a princípio tal modelagem apresente parâmetros calculados sem a utilização de propriedades da liga, ao se considerar que a componente aX_t^b trata de um comportamento médio das curvas a versus N, é possível comparar os parâmetros a e b com as propriedades das ligas associadas à Lei de Paris. No entanto, mais dados experimentais são necessários para esse fim.

$$c = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n-1} \frac{(x_{i+1}^{0.5} - x_i^{0.5})^2}{t_{i+1} - t_i}}{\sum_{i=1}^{n-1} x_{i+1} - x_i}} \quad (5)$$

$$er = \left| \frac{\sum_{i=1}^n x_i^b}{\sum_{i=1}^n x_i^{b-0.5}} - \frac{\sum_{i=1}^{n-1} \frac{x_{i+1} - x_i}{t_{i+1} - t_i}}{2 \sum_{i=1}^{n-1} \frac{(x_{i+1} - x_i)^{0.5}}{t_{i+1} - t_i} + \frac{c^2}{4} \sum_{i=1}^n x_i^{0.5}} \right| \quad (6)$$

$$a = \frac{\sum_{i=1}^{n-1} \frac{x_{i+1} - x_i}{t_{i+1} - t_i}}{\sum_{i=1}^n x_i^b} \quad (7)$$

2.3. LINHAS DE AQUECIMENTO A LASER

No campo aeronáutico, diversas técnicas são utilizadas com a finalidade de aumentar a vida em fadiga de componentes, a exemplo do *shot peening*, a expansão a frio e até mesmo a *técnica do laser shock peening*. As técnicas em questão se baseiam na introdução de uma tensão residual compressiva, sendo esta benéfica em relação ao fenômeno da fadiga.

Outra técnica além das apresentadas anteriormente mostra resultados positivos em literatura. Trata-se de um modo de aquecimento localizado, seguido de resfriamento rápido, como forma de inserir tensões residuais compressivas em chapas finas de alumínio. O método foi apresentado por Parker E. e Parker, W. (1991) e posteriormente testado por Yee e Sidhu (2005) como forma de retardar trincas de fadiga em uma liga AA 2024-T3, com uma espessura de 1,6 mm e entalhe lateral. A técnica em questão, de maneira análoga ao que acontece em soldas a laser, gera tensões residuais trativas na região aquecida, mas tensões compressivas nas proximidades (CUNHA, 2018).

A premissa de Parker foi que as tensões residuais de tração na direção de propagação da trinca, superpostas à tensão de tração perpendicular à trinca

(devido ao carregamento aplicado), minimizariam as tensões cisalhantes nos planos a $+45^\circ$ e -45° da direção de propagação. Considerou-se que o mecanismo de propagação da trinca se dá por deformações plásticas cíclicas devido à movimentação de discordâncias ativada pelas tensões cisalhantes nas direções aproximadas dos planos citados (PARKER E.; PARKER W., 1991).

Shiue e colaboradores (2004) avaliaram o efeito do aquecimento a laser no aço inoxidável AISI 304. Sabe-se que para aços o efeito do aquecimento a laser pode apresentar a introdução de tensões residuais por conta do gradiente térmico, mas também pela transformação de fases martensítica. O aço utilizado no trabalho em questão não apresenta a fase martensítica para resfriamentos convencionais, portanto o efeito estudado foi análogo ao que ocorre em ligas de alumínio. Verificou-se então que quando as linhas de aquecimento eram aplicadas perpendicularmente ao sentido de propagação de trinca, o efeito de retardo era mais evidente do que quando realizado no mesmo sentido, visto que para esse modo de aplicação, as tensões residuais compressivas associadas ao processo são as responsáveis pelo retardo da trinca.

Deste modo, em trabalhos posteriores, os estudos em ligas de alumínio utilizaram da técnica proposta por Parker E. e Parker, W. (1991), mas com a adaptação do sentido de aplicação das linhas de aquecimento, de forma a otimizar o retardo da trinca, conforme verificado por Shiue e colaboradores (2004). Nestes estudos, parâmetros diferentes foram avaliados, como a potência do laser, sua velocidade transversal, o número de linhas de aquecimento, configuração das linhas de laser, ligas diferentes de alumínio, com espessuras diferentes, apresentando resultados positivos na diminuição das taxas de propagação da trinca (CUNHA; LIMA, 2017; GROTH et al., 2015; SCHNUBEL et al., 2012).

Além disso, em trabalhos anteriores do autor deste projeto (CARVALHO et al., 2021), o efeito do aquecimento a laser na liga 2198-T851, com 2 mm de espessura foi avaliado. No trabalho em questão, estudou-se o efeito do tratamento para diferentes valores de R, verificando uma menor efetividade quando a razão de carregamento é maior. Além disso, foi realizada uma modelagem das curvas a versus N , tomando como base a lei de Paris e definindo a carga de fechamento na ponta da trinca, sendo um dos poucos trabalhos em

literatura a apresentarem algum modelo para a propagação de trinca após o tratamento a laser.

Ainda assim, a literatura aponta a importância de ensaios de fadiga com blocos de carregamento simulando situações reais de voo (DIXON; MOLENT; BARTER, 2016; ŠEDEK; RŮŽEK, 2018). Além disso, os trabalhos apresentados descrevem de alguma forma o comportamento de tensões do laser, seja por meio de análise de tensões residuais compressivas ou simulações das forças de fechamento. No entanto, tais análises estão associadas a uma condição anterior ao crescimento de trinca. Diversos trabalhos em literatura avaliando o efeito de soldagem na fadiga reportam a alteração do estado de tensão conforme a trinca cresce (JIANG et al., 2021; LILJEDAHN et al., 2010). Deste modo, estudos acerca das lacunas na avaliação da técnica ainda são necessários.

3. JUSTIFICATIVA

A técnica do aquecimento a laser vem apresentando resultados satisfatórios na diminuição da taxa de propagação da trinca, a exemplo de trabalhos anteriores do grupo de pesquisa (CARVALHO et al., 2021), que em uma das condições de ensaio foi possível evidenciar a parada da trinca para a liga 2198-T851. Entretanto, verificou-se também uma influência significativa da razão de carregamento na efetividade do tratamento. Com isso em mente e como poucos trabalhos em literatura avaliam o efeito de tal componente no tratamento, mais esforços acerca do assunto devem ser dispostos. A exemplo disso, outras razões de carregamento devem ser estudadas, como valores de R nulos, para o qual o corpo de prova do tipo C(T), como no trabalho citado, é incompatível. Sendo assim, a necessidade de corpos de prova do tipo M(T) se faz presente nessa linha de estudo.

Analogamente, embora carregamentos com amplitude constante apresentem resultados importantes para o estudo do comportamento em fadiga de um material, componentes de engenharia estão submetidos a amplitudes de carregamento variável. Desta forma, para a realização de ensaios com um comportamento mais realista, é indispensável a utilização de blocos de carregamento que simulem situações reais de voo, conforme proposto por esse projeto (STEPHENS; FATEMI, 2001; SURESH, 1998).

Poucos artigos ainda são encontrados referente à comparação de diferentes ligas de alumínio tratadas pelo aquecimento a laser, a exemplo de Lima e colaboradores (2018). No entanto, o trabalho em questão demonstra a diferente magnitude das tensões residuais entre ligas diferentes. Tal fato reforça a necessidade de mais estudos acerca do assunto, principalmente para ligas com importância acentuada para o setor aeronáutico, como a 2198 e a 7475, a serem aplicadas neste projeto. Analogamente, o estudo estocástico, como o apresentado por Siqueira e colaboradores (2015) é eficiente para estudar a dispersão associada ao ensaio de fadiga, sendo uma ferramenta para evidenciar o ganho de vida relacionado ao tratamento, visto que poucas condições promovem a parada da trinca, como o observado pelo autor deste projeto de pesquisa em um trabalho anterior (CARVALHO et al., 2021).

Embora a compreensão da distribuição inicial de tensões residuais seja de extrema importância para a compreensão do fenômeno, sendo assim necessária sua realização, conforme a trinca cresce, o estado de tensões gerado por tratamentos a laser é modificado, como evidencia a literatura (JIANG et al., 2021; LILJEDAHN et al., 2010). Sendo assim, os estudos avaliando o comportamento de tensões residuais antes do ensaio de fadiga começar são insuficientes para retratar o real cenário associado à diminuição da taxa de crescimento de trinca. Portanto, propostas como as apresentadas por esse projeto, realizando ensaios instrumentados e modelagens com softwares que utilizam da análise pelo método dos elementos finitos, são essenciais para a evolução das análises acerca do tratamento a laser, bem como para eventuais modelagens das curvas de propagação.

4. METODOLOGIA

4.1. PARÂMETROS DE AQUECIMENTO A LASER

As ligas utilizadas para o projeto em questão foram doadas pela Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A (Embraer), sendo elas a AA 2198-T851 e a AA 7475-T761, com 2 mm e 1,6 mm de espessura, respectivamente. A escolha dos melhores parâmetros de aquecimento a laser deve ser feita a partir da condição que promova maior aporte térmico, minimizando-se os efeitos na microestrutura

da liga (como fusão e superenvelhecimento) e danos na peça (trincas ou rugosidade excessiva).

Em trabalho anterior realizado pelo autor deste projeto, a liga 2198-T851, com 2 mm de espessura já foi analisada, de modo a se obter resultados satisfatórios da técnica no retardo da propagação da trinca por fadiga. Em especial, um dos tratamentos realizados promoveu a parada da trinca em um ensaio com razão de carregamento 0,1 e carga máxima de 0,8 kN (CARVALHO et al., 2021). Devido à efetividade de tal parâmetro, este deve ser replicado no projeto em questão. Trata-se de um aquecimento utilizando um laser a fibra, o qual é desfocalizado, com o intuito de promover um diâmetro de feixe de 2 mm, sendo seu cabeçote posicionado a 12,2 mm da distância focal. A velocidade transversal de propagação do cabeçote é de 1 mm/s, utilizando uma potência de 200 W. Os corpos de prova relacionados à liga são revestidos com uma camada ablativa de spray de grafite, com o intuito de aumentar a absortividade das peças de alumínio, além produzir uma camada protetora de CO₂ quando aquecida, visto que não será utilizado simultaneamente ao ensaio um fluxo de gás protetor.

Com relação à liga 7575-T761, chapas com 1,6 mm de espessura também já foram estudadas (CUNHA, 2018), no entanto nenhum resultado foi tão evidente quanto a parada da trinca descrita anteriormente. Portanto, uma nova série de parâmetros será avaliada para a liga em questão. Os únicos parâmetros a serem variados para a análise em relação à liga 2198 serão a potência e a velocidade transversal. As linhas de aquecimento a laser serão incididas a pelo menos 12,5 mm umas das outras, com o intuito de reduzir a influência de um tratamento no outro, em pedaços de chapa de 100 x 100 mm, incidindo-se 3 feixes diferentes por peça. Inicialmente serão definidos 3 parâmetros de potência, cada qual com 4 parâmetros de velocidade, sendo eles 150 W, 200 W, 250 W e 1 mm/s, 2,5 mm/s, 5 mm/s e 7,5 mm/s.

Todos os tratamentos a laser serão realizados no Laboratório Multiusuário de Desenvolvimento e Aplicações de Lasers e Óptica (Dedalo) do IEAv/DCTA, por meio de um laser a fibra fabricado pela IPG Photonics, modelo YLR-2000. A utilização da infraestrutura do laboratório está prevista conforme estabelecida na carta de apoio em anexo a este projeto de pesquisa.

Para a análise do efeito dos parâmetros de aquecimento na liga 7475, será realizada uma análise microestrutural e de microdureza de cada condição

utilizada. Essa etapa do trabalho será realizada no Laboratório de Metalografia da Área II da Escola de Engenharia de Lorena (EEL-USP). Inicialmente, cada condição de tratamento a laser será cortada próxima ao centro da linha de aquecimento, de forma a selecionar uma região estável desta, gerando uma amostra com dimensões de aproximadamente 15,0 mm de comprimento por 12,5 mm de largura, de forma a centralizar esta linha. Estes cortes serão realizados por meio de uma cortadora de precisão da BUEHLER modelo IsoMet 1000.

Posteriormente, as amostras serão embutidas a frio (visto que o embutimento a quente poderia prejudicar o tratamento), utilizando uma resina Epoxi, de tal modo que a superfície a ser analisada seja a transversal à linha de aquecimento. As amostras embutidas serão então lixadas seguindo a sequência de lixas #320, #600, #1200 e #2400, sendo então polidas com uma suspensão de sílica coloidal (OPS) de 0,05 μm . Após a preparação, as amostras serão então atacadas com o reagente Keller por 10 s e então analisadas via microscópio óptico LEICA modelo DM4000 M.

Após a análise metalográfica, será realizada em cada amostra um perfil de microdureza próximo à superfície de aquecimento, de modo a determinar o comportamento do material ao ser tratado via laser. Para isso será utilizado um microdurômetro BUEHLER modelo MICROMET 2004, com uma carga aplicada de 50 gf por 10 s. O espaçamento entre cada endentação deve ser de pelo menos 2,5 vezes o diâmetro médio endentado, conforme a norma ASTM E384-17 (ASTM, 2017).

4.2. EFEITO DO TRATAMENTO A LASER NA PROPAGAÇÃO DE TRINCA

Os ensaios de propagação de trinca por fadiga serão realizados no sistema servo-hidráulico MTS 810.23M pertencente ao Laboratório de Ensaios Mecânicos da EEL/USP, realizados de acordo com a norma ASTM E647-15e1 (2014). Para os ensaios em questão serão utilizados corpos-de-prova do tipo M(T), com 175 mm de comprimento por 50 mm de largura. O entalhe central será aberto por meio de serra de relojoeiro, com 10 mm de extensão. O monitoramento da trinca será realizado pelo método da flexibilidade elástica (*compliance*), por meio de um medidor de deslocamento MTS mod. 632.03F-21, com uma abertura de 12 mm.

A orientação da trinca adotada pelo material será a TL, visto na literatura ser a mais adequada para a liga 2198 (SCHNUBEL, 2012). Analogamente, de forma comparativa, o sentido TL será utilizado para a liga 7475. Dois pares de linha de aquecimento serão aplicadas nos corpos de prova, sendo um par para cada lado da propagação da trinca. As linhas se distanciarão por 11 mm e 15 mm do centro da chapa, de modo a manter os valores de ΔK associados às posições das linha aplicadas em trabalhos anteriores do grupo de pesquisa, visando um carregamento que promova também valores iniciais de ΔK análogos.

Os parâmetros de aquecimento para a liga 7475 serão aqueles que combinam maior aporte térmico, com menor diminuição das propriedades monotônicas da liga, determinadas na etapa anterior do projeto. Para a liga 2198, como dito será utilizada uma velocidade transversal de propagação do laser de 1 mm/s, com uma potência de 200 W, devido sua eficiência em trabalhos anteriores.

Simultaneamente à aquisição de dados do ensaio, a deformação associada à frente da trinca será aferida, com o intuito de averiguar a evolução da resistência do material com o tratamento a laser conforme a trinca cresce, comparando com as condições de metal base. Para este fim, extensômetros lineares da marca HBM, modelo LY43-0.6/120, do tipo meia ponte, de 120 Ω , com $k = 1,73$ serão utilizados. A colagem destes será realizada a 16 mm das bordas do CDP, sendo a 9 mm do centro teórico deste, dos dois lados de propagação de trinca. Os extensômetros serão colados de tal modo que ambos apresentem seus centros posicionados na linha de propagação da trinca, com utilização do adesivo instantâneo TEKBOND-793. A ligação com o computador será realizada por meio de um amplificador universal da QuantumX, modelo MX840A, com a aquisição de dados sendo realizada por meio do software catmanEasy, com uma frequência de 1200 Hz a cada medição.

Para os ensaios, primeiramente será avaliada amplitude de carregamento constante, com valor nulo de R. Tal necessidade é feita, visto que em literatura, a avaliação do tratamento é realizada para as ligas em questão apenas com razões de carregamento positivas e não nulas (CARVALHO et al., 2021; CUNHA; LIMA, 2017). Por fim, para os ensaios com carregamento de amplitude variável, serão utilizados espectros que simulam situações reais de voo.

4.3. MODELAGEM DA PROPAGAÇÃO DE TRINCA POR FADIGA E TENSÕES RESIDUAIS COMPRESSIVAS

A literatura sobre a aplicação de aquecimento a laser para aumentar a resistência ao crescimento da trinca por fadiga, além de ser escassa, foca apenas no desenvolvimento do processo e em ensaios demonstrativos. Diferentes modelos de propagação da trinca serão testados neste projeto. O primeiro deles é baseado na lei de Paris, descrita pela equação 1. O método em questão visa determinar os parâmetros C e n do metal base, de forma a modelar uma curva para tal condição. Para as condições utilizando o laser, serão simuladas curvas a versus N , tomando como base a curva modelada para o metal base e então considerando uma tensão compressiva uniformemente distribuída. Esse método foi empregado em trabalho anterior (CARVALHO et al., 2021) e apresentou uma boa representação dos dados experimentais. Os cálculos necessários serão realizados por meio de planilha eletrônica.

Ademais, de forma a se estimar o comportamento de dispersão dos ensaios envolvendo metal base e então avaliar a real efetividade dos tratamentos, o modelo proposto por Siqueira e colaboradores (2015) também será aplicado. Nesse caso, serão utilizadas ferramentas computacionais como o MATLAB e planilhas eletrônicas como Origin e Excell para o tratamento dos dados experimentais, utilizando os cálculos apresentados pelas equações de 4 a 7. Pelo método em questão, é visada também a obtenção de uma correlação entre os parâmetros do modelo e constantes do material, associadas à lei de Paris.

A equação 3 é uma das várias propostas com o objetivo de serem mais abrangentes, podendo ser utilizada para descrever o crescimento de trincas curtas sob carregamentos de amplitude variável e poderá ser utilizada neste projeto. Outros modelos presentes na literatura também poderão ser testados no decorrer do trabalho. Com a modelagem, será possível calcular a vida restante em configurações estruturais típicas de aeronaves comerciais.

Por fim, com relação à simulação de tensões residuais, serão utilizados softwares para análises por elementos finitos. Dentre eles, o ESI SYSWELD, a partir do qual, utiliza-se um banco de dados de ligas para simular o cenário desejado. Higashi e Lima (2012) utilizaram de uma liga análoga à 2198-T851

para retratar o comportamento desta, já a liga 7475 está presente no banco de dados a ser utilizado. Outras possibilidades incluem o uso do software ABAQUS, que possui uma versão gratuita para estudantes, e de um programa computacional na linguagem FORTRAN desenvolvido pelo professor do Demar/EEL João Paulo Pascon, que pode realizar cálculos de tensões e deformações nos regimes linear e não-linear, utilizando propriedades da liga para as simulações. Um exemplo de aplicação para a liga 2198 é apresentado por Schnubel e Huber (2012), utilizando da análise numérica para estimar também o comportamento em propagação de trinca por fadiga, o que pode ser utilizado para o projeto em questão. Ainda nessa linha, o referido programa desenvolvido pelo Prof. Pascon já foi empregado em um trabalho anterior do nosso grupo (PASCON et al., 2019) e tem a possibilidade de ser aperfeiçoado de modo a simular a introdução de tensões residuais e sua evolução com o avanço da trinca.

Para comparar os valores simulados de tensão residual com os reais, serão tomados como referência análises por difração de raios X, utilizando as facilidades do Laboratório Nacional de Nanotecnologia (LNNano), o qual faz parte do Centro Nacional de Pesquisa em Energia e Materiais (CNPEM). Almeja-se inicialmente uma análise dos corpos de prova tratados e não tratados antes do ensaio de propagação, de modo a se analisar tal condição em relação à modelagem, definindo-se pontos de interesse nos corpos de prova para o estudo em questão. No entanto, com o decorrer do trabalho, poderão ser realizadas análises após ensaios de propagação interrompidos, comparando também tal comportamento com o modelado, de modo a evidenciar a redistribuição de tensões residuais compressivas.

5. RESULTADOS ESPERADOS

Devido aos resultados analisados em literatura referentes à liga 2198, é esperado para o tratamento a laser de 200 W e 1 mm/s uma notável melhoria do comportamento de propagação de trinca, visto que a razão de carregamento a ser utilizada será ainda menor do que o obtido em literatura. Para os ensaios envolvendo simulações de voo, também almeja-se um comportamento análogo.

De maneira similar, de forma a combinar um maior aporte térmico com menor deterioração do material, é esperado obter um parâmetro que se

comporte de maneira similar ou até melhor do que foi apresentado em literatura para a liga 7475.

Com relação aos ensaios de propagação de trinca instrumentados por extensômetros, espera-se para as condições tratadas uma maior resistência à deformação em relação aos devidos metais base, evidenciando que mesmo com a propagação da trinca, as tensões compressivas associadas ao ensaio se mantêm com magnitudes suficientes para resistir à propagação, pontuando a efetividade do tratamento, mesmo após a diminuição da área residual de material.

Analogamente, especula-se que embora haja uma reorganização do estado de tensão à frente da trinca, conforme ela se propaga, ele se mantenha suficientemente alto para o retardo efetivo da propagação, podendo em alguns casos ocasionar o *crack arrest*. Presume-se que os softwares para análise pelo método de elementos finitos sejam suficientes para retratar tal comportamento.

É esperado também que as modelagens das curvas a versus N e da/dN versus ΔK sejam suficientemente precisas para retratar o comportamento em ambas as ligas. Também, que o modelo estocástico possa definir um intervalo de confiança acerca do metal base, de modo a evidenciar se o tratamento a laser tem sua efetividade pontuada ou não. Por fim, almeja-se ainda com o modelo estocástico, identificar um critério para a definição do crack arrest, de modo que em aplicações futuras, não sejam necessários ensaios com ciclagens tão elevadas para indicar o fenômeno.

6. CRONOGRAMA DE ATIVIDADES

O projeto terá a duração de 48 meses, ou seja, 4 anos, tempo estabelecido pelo regimento para a conclusão do doutorado. O cronograma detalhado por trimestre (T) pode ser visualizado na tabela abaixo.

1. Pesquisa bibliográfica;
2. Tratamento a laser de amostras;
3. Caracterização das amostras tratadas a laser;
4. Produção dos corpos de prova do tipo M(T);
5. Tratamentos a laser nos corpos de prova de fadiga;
6. Ensaos instrumentados de propagação de trinca por fadiga com amplitude de carregamento constante;

7. Análise de tensões residuais nos corpos de prova por difração de raios X;
8. Análise de resultados;
9. Exame de qualificação;
10. Ensaio instrumentado de propagação de trinca por fadiga simulando situações reais de voo;
11. Análise de tensões residuais nos corpos de prova por difração de raios X;
12. Simulações dos estados de tensão nos corpos de prova ensaiados sob amplitude constante de carregamento;
13. Modelagem e simulações da propagação de trinca por fadiga;
14. Análise de resultados;
15. Elaboração da tese e publicações.

AT	1° ano				2° ano				3° ano				4° ano			
	1T	2T	3T	4T	1T	2T	3T	4T	1T	2T	3T	4T	1T	2T	3T	4T
1	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
2	X	X														
3		X	X													
4		X	X													
5			X	X												
6			X	X	X											
7					X	X	X									
8		X	X	X	X	X	X									
9							X	X								
10							X	X	X							
11								X	X	X						
12									X	X	X	X				
13									X	X	X	X				
14								X	X	X	X	X	X			
15													X	X	X	X

AT = Atividades;

T = Trimestre.

7. REFERÊNCIAS

ASTM E647-13. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. 50p. **American Society for Testing and Materials**, 2014. p. 1–

50.

BROWN, K. Non-ferrous alloys 7475Al. In: BROWN, William et al (Ed.). **Aerospace structural metals handbook**. West Lafayette: CINDAS/Purdue University, 1999. Code 3220, p. 1-8.

CARVALHO, C. P. et al. Investigation of laser treatment as a method for fatigue crack growth retardation in aluminum alloy 2198-t851. **Metals**, v. 11, n. 12, p. 1–12, 2021.

CUNHA, M. C. **Tratamento superficial a laser para modificação da velocidade de propagação de trincas por fadiga em ligas de alumínio aeronáutico**. 2018. 143f. Tese (Doutorado em Ciências e Tecnologias Espaciais) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2018.

CUNHA, M. C.; LIMA, M. S. F. The influence of laser surface treatment on the fatigue crack growth of AA 2024-T3 aluminum alloy alclad sheet. **Surface & Coatings Technology**, v. 329, p. 244–249, 2017.

DIXON, B.; MOLENT, L.; BARTER, S. A study of fatigue variability in aluminium alloy 7050-T7451. **International Journal of Fatigue**, v. 92, p. 130–146, 2016.

DURSUN, T.; SOUTIS, C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys. **Materials and Design**, v. 56, p. 862–871, 2014.

GROTH, A. et al. **Design of local heat treatment for crack retardation in aluminium alloys**. Procedia Engineering, v. 114, p. 271–276, 2015.

HIGASHI, A. L. C. **Soldagem de uma liga alumínio-cobre-lítio utilizando laser a fibra**. 2011. 106f. Dissertação (Mestrado) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.

HIGASHI, A. L. DE C.; DE LIMA, M. S. F. Occurrence of defects in laser beam welded Al-Cu-Li sheets with t-joint configuration. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 4, n. 4, p. 421–429, 2012.

JIANG, W. et al. Fatigue life prediction of 316L stainless steel weld joint including the role of residual stress and its evolution: Experimental and modelling. **International Journal of Fatigue**, v. 143, n. June 2020, p. 105997, 2021.

JONES, R.; MOLENT, L.; WALKER, K. Fatigue crack growth in a diverse range of materials. **International Journal of Fatigue**, v. 40, p. 43–50, 2012.

KUJAWSKI, D. σ K eff parameter under re-examination. **International Journal of Fatigue**, v. 25, p. 793–800, 2003.

LILJEDAHN, C. D. M. et al. The effect of weld residual stresses and their re-distribution with crack growth during fatigue under constant amplitude loading. **International Journal of Fatigue**, v. 32, n. 4, p. 735–743, 2010.

LIMA, M. S. F. et al. Laser-induced heating for enhanced fatigue life of aerospace aluminum alloys. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 40, n. 11, p. 1–5, 2018.

MACIEL, C. I. S. **Estudo de fadiga e tenacidade de ligas de alumínio e alumínio-lítio soldadas por fricção-mistura (FSW) submetidas a atmosferas corrosivas e criogênicas**. 2018. 193f. Tese (Doutorado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

MOLENT, L.; JONES, R. The influence of cyclic stress intensity threshold on fatigue life scatter. **International Journal of Fatigue**, v. 82, p. 748–756, 2016.

PARIS, P.; ERDOGAN, F. A Critical Analysis of Crack Propagation Laws. **Journal of Basic Engineering**, p.528-534, 1963.

PARKER, E. R.; PARKER, W. J. **Method for reducing the fatigue crack growth rate of cracks in the aluminum alloy fuselage skin of an aircraft structure**. U.S. Patent n. 5,071,492, 10 dez. 1991.

PASCON, J. P.; TORRES, M. A. S.; BAPTISTA, C. A. R. P. Numerical Model for the Stress Field ahead of a Crack in Elastoplastic Regime. **Procedia Structural Integrity**, v. 17, p. 411-418, 2019.

PRASAD, N. E.; WANHILL, R. J. H. **Aerospace Materials and Material Technologies**. 1. ed. Singapore: Springer, 2017.

RAJ, R. J.; SELVAM, P. P.; PUGHALENDI, M. A Review of Aluminum Alloys in Aircraft and Aerospace Industry. **Journal of Huazhong University of Science and Technology**, v. 50, n. 4, p. 0–10, 2021.

RAJAN, R. et al. Trends in aluminium alloy development and their joining methods. **Reviews on Advanced Materials Science**, v. 44, n. 4, p. 383–397, 2016.

RIOJA, R. J.; LIU, J. The Evolution of Al-Li Base Products for Aerospace and Space Applications. **Metallurgical and materials transactions A**, v. 43, n. September, p. 3325–3337, 2012.

SADANANDA, K.; VASUDEVAN, A. K. Crack tip driving forces and crack growth representation under fatigue. **International Journal of Fatigue**, v.26, p.39-47, 2004.

SAE ASM. AMS 4413-2007-10: **Aluminum alloy, plate 2198-T851**. Aerospace material specification, 2007.

SAE INTERNATIONAL. AMS4085: **Aerospace Material Specification, Aluminum Alloy Sheet 5.7Zn - 2.2Mg - 1.6Cu - 0.22Cr (7475-T761) Solution Heat Treated and Overaged**. Warrendale, 2011.

SAE INTERNATIONAL. AMS2770: **Heat Treatment of Wrought Aluminum Alloy Parts**. Warrendale, 2015.

SCHNUBEL, D. et al. Retardation of fatigue crack growth in aircraft aluminium alloys via laser heating – Experimental proof of concept. **Materials Science & Engineering A**, v. 546, p. 8–14, 2012.

SCHNUBEL, D.; HUBER, N. Retardation of fatigue crack growth in aircraft aluminium alloys via laser heating - Numerical prediction of fatigue crack growth. **Computational Materials Science**, v. 65, p. 461–469, 2012.

ŠEDEK, J.; RŮŽEK, R. Thickness Effect Analysis on Fatigue Crack Propagation of 7475 Plate Material under Variable Amplitude Loading. **MATEC Web of Conferences**, v. 188, 2018.

SHIUE, R. K. et al. The effect of residual thermal stresses on the fatigue crack growth of laser-surface-annealed AISI 304 stainless steel Part I : computer simulation. **Materials Science & Engineering A**, v. 364, p. 101–108, 2004.

SIQUEIRA, A. F. et al. **Stochastic Modeling of Fatigue Crack Growth in 2024T-351 Aluminum Alloy**. 23rd ABCM International Congress of Mechanical

Engineering. **Anais**...Rio de Janeiro, RJ: 2015.

STEPHENS, R. I.; FATEMI, A. **Metal Fatigue in Engineering**. 2nd ed. New York: John Wiley & Sons, Inc., 2001.

SURESH, S. **Fatigue of Materials**. 2. ed. New York: Cambridge University Press, 1998.

WARREN, A. S. Developments and challenges for aluminum - A boeing perspective. **Mater Forum**, v. 28, p. 24–31, 2004.

YEE, R. K.; SIDHU, K. S. Innovative laser heating methodology study for crack growth retardation in aircraft structures. **International Journal of Fatigue**, v. 27, p. 245–253, 2005.

ZHANG, X.; CHEN, Y.; HU, J. Recent advances in the development of aerospace materials. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 97, n. August 2017, p. 22–34, 2018.

ZHOU, B.; LIU, B.; ZHANG, S. The advancement of 7xxx series aluminum alloys for aircraft structures: A review. **Metals**, v. 11, n. 5, 2021.



MINISTÉRIO DA DEFESA
COMANDO DA AERONÁUTICA
INSTITUTO DE ESTUDOS AVANÇADOS

Exmo. Sr. Professor Dr.
CARLOS ANTONIO REIS PEREIRA BAPTISTA
Escola de Engenharia de Lorena da Universidade de São Paulo

REF.: Carta de apoio ao projeto de pesquisa.

Professor:

O Laboratório Multiusuário de Aplicações de Lasers e Óptica (Lab. DEDALO) do Instituto de Estudos Avançados (IEAv) vem por meio desta manifestar o seu apoio ao projeto ***Desenvolvimento e Análise da Técnica de Aquecimento a Laser como um Método para a Redução da Taxa de Crescimento de Trincas para as Ligas de Alumínio 2198-T851 e 7475-T761***, realizado pelo discente **Cauê Pettermann Carvalho** sob vossa orientação.

Faz-se notar a nossa profícua e frutífera colaboração ao longo dos últimos doze anos, durante os quais agregamos valor aos trabalhos de pesquisas de ambas as instituições tanto na área de aplicações de lasers quanto na área de mecânica dos sólidos.

Espero que esta tese de doutoramento na PPGEM/USP tenha o mesmo sucesso que os nossos trabalhos anteriores.

Fico à disposição para quaisquer esclarecimentos que se façam necessários.

Atenciosamente.

Milton Sergio Fernandes de Lima, PhD
Divisão de Fotônica
Instituto de Estudos Avançados
IEAv, C.P. 6044, CEP 12.228-970 São José dos Campos
E-mail: msflima@gmail.com - Tel. (55.12) 3947 5464

São José dos Campos, 23 de março de 2022.