

FACULDADE GALILEU
CURSO SUPERIOR DE ENGENHARIA CIVIL

Ricardo Fernandes Thomé

ANÁLISE DE DEFORMAÇÃO ESTRUTURAL NO
PROCESSO DE MONTAGEM EM FUSELAGENS
AERONAUTICAS.

Botucatu - SP
2020

FACULDADE GALILEU
CURSO SUPERIOR DE ENGENHARIA CIVIL

Ricardo Fernandes Thomé

**ANÁLISE DE DEFORMAÇÃO ESTRUTURAL NO
PROCESSO DE MONTAGEM EM FUSELAGENS
AERONAUTICAS.**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como
requisito a obtenção do título de Bacharel em
Engenharia Civil, na Faculdade Galileu Botucatu.

ORIENTADOR: Prof. M.e Douglas Ricardo Fumes

Botucatu - SP
2020

Ricardo Fernandes Thomé

**ANÁLISE DE DEFORMAÇÃO ESTRUTURAL NO
PROCESSO DE MONTAGEM EM DE FUSELAGENS
AERONAUTICAS.**

BANCA EXAMINADORA

*Aos meus pais, João e Wilma, aos
meus filhos Guilherme e Leonardo, e
aos meus irmãos Rodrigo e Daniela.*

Agradecimentos

Ao Professor M.e Douglas, pela orientação e amizade.

Aos amigos de Empresa pela confiança e paciência.

Bruno, Carlos, Cheroglu, Fred, Jorge, Jose Carlos, Kleber, Leandro, Luiz, Pimenta, Selpis e Rodrigo.

Aos Professores da Faculdade, que sem distinção trataram a todos com respeito e atenção ao disseminar o conhecimento, em especial aos professores:

Alfredo, Diego, Marcos, Patussi.

Aos colegas Formandos e membros fundadores da ProJr a qual tive a honra de fazer parte.

Everton, Giuliano, Luigi, Marcos e Rafael.

As muitas pessoas que fazem parte da minha história e me fizeram crescer como ser humano.

“A sucessão de gerações humanas através dos tempos pode ser considerada como um único homem que vive eternamente e não deixa de aprender.”

Blaise Pascal (1623-1662)

Resumo

A montagem estrutural Aeronáutica é dividida em conjuntos e subconjuntos que compõem seus respectivos segmentos, ou seja, fuselagem, asas, e empenagens, durante a junção destes segmentos, observa-se grande número de discrepâncias nos requisitos de gap, step, passo, borda e posição, e que requerem um grande desprendimento de energia com análises e utilização de recursos para entender a causa raiz do efeito observado na junção dos segmentos, ou após terminado os trabalhos com junção, adquirir o entendimento de se ter obtido um produto fora das especificações de projeto, esta condição indesejada do produto, frequentemente é associada ao processo de cravação, que como é sabido insere tensão aos furos, desta forma, superficialmente se conclui que estas tensões teriam um efeito acumulativo que seria capaz de deformar os produtos, contudo no decorrer deste estudo ficou claro que as deformidades, apesar da contribuição da cravação, tem sua principal causa nos vários métodos e processos de fabricação antes da cravação, e estes, se bem controlados, a variável de tensão de cravação pode ser aceito nos conjuntos sem causar consequências indesejáveis nas junções dos seguimentos.

Palavras-chave: deformação, estrutural, cravação, montagem, aeronáutica

Abstract

The Aeronautical structural assembly is divided into sets and subsets that make up their respective segments, that is, fuselage, wings, and warps. During the junction of these segments, it's possible to observe a large number of discrepancies in the requirements of gap, step, edge and position, and it requires a great deal of energy with analysis and use of resources to understand the root cause of the effect observed in the joining of the segments, or after finishing the works with joining, it's necessary to acquire the understanding of having obtained a product outside the specifications of design, this unwanted condition of the product is often associated with the fastening process, which as it is known inserts tension into the holes, thus, superficially it is concluded that these stresses would have a cumulative effect that would be able to deform the products, however during this study it was clear that deformities, despite the contribution of fastening, have their main cause in the various methods and processes of fabrication before fastening, and if fastening is well controlled, the fastening tension variable can be accepted in the sets without causing undesirable consequences at the junctions of the segments.

Keyword: deformation, structural, fastening, assembly, aeronautics

Lista de Figuras

Figura 1 Representação das etapas de montagem estrutural.....	18
Figura 2 Ilustração de um jogo de painéis enviados com tirantes para junção	22
Figura 3 Cotagem funcional dos Gms	24
Figura 4 Histograma do ferramental_01 antes da cotagem funcional	25
Figura 5 Histograma do ferramental_01 depois da cotagem funcional	25
Figura 6 Histograma do ferramental_02 antes e depois da cotagem funcional.....	26
Figura 7 Histograma do ferramental_03 antes e depois da cotagem funcional.....	26
Figura 8 Histograma do ferramental_04 antes e depois da cotagem funcional.....	26
Figura 9 Histograma do produto final após as modificações	27
Figura 10 Divergencia entre os projetos de ferramental e produto.....	29
Figura 11 Falha do conj. pino / bucha no projeto dos ferramentais.....	33
Figura 12 Chapas utilizadas no CDP.; proprio autor	36
Figura 13 Verificação das Chapas utilizadas no CDP antes da cravação.; próprio autor	37
Figura 14 Verificação das Chapas utilizadas no CDP após da cravação.; próprio autor	43
Figura 15 Verificação da contra cabeça do prendedor, conforme Bajracharya (2006)	44
Figura 16 Dimensões do rebite antes e após cravação, conforme Homan (2007)....	44
Figura 17 Formulação da conformação de um rebite, slug (MU et al., 2010).....	45
Figura 18 Representação do furo, próprio autor.....	46
Figura 19 Ciclo alternado de aplicação de tensão na forma senoidal	48
Figura 20 Exemplo de cravação manual	48
Figura 21 Estado plano das tensões, próprio autor	50

Figura 22 Representação do círculo de Mohr, próprio autor	51
Figura 23 Modelo matemático do CDP da chapa 7475-T761, próprio autor	52
Figura 24 Modelo matemático do CDP da chapa 2024-T3, próprio autor	52
Figura 25 Posição dos furos na chapa 2024-T3 antes da cravação, próprio autor ...	53
Figura 26 Posição dos furos na chapa 7475-T761 antes da cravação, próprio autor	54
Figura 27 sentido da flecha percebida após a cravação, próprio autor.	56
Figura 28 CDP com pinos em liga de titânio, próprio autor	58
Figura 29 chapa 2024-T3 instalada com pinos, proprio autor	58
Figura 30 Posição dos furos na chapa 2024-T3 depois de cravado, próprio autor ...	59
Figura 31 Posição dos furos na chapa 7475-T761 depois de cravado, próprio autor	60
Figura 32 Compare das posições dos furos para chapa 2024-T3, próprio autor	61
Figura 33 Compare das posições dos furos para a chapa 7475-T761, próprio autor.	62
Figura 34 Perfil aerodinâmico da fuselagem antes da aplicação da metodologia	65
Figura 35 Perfil aerodinâmico da fuselagem apos aplicação da metodologia.	65

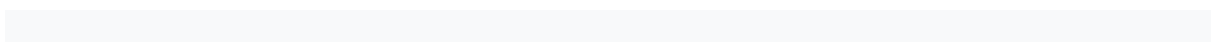
Lista de Tabelas

Tabela 1 Detalhamento técnico do rebite.....	35
Tabela 2 Metodo de Chauvenet para analise dos furos iniciais nas cavernas.; proprio autor	39
Tabela 3 Método de Chauvenet para análise dos furos descravados na cav. no sentido “X”.; proprio autor	39
Tabela 4 Metodo de Chauvenet para analise dos furos descravados na cav. no sentido “y”.; proprio autor	40
Tabela 5 Metodo de Chauvenet para analise dos furos iniciais No revestimento.; proprio autor	40
Tabela 6 Metodo de Chauvenet para analise dos furos descravados na rev no sentido “X”.; proprio autor	41
Tabela 7 Metodo de Chauvenet para analise dos furos descravados na rev. no sentido “y”.; proprio autor	41
Tabela 8 Propriedades das ligas AA2024 T3, segundo Cerveira (2008, pg.; 28).....	49
Tabela 9 Propriedades mecânicas do material 2024 T3, elaborado do próprio autor, ...	49
Tabela 10 Valores do diâmetro dos furos antes da cravação, próprio autor.	54
Tabela 11 Valores do diâmetro dos furos antes da cravação, próprio autor	55
Tabela 12 Valores do diâmetro dos furos na chapa 2024-T3 depois de cravado, próprio autor	60
Tabela 13 Valores do diâmetro dos furos na chapa 7475-T761 depois de cravado, próprio autor	61

Sumário

Agradecimentos.....	5
Resumo	7
Abstract	8
Lista de Figuras	9
Lista de Tabelas	11
1. INTRODUÇÃO	14
1.1 Contexto Geral.....	15
1.2 Objetivos	15
2. REVISÃO DE LITERATURA.....	15
3. METODOLOGIA	17
3.1 INICIATIVAS PARA CORRIGIR O PROBLEMA.....	20
3.2 TESTES APLICADOS:.....	20
3.3 ANALISES TRIDIMENSIONAIS.....	23
3.4 REAPLICAÇÕES DA METODOLOGIA.....	28
3.5 ANÁLISE ISOLADA DA CRAVAÇÃO	35
3.5.1). Resultados obtidos com análise por elementos finitos.	53
3.5.2). Resultados obtidos através da análise dos furos na chapa	43
3.5.2.1) Análise de deformação com círculo de Mohr	50
4 RESULTADOS.....	64
5 CONCLUSÕES	66

6 REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS.	68
7 GLOSSÁRIO.	70
7.1). Glossário de palavras utilizadas.	70
7.2). Glossário dos símbolos utilizados.....	70



1. INTRODUÇÃO

Na montagem estrutural aeronáutica, é observado durante a junção dos seguimentos que os mesmos apresentam deformidades que dificultam a sua junção e até mesmo as impossibilita, desta forma obrigando os times de engenharia a desprenderem grande esforço na tentativa de entender e solucionar o problema ali observado, contudo nesta fase da montagem a detecção da causa raiz do problema é extremamente difícil devido aos vários aspectos da montagem que neste momento já estão incorporados ao conjunto. Um dos aspectos mais estudados na literatura, é a expansão dos furos que fazem a junção das peças, esta teoria sugere que devido a esta expansão as tensões existentes no furo após a cravação são capazes de deformar o conjunto.

Conforme Barrantes (2005), “O processo de rebitagem é bastante antigo e tradicional na indústria aeronáutica, pois foi introduzido logo no início do século XX, por volta de 1915, com a fabricação das primeiras aeronaves de estrutura 100% metálica na Alemanha pela Junkers, apesar disso o estudo inerente a deformação dos furos devido ao processo de rebitagem é mais recente.

Os estudos mais aprofundados sobre rebitagem datam da década de 1990, mais especificamente 1994, com a técnica desenvolvida por Fitzgerald para medir, por meio de difração por raios X, as tensões residuais ao redor dos rebites e chapas (FITZGERALD et al., 1994, apud FAISHAL, 2006)

Assim, entender as deformidades apresentadas, é faz-se extremamente importante para evitar os desperdícios com retrabalhos que numa condição mais extrema podem levar ao sucateamento antecipado da estrutura da aeronave.

1.1 Contexto Geral

Entender e minimizar as deformações a que a estrutura está ou será sujeita, a fim de evita-las garantindo uma montagem dentro dos requisitos estabelecidos para as instalações posteriores que farão interface com a fuselagem, como por exemplo os sistemas de combustível, pneumáticos, hidráulicos, sistemas ambientais, entre outros que se localizam posicionados na fuselagem.

1.2 Objetivos

Obter uma metodologia capaz de avaliar assertivamente as causas das deformidades e a identificação de suas origens fundamentais, contribuindo assim para a redução dos desperdícios e retrabalhos gerados por problemas de deformações indesejadas no processo produtivo.

2. REVISÃO DE LITERATURA

Negroni (2013) descreve: Foi observado na indústria aeronáutica que durante a montagem de fuselagens, existem alguns painéis laterais que sempre se deformam nas extremidades em alguns milímetros após a cravação dos rebites, resultando na diminuição do raio de curvatura do painel. Suspeita-se que esse fenômeno esteja associado a uma deformação do revestimento quando é efetuada a operação de rebitagem, uma vez que se trata de painéis relativamente grandes (aproximadamente 5 m de comprimento) com linhas de cravação com mais de 100 rebites.

Já para; Trabasso, L. G. (2013), painéis de fuselagem, painéis de asas, os processos de rebitagem automática e manual são os mais utilizados. Durante esses processos, deformações são induzidas devido a interação entre as deformações plásticas dos rebites e a estrutura circundante em processo de montagem. Esse

problema é ainda mais perceptível em grandes estruturas como grandes painéis de fuselagem ou de asa. Este fato pode resultar em alterações geométricas dos segmentos estruturais e, por consequência, um tempo considerável é posteriormente exigido dos times de manufatura para contornar o problema gerado na rebitagem.

Em consonância com os pesquisadores acima, Figueira (2013) afirma que, O processo de rebitagem, apesar de seu uso comum, não foi profundamente estudado nos seus primórdios. Um dos motivos se deve às complexas interações plásticas, altamente não lineares, concernentes à conformação do rebite até sua forma final. Todas as informações referentes ao processo e relevantes para o projeto e manufatura, no princípio, eram obtidas basicamente por experiência, pelo método da tentativa e erro, por formulações empíricas. Os estudos mais aprofundados sobre rebitagem, surpreendentemente, são relativamente recentes, e datam da década 1990, mais especificamente 1994, com a técnica desenvolvida por Fitzgerald para medir, por meio de difração por raios X, as tensões residuais ao redor dos rebites e chapas (FITZGERALD et al., 1994, apud FAISHAL, 2006) ”

Também Müller (1995) em suas considerações para sua tese de doutorado relata que, neste aspecto, a presente investigação mostra que a força de conformação do rebite é o fator mais interessante a ser considerado, (Portanto) haverá consequências para o controle de qualidade da produção. (MÜLLER, 1995, cap.2, p.13, tradução do autor), ainda sob a ótica das análises feitas por Müller, ele também afirma: A expansão do furo plástico leva a uma complexa distribuição de tensão residual em 3-d, (também traduzido pelo autor).

Szolwinski e Farris, (2000), elaboraram estudo onde demonstram que a uma forte interação entre os parâmetros de rebitagem, especialmente a força de aperto e o estado de tensão ao redor dos furos, desta forma influenciando a vida em fadiga das

juntas. Eles demonstram também que nas proximidades das paredes dos furos predomina um estado de tensões compressivas circunferenciais, mas à partir de uma determinada região, radialmente um pouco mais além, predomina um estado de tensões circunferenciais trativas, ambos em função da magnitude da força de conformação aplicada, eles realçam a necessidade de entender mais detalhadamente o mecanismo de expansão diametral do rebite e sua interação com as paredes dos furos, especialmente o estado de tensões residuais resultante ao redor dos mesmos.

Harish, Szolwinski e Farris (1997), dando continuidade aos estudos de Müller (1995) e enfocando, em parte, os aspectos de manufatura na instalação dos rebites, efetuam um estudo experimental visando identificar os fatores que influenciam a vida em fadiga de juntas rebitadas. Eles elaboram um modelo numérico, por MEF, para avaliar o estado de tensões nas chapas ao redor do rebite e o efeito sobre a expansão dos furos. Uma conclusão importante desse estudo é a não uniformidade das tensões radiais e circunferenciais.

3. METODOLOGIA

A montagem de partes estruturais é a fase inicial do ciclo de construção de uma aeronave, e é composta por algumas etapas distintas, cada qual sujeita as suas próprias cargas e tensões.

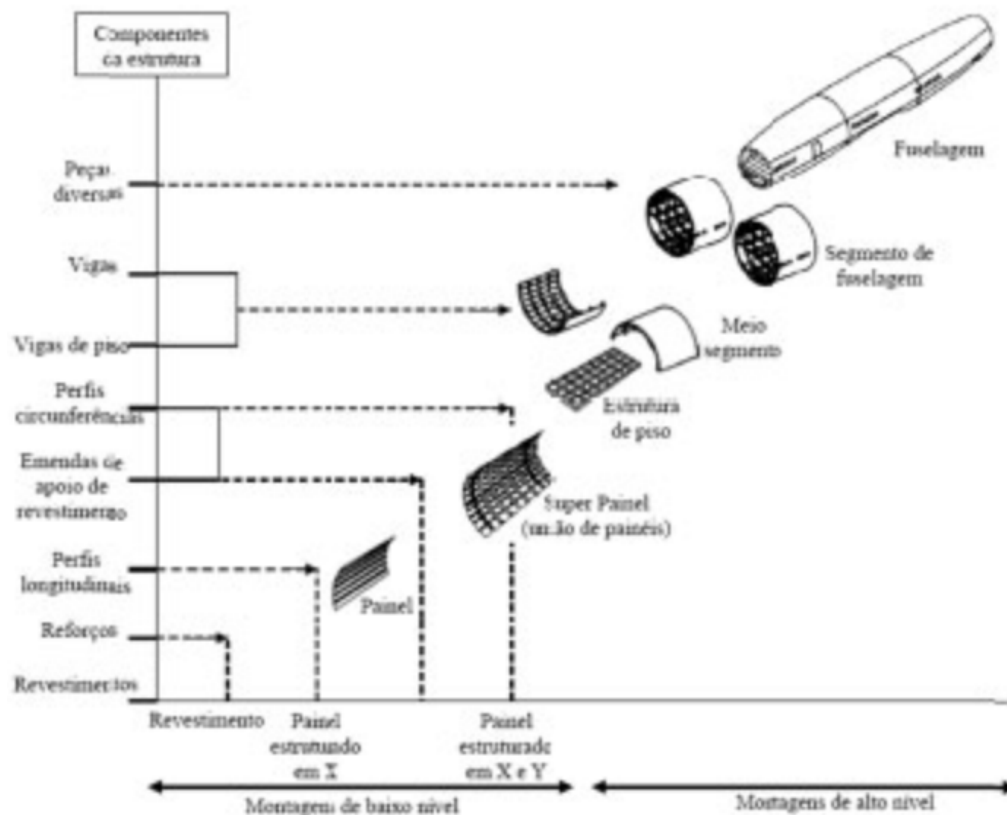


Figura 1 Representação das etapas de montagem estrutural

FONTE: https://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0103-17592010000600009 (visto em 01/mar/20220)

O início dos estudos aqui resumidos, teve seu princípio com as dificuldades que ocorriam durante a montagem dos painéis em suas respectivas junções, onde se observa desvios dimensionais como os atritos, gap e steps, em desacordo com os requisitos listados em seus respectivos projetos.

Estes problemas, impediam a montagem da suportagem interna e externa na fuselagem, com a utilização de seus ferramentais dedicados, pois a condição da fuselagem não era repetitiva. Desta forma, a instalação precisava ser feita com utilização de recursos tridimensionais o que consumiam em média 03 turnos, com 02 operadores e um equipamento tridimensional (braço ou Laser), quando o previsto era

a utilização de 01 turno com 02 operadores utilizando ferramentais dedicados para a instalação.

Outro desperdício causado pelas falhas intrínsecas de deformação era o reprocessamento desnecessário com ajustes nas junções. Estes retrabalhos consumiam aproximadamente 08HH recorrentes na montagem, estes desvios também impactavam a montagem final durante a instalação dos componentes e sistemas eletrônicos, pois como não havia uma repetibilidade confiável na fuselagem, os pontos utilizados para entrada de laser ou braço também variavam o que ao final gerava montagem dos suportes eventualmente deslocados, mesmo com a utilização dos recursos tridimensionais.

Desta forma, na ocasião foi analisado o conjunto junção central com 03 painéis que a compunham.

A análise inicial dos relatórios sugeria que os desvios estavam apenas nos produtos painéis, que ficariam "fechados", ou seja, com a sua curvatura "linha de sistema" menor que as tolerâncias especificadas pelo projeto após a cravação automática.

Desta forma, várias ações foram tomadas para tentar robustecer a montagem dos painéis, a princípio apenas em nível dos métodos e processos, pois até então entendia-se que, como os ferramentais já estavam com try-out realizado, e em uso, para o caso dos painéis, estes estariam na condição de projeto.

Contudo a evolução das análises e testes executados mostrou que não importava qual o método, ou o processo a ser utilizado na fabricação dos painéis, os mesmos resultados indesejáveis na junção se repetiam.

Como a alteração dos métodos e processos não surtiu efeito desejável, partiu-se para reavaliar os Gabaritos de montagem dos painéis, o que ao final levou a

conclusão de que os mesmos poderiam ser melhorados para a fabricação de peças muito mais confiáveis conforme evidenciado no decorrer deste trabalho.

3.1 INICIATIVAS PARA CORRIGIR O PROBLEMA

Os relatórios iniciais, apontavam o painel superior, que compõe o teto da aeronave, como sendo o que tinha a maior deformação, este foi utilizado como piloto para os testes, e as medidas investigativas tomadas para este conjunto estão indicadas sucintamente abaixo:

3.2 TESTES APLICADOS:

3.2.1). As buchas oblongas do GM que fixavam as cavernas estampadas, foram substituídas por buchas fixas, pois para cavernas estampadas a pressão das cintas do GM sobre o revestimento fazia com que as cavernas deslizassem dentro de seu oblongo ficando sempre no limite do oblongo permitido pelo ferramental.

3.2.2). Foi criada uma chapelona de check de contorno do revestimento para verificar a curvatura do painel do teto, após a cravação automática pois suspeitava-se que a cravação automática estaria imprimindo tensões no conjunto que resultariam em fechamento dos painéis após cravados.

3.2.3). Foi robustecido a montagem no GM antecipando alguns pontos de cravação estrutural que eram feitos na complementação, estes pontos passaram a ser cravados dentro do GM antes do envio para a cravação automática, visando desta forma enviar uma estrutura mais rígida para a cravação automática.

3.2.4). Foi inserida operação no ROPE (Roteiro de Operações) para a produção apertar as cintas de fixação do GM nos revestimentos em 02 etapas, visando escoar melhor o revestimento sobre a estrutura e assim garantir um melhor assentamento dos revestimentos sobre as cavernas, (sem folga entre caverna e revestimento), antes de passar os furos das cavernas para o revestimento.

3.2.5). Um conjunto de painéis, ou seja, um painel inferior com lateral esquerdo, um lateral direito e um superior, foram manualmente cravados em seus respectivos GMs, pois em tese, se a cravação automática era a responsável por deformar os painéis a cravação manual resolveria este problema.

3.2.6). Um jogo de painéis, ou seja, um painel inferior com lateral esquerdo, um lateral direito e um superior, foram montadas no GM, com os furos de tooling de suas cavernas estampadas, posicionadas; 0,5mm deslocado no sentido de "Y/Z", de forma que cada caverna estampada, ficou aberta 1,0mm, em cada extremidade, a intenção era compensar, a possível deformação que irá ocorrer após a cravação automática e que fecharia os referidos painéis.

3.2.7). Foi enviado para a próxima montagem 02 conjuntos de painéis com tirantes que garantiam a posição dos pontos de tooling das cavernas estruturais na condição do GM, certificando assim que durante a junção os painéis estariam com a sua curvatura na condição de projeto, conforme figura 2

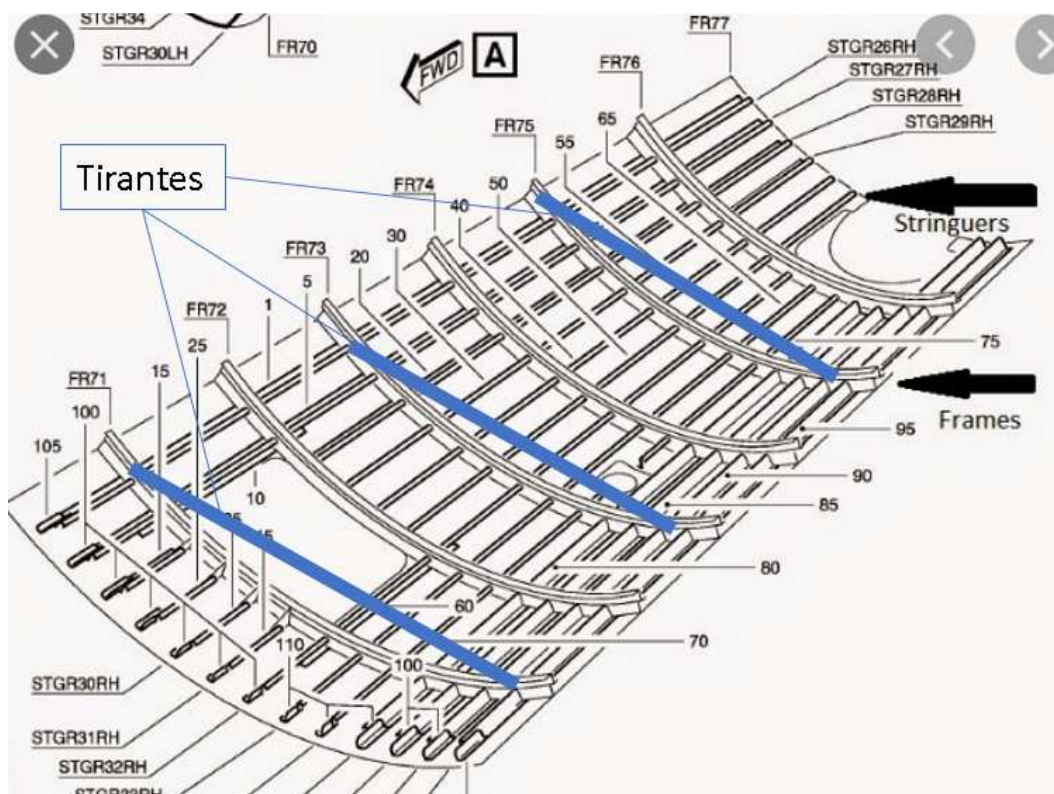


Figura 2 Ilustração de um jogo de painéis enviados com tirantes para junção

FONTE: <http://lookaroundaviation.blogspot.com/2014/10/estrutura-da-fuselagem-das-aeronaves.html>

Como resultado de todos os testes descritos acima ficou evidenciado que não importava o método ou o processo utilizado para a montagem dos painéis ou a forma como se garantia que eles ficassem o mais próximo possível da condição de projeto, durante a junção os mesmos problemas "Gap / Step / Atrito" ocorriam. É importante salientar, que durante os testes todos os painéis testados, após passarem pelo processo de cravação, seja ele manual ou automático, voltaram para seus respectivos GMs onde eram novamente pinulados em alguns pontos o que ocorria sem dificuldades, de modo que um operador conseguia pinular as cavernas no GM manualmente, e nesta condição, ou seja, com o produto posicionado no GM, todas as medições tridimensionais mostravam que o produto estava na condição de projeto, para o requisito linha de sistema, ou seja, os painéis não estavam fechando.

Em face do exposto acima, concluiu-se que a teoria com base no relatório inicial, onde apontava como único problema das junções a deformação na montagem dos painéis, não se sustentava, haviam outros fatores que causavam o efeito de Gap / Step e Atritos durante a junção dos painéis, e estes fatores precisavam ser entendidos e corrigidos.

3.3 ANÁLISES TRIDIMENSIONAIS

Para entender melhor o porquê, de os ferramentais entregues na produção e já com try-out aprovado não estarem produzindo peças conformes, foi proposto refazer a medição tridimensional nos mesmos, porém, descartando a entrada do laser via OTPs (Pontos de Batismo do Ferramental). Ao invés das OTP's, foram digitalizadas as placas das extremidades do ferramental, conforme seu respectivo projeto, e se houvesse desvios estes eram eliminados para depois servir de alinhamento inicial "Best fit", e a partir daí todos os suportes do ferramental que fazem interface com o produto foram redigitalizados, e quando encontrado algum desvio os mesmos eram corrigidos, esta é uma técnica conhecida como cotagem funciona. Vide figuras 3, 4, e 5.

Esta é uma técnica aprendida com o GD&T, e este novo conceito para a medição, permitiu apertar a tolerância durante as medições, evitando assim os desvios que poderiam estar intrínsecos aos mesmos, caso eles tivessem sido mensurados através de suas OTP's, devido as mudanças físicas e climáticas ocorridas nos mesmo em função de seu uso e alterações de lay-out, bem como a inclusão de componentes, a que estes ferramentais foram sujeitados.

Foram mensurados tridimensionalmente todos os ferramentais envolvidos na cadeia de montagem, para certificar se eles estavam dentro de suas características

definidas em seus respectivos projetos, porém, com o diferencial já relatado conforme acima para o início das medições.

Durante o alinhamento tridimensional, verificou-se que vários pontos estavam fora da condição de projeto, foram constatados desvios com até 3,903mm.

Identificada as falhas nos ferramentais, as mesmas foram corrigidas, as correções garantiram que todos os pontos de interface destes ferramentais com os seus respectivos produtos ficassem com um desvio Máximo de $\pm 0,2\text{mm}$, e após as devidas correções as OTP's de entrada do ferramental foram rebatizadas, desta forma possibilitando que futuramente estes pontos possam ser utilizados sem maiores problemas para novas medições.

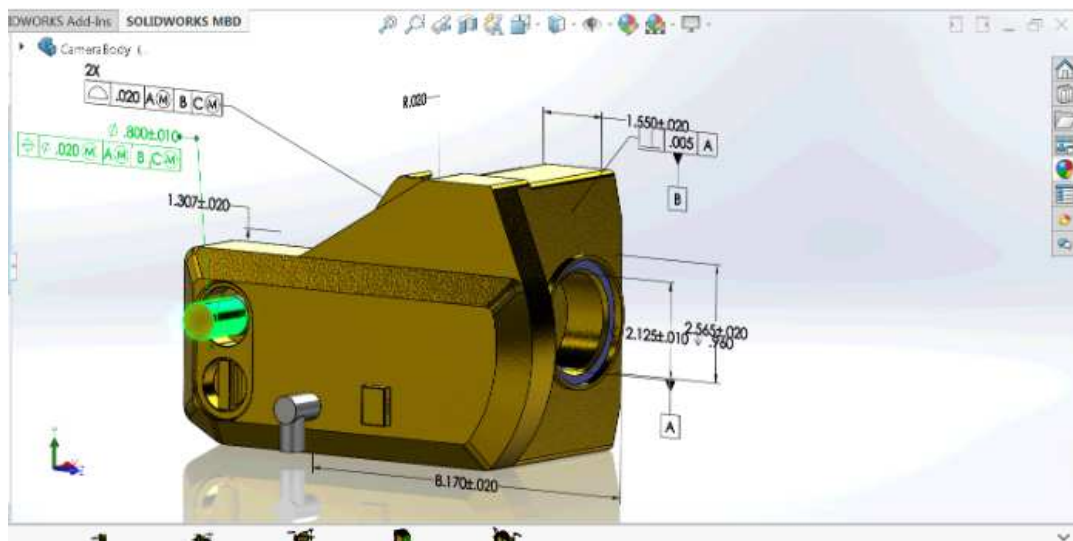


Figura 3 Cotagem funcional dos Gms

FONTE: <https://www.engineersrule.com/check-grammar-verification-gdt-mbd/> (visto em 05/Fev/2020)

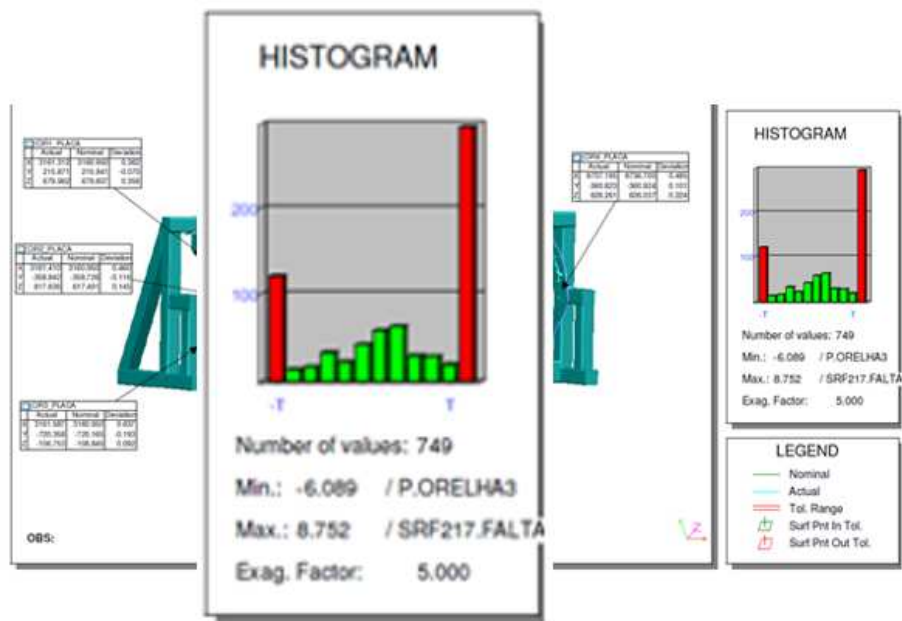


Figura 4 Histograma do ferramental_01 antes da cotagem funcional

FONTE: Análise tridimensional com PolyWorks™ adaptado do próprio autor

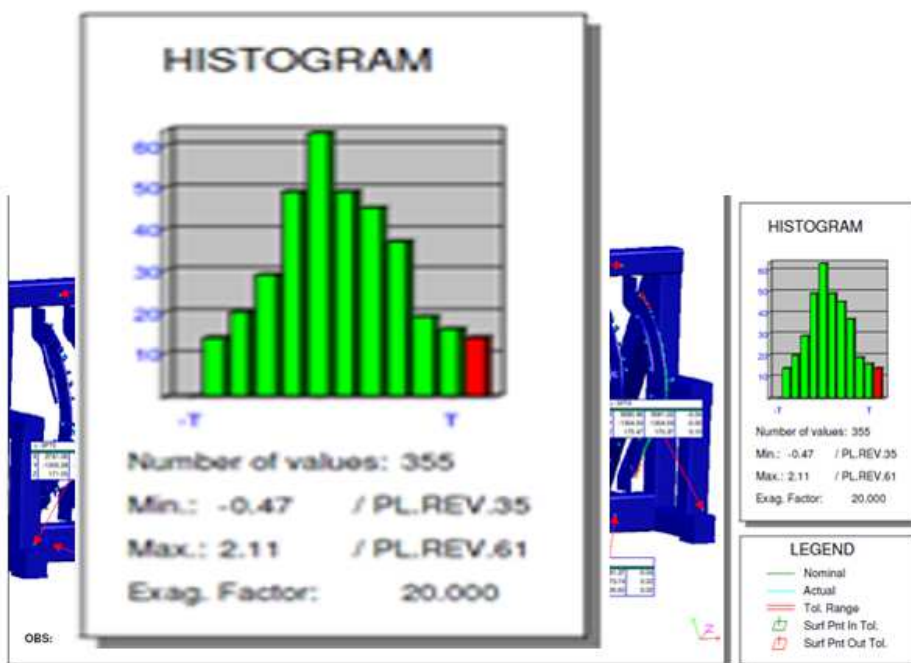


Figura 5 Histograma do ferramental_01 depois da cotagem funcional

FONTE: Análise tridimensional com PolyWorks™ adaptado do próprio autor

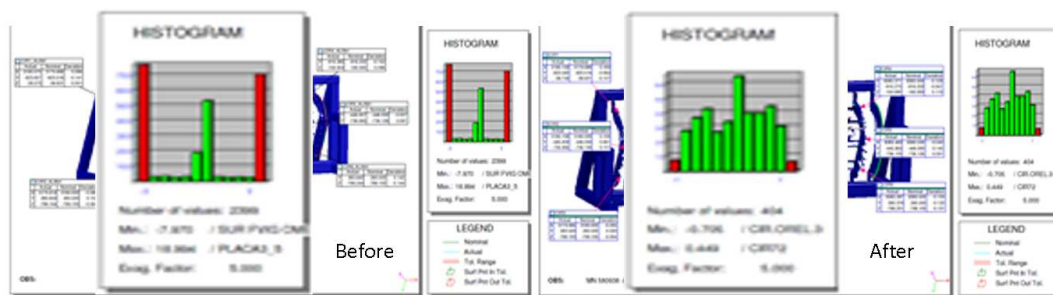


Figura 6 Histograma do ferramental_02 antes e depois da cotagem funcional

FONTE: Análise tridimensional com PolyWorks™ adaptado do próprio autor

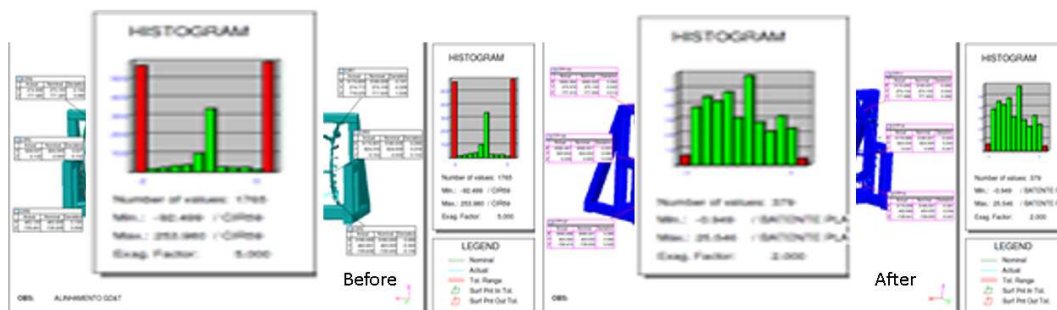


Figura 7 Histograma do ferramental_03 antes e depois da cotagem funcional

FONTE: Análise tridimensional com PolyWorks™ adaptado do próprio autor

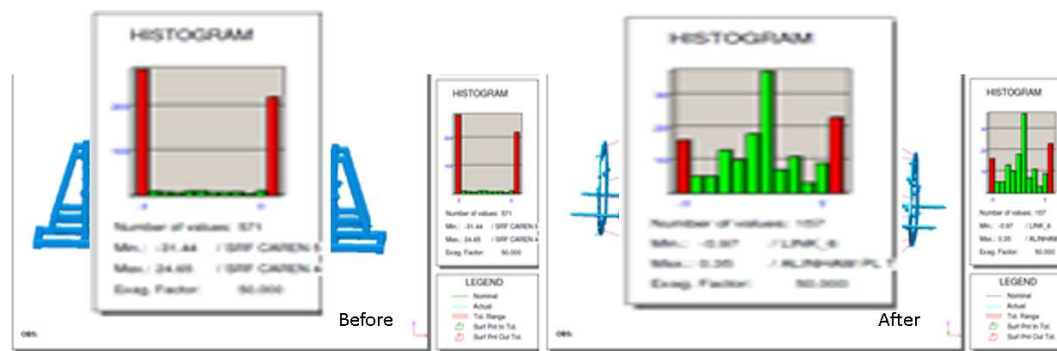


Figura 8 Histograma do ferramental_04 antes e depois da cotagem funcional

FONTE: Análise tridimensional com PolyWorks™ adaptado do próprio autor

Com os ferramentais já devidamente retrabalhados, foram montados neles seus respectivos produtos peça a peça, as quais eram também mensuradas tridimensionalmente, e detectando-se desvios eles eram analisados.

Quando se analisa a não conformidade individualmente chega-se na causa raiz de forma mais eficiente, pois a não conformidade não tem influência de outras peças ou tensões como ocorre nas análises de não conformidade quando o conjunto já está pronto, ou seja, estruturado.

Identificada a causa raiz das não conformidades encontradas nas peças posicionadas no GM elas foram imediatamente tratadas e corrigidas.

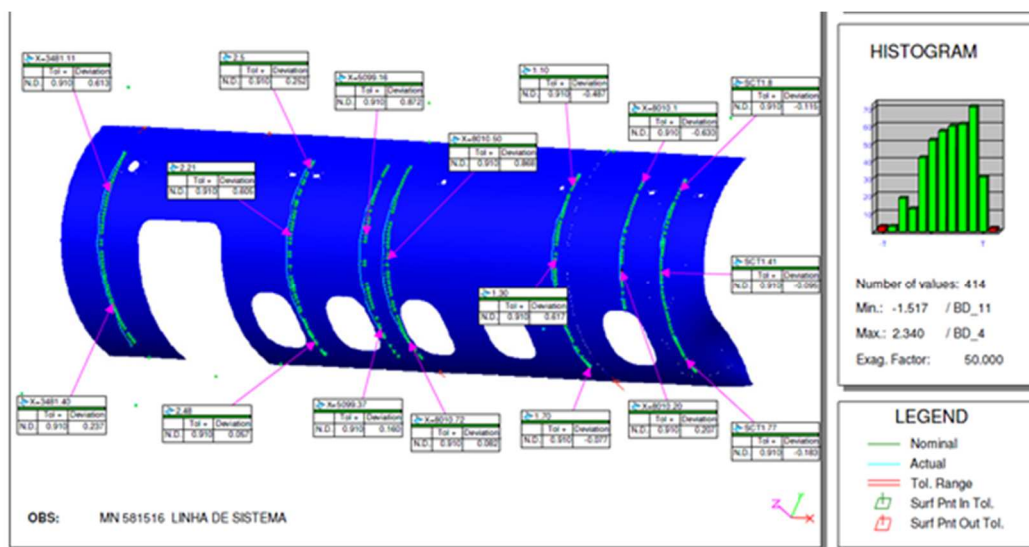


Figura 9 Histograma do produto final após as modificações

FONTE: Análise tridimensional com PolyWorks™ adaptado do próprio autor

3.4 REAPLICAÇÕES DA METODOLOGIA

Com o novo método de alinhamento definido, e quando aplicado aos ferramentais, este permitiu a identificação de pontos com até 3,903mm no desvio quadrático fora das especificações do projeto de ferramental.

Após corrigidos os desvios de ferramental iniciou-se a análise das peças montadas no GM.

Como resultado desta análise, identificou-se que algumas cavernas apresentavam variação fora da especificação de projeto, e fazendo-se a substituição por outra peça de mesmo PN, porém com lote diferente, o desvio se manteve.

Avaliando a causa raiz deste tipo de desvio, identificou-se que alguns ferramentais que fabricavam as cavernas estavam fora das especificações de projeto, como consequência produziam peças não conformes.

Uma vez identificada a causa raiz, a não conformidade foi tratada e o ferramental das peças primárias corrigidos, desta forma voltando a produzir peças dentro das tolerâncias especificadas.

Também foi identificado, que algumas peças, mesmo dentro das suas tolerâncias, quando posicionadas no GM não atendiam a montagem, neste caso foi identificado que o retrabalho executado no GM o deixou dentro de suas características de projeto, porém, o projeto de ferramental não atendia ao projeto de montagem. Desta forma o ferramental teve que ser novamente retrabalhado nestes pontos para que atendesse ao projeto do conjunto.

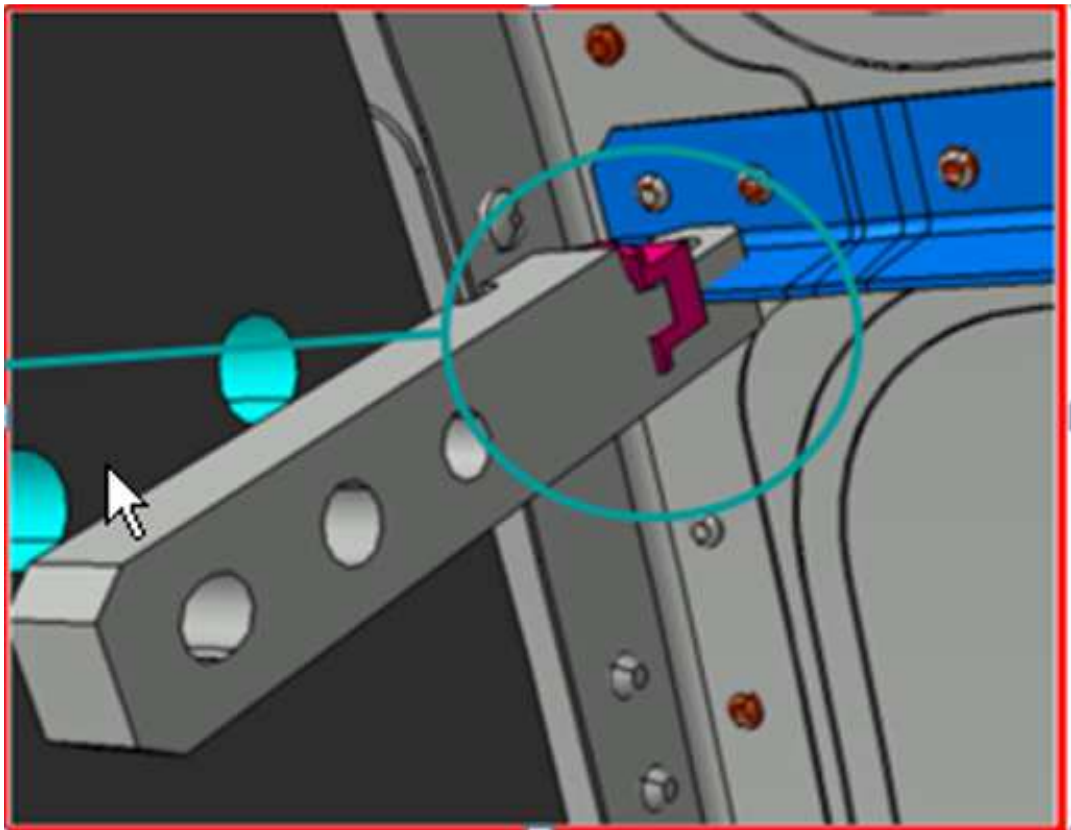


Figura 10 Divergência entre os projetos de ferramental e produto

FONTE: Catia V5™ ano 2019

Apenas quando todas as divergências estavam resolvidas, é que se seguiu a montagem do produto no ferramental para que o produto no ferramental também pudesse ser mensurado.

Corrigidas todas as falhas dos painéis partiu-se para entender os desvios encontrados durante a junção dos mesmos na próxima fase da montagem.

Para avaliar a junção dos painéis ficou estabelecido que o mesmo deveria ocorrer em apenas 01 fase conforme descrito na sequência.

Dever-se-ia montar os 03 painéis já devidamente corrigidos e dentro de suas características de projeto no Gabarito de Junção, estes painéis passariam por todas as fases de montagem até a cravação, e após a cravação seria executado uma

medição tridimensional. O objetivo desta análise era certificar a montagem do segmento "central", dentro das características estabelecidas pelo projeto.

Como resultado desta análise, identificou-se que os problemas observados durante o processo de junção "GAP e ATRITO", ainda ocorriam. Apenas os problemas observados com "STEP" entre as cavernas não se repetiram, e desta forma foram dados como resolvidos. Assim, foi possível afirmar que os fatores que levavam a este resultado indesejável, e que impediam a utilização dos ferramentais de montagem nos interiores e carenagens externas, estavam também intrínsecos ao processo de junção dos painéis, e não apenas a não qualidade dos painéis, pois estes já estavam robustos conforme evidenciado acima.

Iniciou-se assim uma nova fase de investigação, com foco agora nos métodos e processo inerentes apenas a junção; pois os ferramentais nesta etapa já estavam todos retrabalhados, e corrigidos conforme a metodologia apresentada nesta dissertação.

Durante as análises foi observado que a produção tinha um problema crítico de bolsa na região da caverna de pressão traseira, que impedia o correto assentamento dos painéis sobre este conjunto, "caverna de pressão", e que era a própria caverna de pressão quem definia a geometria da fuselagem na sua parte traseira, diferentemente da região dianteira da fuselagem que tem sua geometria definida por uma placa no ferramental.

Para resolver o problema a produção apertava os painéis na região traseira sobre a caverna de pressão utilizando-se uma cinta, e este aperto da cinta deformava os painéis tirando-os de sua condição de projeto o que contribuía bastante para o problema de atrito observado e já mencionado anteriormente.

Identificado que a provável causa raiz da bolsa na parte traseira deveria ser a não qualidade da caverna de pressão, e que por consequência poderia estar gerando os problemas de atrito, o grupo resolveu investigar a condição deste conjunto, ou seja, a caverna de pressão, pois esta provavelmente estaria também fora da condição de projeto, e para certificar a suspeita, foi aplicada a mesma metodologia de análise, já aplicada nos outros ferramentais, e assim comprovou-se que o ferramental, que fabrica a caverna de pressão tinha algumas divergências em relação ao seu projeto, as quais foram corrigidas, porém, mesmo com o ferramental corrigido, verificou-se que a condição final da caverna de pressão estava comprometida, pois os componentes forjados (perfis "T"), que fazem efetivamente a linha de sistema, do conjunto não estavam dentro das tolerâncias de projeto, constatou-se também que todas estas peças eram fabricadas e liberadas com documentos de não qualidade, notas os quais eram aceitos no estado, pois o fornecedor não conseguia fabricar as peças dentro da tolerância exigida.

Melhorada as condições da caverna de pressão, verificou-se que a bolsa foi minimizada, porém, na região de junção dos painéis, na interface com a caverna de pressão a bolsa se manteve inalterada em todas as montagens, o que ainda obrigava a produção a apertar a cinta nos painéis para eliminar a bolsa, e com isso tirava todos os painéis de sua condição de projeto, gerando os atritos. A causa raiz da bolsa nesta região específica, foi identificada, e ocorria devido a um erro de projeto em uma das peças primárias, que para a região onde esta peça estava sendo utilizada deveria ter dupla curvatura conforme especificava o seu projeto 3D, porém o desenho 2D mandatário para a fabricação da peça, só especificava uma curvatura, a incompatibilidade física desta peça com a linha de sistema da aeronave,

impossibilitava que o painel encostasse adequadamente na caverna de pressão originando o defeito mencionado acima.

Uma vez identificado e entendido como cada uma das falhas até este ponto das análises afetavam as deformidades encontradas na aeronave, foram tomadas todas as ações de correção, e ou contenção, cabíveis, para se tentar anular ou ao menos minimizar os seus efeitos. Neste momento das análises, os problemas com "STEP já estavam resolvidos, os problemas de ATRITO" repetiram-se com pouca intensidade nos revestimentos e cavernas, porém, problemas relacionados com "GAP" entre os revestimentos dos painéis ainda estavam ocorrendo. Novamente voltaram-se as análises para o processo de montagem dos painéis, para tentar entender por que os conjuntos que tinham suas coordenadas em "Y e Z" controlados por pontos de orelhas dos revestimentos e os mesmos garantidos por ferramentais, não asseguravam uma posição repetitiva nas montagens.

Desta forma foi solicitada uma medição tridimensional em um dos revestimentos do painel inferior, e certificou-se que o mesmo estava dentro das condições de projeto, quando mensurado em seu dispositivo de fabricação, este mesmo revestimento ao ser montado na estrutura do conjunto em uma primeira análise, mostrou que o seu recorte estava fora das tolerâncias, desta forma, este revestimento foi retirado da estrutura e novamente reposicionado, porém, agora por um outro operador. Feita nova medição, constatou-se que desta vez este mesmo revestimento, dentro da mesma estrutura, e medido nas mesmas referências, agora estava na condição de projeto. Analisando as condições de montagem onde só foi substituído o operador que efetuou a montagem, entendeu-se que todo o processo de fabricação, tanto dos painéis quanto da junção deste segmento permitia variações. Para o caso específico do revestimento, foi identificado que a variável, estava no

conjunto "pino / bucha" do ferramental de montagem dos painéis de junção que faz a fixação do revestimento, onde o pino estava menor que a real necessidade física para assegurar uma repetibilidade do ponto de orelha, e a bucha da mesma forma não passava todo o pacote do ferramental permitindo que o pino tivesse um jogo dentro da bucha, foi constatado que este defeito é inerente do projeto ferramental e se repete em todos os ferramentais analisados para esta montagem.

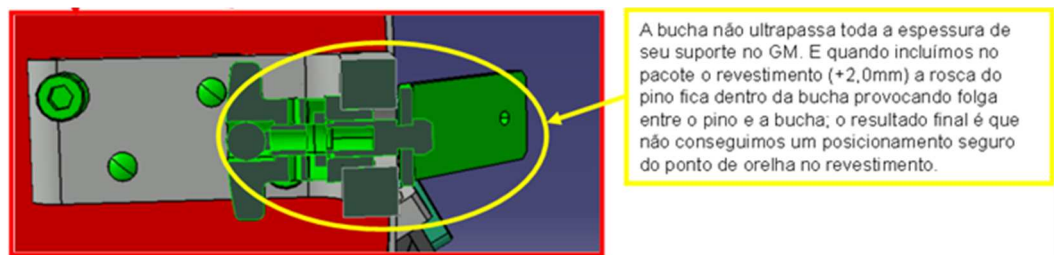


Figura 11 Falha do conj. pino / bucha no projeto dos ferramentais

FONTE: Catia V5™ ano 2019

Somado a isso, percebeu-se que no processo de fixação do revestimento com estrutura, são utilizadas cintas de fixação para assegurar o assentamento do revestimento no conjunto, e quanto maior a força que o operador aplica na fixação das cintas, maior é o deslocamento do centro do furo da orelha do revestimento. Isto ocorre por que a espessura do revestimento, não lhe confere uma rigidez tal que mantenha o centro do furo de orelha na mesma posição, durante o aperto da cinta, a orelha deforma, porém a cinta está fixando o revestimento na estrutura com a orelha deformada, e ao se passar a furação, da estrutura para o revestimento nesta condição, está se oficializando a posição do revestimento fora da condição de projeto, com tensão no ponto de orelha, ao se remover o conjunto do GM de montagem esta tensão irá deslocar o vetor do furo da orelha e que será KC (característica chave) na próxima montagem para assegurar o "GAP e STEP" entre os revestimentos.

Durante a junção dos painéis este mesmo problema com os pontos de interface de GM (Pontos de orelha) também ocorrem e pelo mesmo princípio, uma vez que na junção dos revestimentos também se utilizam cintas para fixar os conjuntos, quanto maior a força que aplica nas cintas, mais se desloca o vetor das orelhas que não suporta a pressão e se deformam, porém, com um agravante, na montagem dos painéis esta deformação varia apenas dentro de sua zona elástica. No gabarito de junção foram observadas deformações que chegaram até na zona plástica do material utilizado na fabricação do revestimento.

Durante esta fase das análises, identificou-se outros vários fatores, que como este também, estavam à disposição dos operadores. Todos os pontos identificados, foram devidamente registrados nos documentos pertinentes e uma revisão foi solicitada, desta forma, espera-se que a influência do operador na montagem possa ser minimizada, de forma a não interferir nas deformações finais dos conjuntos.

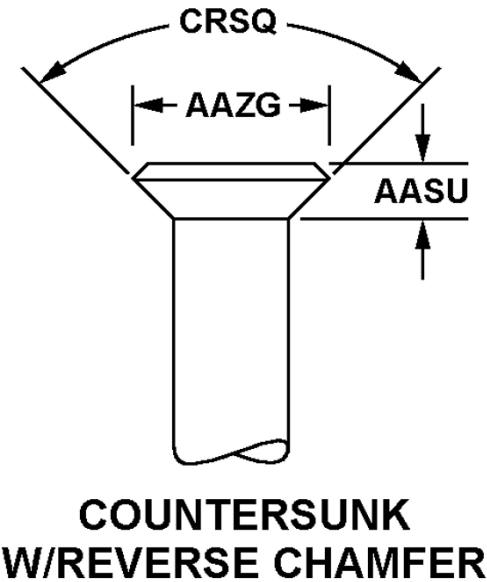
Uma vez identificados os grandes causadores das deformidades nos processos produtivos para esta montagem, e estando estes controlados, e ou, corrigidos, foi possível confeccionar uma fuselagem central dentro das condições especificadas no projeto, o que está permitindo uma interface deste segmento com seus componentes das várias tecnologias alocadas, de modo muito mais eficiente.

Assim, este trabalho foi considerado concluído, com o produto sem apresentar os problemas fabris que inicialmente prejudicavam o andamento das atividades produtivas, porém, apesar de todos os resultados positivos alcançados, uma pergunta ainda se fazia carente de respostas, quanto a cravação influenciava na deformação das peças, uma vez que é nítido que as tensões de cravação existem e estão intrínsecas no produto?

3.5 ANÁLISE ISOLADA DA CRAVAÇÃO

Como o problema descrito acima ocorreu em conjuntos formados basicamente por estruturas compostas de revestimentos e cavernas unidos por rebites inseridos em processo de cravação automática, foram estudados estes materiais conforme segue.

Os rebites utilizados na fabricação destes conjuntos são na sua grande maioria, uma liga de alumínio, magnésio e cobre LIGA 2117-T4 ALCLAD



MRC	PARAMETER	CHARACTERISTICS
AASB	Fastener Length	0.240 inches minimum and 0.260 inches maximum
AASK	Head Style	Countersunk W/ reverse chamfer
AASU	Head Height	0.035 inches nominal
AAZE	Shank Diameter	0.155 inches minimum and 0.158 inches maximum
AAZF	Shank Style	Straight W/radius chamfered tip
AAZG	Head Major Diameter	0.210 inches maximum
CQBC	Minimum Tensile Strength	38000 pounds per square inch
CQHQ	Minimum Yield Strength	18000 pounds per square inch
CQSX	Shear Strength	26000 single pounds per square inch
CRSQ	Countersink Angle	118.5 degrees minimum and 121.5 degrees maximum
HEAT	Heat Treatment	T-4 solution heat treated overall
MATT	Material	Aluminum alloy 2117 overall
MDCL	Material Document and Classification	QQ-A-430 fed spec single material response overall
SFTT	Surface Treatment	Anodize overall
STDC	Surface Treatment Document and Classification	MIL-A-8625, ty 2, cl 1 mil spec single treatment response overall

Tabela 1 Detalhamento técnico do rebite.

FONTE: https://www.parttarget.com/Military-Standards_nsn-parts_MS14218AD5-4_MS14218AD6-6.html, (visto em 08/jul/2020)

Os revestimentos são fabricados com chapa de liga de alumínio e cobre LIGA 2024-T3 com espessura de 0.080” ALCLAD

As cavernas são fabricadas a partir de liga de alumínio e zinco LIGA 7475-O com espessura de 0.040” ALCLAD.



Figura 12 Chapas utilizadas no CDP.; próprio autor

Os CDP's foram confeccionados a partir de chapas planas, o revestimento, antes da cravação passa por vários outros processos, como por exemplo, usinagem química e estiramento ou calandra, antes de ser enviada a cravação, contudo estes processos não foram feitos no CDP, pois a área onde o mesmo é cravado com a caverna mantém a espessura original, e a intenção era obter de forma visual através do apoio de um desempeno e um braço de medição tridimensional, quanto a chapa iria fletir e ou aumentar sua área depois de cravada, caso as tensões induzidas por cravação fossem o suficientes para causar este fenômeno.

Já no CDP da caverna, apesar de os processos de conformação não terem sido executados, os processos de tratamento térmico tiveram que ser executados na mesma sequência que as cavernas verdadeiras, pois a condição final da dureza nas cavernas é a "T" e inicialmente o CDP tem a condição "O". Desta forma foi executado

os processos de tratamento térmico, envelhecimento artificial e desempenho mecânico, onde ao final fica evidente que a chapa não está 100% plana com pequenas deformidades quando se coloca no desempenho, esta é uma condição inerente e que ocorre devido ao tratamento térmico. Porém esta falta de planeza com a chapa solta é facilmente corrigida com aplicação de uma força aproximada de 50gr.



Figura 13 Verificação das Chapas utilizadas no CDP antes da cravação.; próprio autor

Uma vez pronto os CDP's, os mesmos foram preparados, com a chapa que representa o revestimento ficando pela parte superior, e a chapa representando a caverna abaixo da primeira, com isso foi definido executar duas carreiras de cravação com 10 prendedores instalados e com passo de 25,6mm pelo lado mais externo do CDP pois é exatamente assim que várias das cavernas no conjunto que supostamente apresentavam as maiores deformações são cravadas. Também foram executados ao lado dos prendedores instalados apenas a furação final no conjunto, a fim de podermos mensurar os furos, antes da cravação e certificar que os mesmos se apresentavam dentro das condições específicas dos requisitos de norma, que neste caso, para furos iniciais não deve ultrapassar os 4,2mm.

Assim o CDP foi enviado a máquina de cravação automática que executou 40 furos e escareados, onde em 20 deles tiveram seus prendedores instalados e

cravados no mesmo processo de cravação automática, e com os mesmos prendedores previstos no projeto.

Após terminado a cravação, o CDP foi enviado ao desempenho, onde pude constatar que as chapas ainda unidas pelos prendedores, estavam fletidas em 1,98mm na área cravada, porem esta deformação que antes da cravação era corrigida com a aplicação de uma força mínima, agora após a cravação, para corrigir a deformidade e fazer a chapa assentar no desempenho foi necessário plicar uma forma superior a 3Kg, desta forma o cdp foi levado a área de montagem onde os prendedores foram removidos para que pudéssemos mensurar a condição dos furos, em especial sua deformidade devido a cravação.

Utilizando-se o critério de CHAUVENET para seleção dos furos os resultados seguiram conforme abaixo.

Qtde Amostras	10	RC		1,96	
Amostra antes da cravação na chapa 7475 "CAVERNAS"					
Nº	Xi	(Xi - X)²	Xi - X	r	Status
1	4.177	0,64	0,8	0,542104742	OK
2	4.178	3,24	1,8	1,219735669	OK
3	4.179	7,84	2,8	1,897366596	OK
4	4.175	1,44	-1,2	0,813157113	OK
5	4.175	1,44	-1,2	0,813157113	OK
6	4.174	4,84	-2,2	1,49078804	OK
7	4.176	0,04	-0,2	0,135526185	OK
8	4.176	0,04	-0,2	0,135526185	OK
9	4.176	0,04	-0,2	0,135526185	OK
10	4.176	0,04	-0,2	0,135526185	OK
Média (X)	4.176	19,6			
Desvio Padrão 1,47572957474524					

Tabela 2 Método de Chauvenet para análise dos furos iniciais nas cavernas.; próprio autor

Qtde Amostras 10		RC		1,91	
Amostra após a cravação na chapa 7475 "CAVERNAS" valores encontrados no sentido da direção do grão da chapa “X”					
Nº	Xi	(Xi - X) ²	Xi - X	r	Status
1	4.191	27,04	-5,2	1,414678688	OK
2	4.190	38,44	-6,2	1,686732282	OK
3	4.199	7,84	2,8	0,761750063	OK
4	4.202	33,64	5,8	1,577910844	OK
5	4.196	0,04	-0,2	0,054410719	OK
6	4.199	7,84	2,8	0,761750063	OK
7	4.198	3,24	1,8	0,489696469	OK
8	4.195	1,44	-1,2	0,326464313	OK
9	4.197	0,64	0,8	0,217642875	OK
10	4.195	1,44	-1,2	0,326464313	OK
Média (X)	4.196	121,6			
Desvio Padrão					
3,67574633389073					

Tabela 3 Método de Chauvenet para análise dos furos descravados na cav. no sentido "X".; próprio autor

Qtde					
Amostras		10	RC		1,91
Amostra após a cravação na chapa 7475 "CAVERNAS" valores encontrados no sentido contrário a direção dos grãos “Y”					
Nº	Xi	(Xi - X) ²	Xi - X	r	Status
1	4.198	28,09	5,3	1,171845159	OK
2	4.198	28,09	5,3	1,171845159	OK
3	4.194	1,69	1,3	0,287433718	OK
4	4.196	10,89	3,3	0,729639438	OK
5	4.196	10,89	3,3	0,729639438	OK
6	4.192	0,49	-0,7	0,154772002	OK
7	4.185	59,29	-7,7	1,702492023	OK
8	4.188	22,09	-4,7	1,039183442	OK
9	4.188	22,09	-4,7	1,039183442	OK
10	4.192	0,49	-0,7	0,154772002	OK
Média (X)	4.193	184,1			
Desvio Padrão 4,5227818381562					

Tabela 4 Método de Chauvenet para análise dos furos descravados na cav. no sentido "y".; próprio autor

Qtde Amostras	10	RC	1,96		
Amostra antes da cravação na chapa 2024 "REVESTIMENTO"					
Nº	Xi	(Xi - X) ²	Xi - X	r	Status
1	4.190	50,41	7,1	1,781818604	OK
2	4.183	0,01	0,1	0,025096037	OK
3	4.189	37,21	6,1	1,530858237	OK
4	4.183	0,01	0,1	0,025096037	OK
5	4.179	15,21	-3,9	0,97874543	OK
6	4.180	8,41	-2,9	0,727785064	OK
7	4.180	8,41	-2,9	0,727785064	OK
8	4.185	4,41	2,1	0,52701677	OK
9	4.179	15,21	-3,9	0,97874543	OK
10	4.181	3,61	-1,9	0,476824697	OK
Média (X)	4.183	142,9			
Desvio Padrão 3,9846929339383					

Tabela 5 Metodo de Chauvenet para analise dos furos iniciais No revestimento.; proprio autor

Qtde Amostras		10	RC	1,96	
Amostra após a cravação na chapa 2024 "REVESTIMENTO" valores encontrados no sentido da direção do grão da chapa "X"					
Nº	Xi	(Xi - X) ²	Xi - X	r	Status
1	4.217	102,01	10,1	1,312561823	OK
2	4.214	50,41	7,1	0,922691975	OK
3	4.214	50,41	7,1	0,922691975	OK
4	4.210	9,61	3,1	0,40286551	OK
5	4.209	4,41	2,1	0,272908894	OK
6	4.203	15,21	-3,9	0,506830803	OK
7	4.209	4,41	2,1	0,272908894	OK
8	4.202	24,01	-4,9	0,636787419	OK
9	4.193	193,21	-13,9	1,806396965	OK
10	4.198	79,21	-8,9	1,156613884	OK
Média (X)	4.207	532,9			
Desvio Padrão 7,69487563974306					

Tabela 6 Método de Chauvenet para análise dos furos descravados na rev no sentido "X".; próprio autor

Qtde Amostras 10		RC		1,91	
Amostra após a cravação na chapa 2024 "REVESTIMENTO" valores encontrados no sentido da contrário a direção dos grãos “Y”					
Nº	Xi	(Xi - X) ²	Xi - X	r	Status
1	4.203	0,09	-0,3	0,101839672	OK
2	4.208	22,09	4,7	1,595488197	OK
3	4.203	0,09	-0,3	0,101839672	OK
4	4.201	5,29	-2,3	0,78077082	OK
5	4.207	13,69	3,7	1,256022623	OK
6	4.202	1,69	-1,3	0,441305246	OK
7	4.201	5,29	-2,3	0,78077082	OK
8	4.200	10,89	-3,3	1,120236394	OK
9	4.201	5,29	-2,3	0,78077082	OK
10	4.207	13,69	3,7	1,256022623	OK
Média (X)	4.203	78,1			
Desvio Padrão 2.94580681270476					

Tabela 7 Método de Chauvenet para análise dos furos descravados na rev. no sentido "y".; próprio autor

Através deste método, não foram descartados nenhuma das medições realizadas em campo, e foi possível concluir que para o material estudado, a expansão do rebite dentro do furo e na direção dos grãos da chapa, costuma expandir um pouco mais que no sentido transversal aos grãos, desta forma esta particularidade será considerada apenas para se obter uma média da expansão dos furos, uma vez que a diferença no sentido de expansão dos furos não é maior que 0,004 mm para a chapa 2024, e de 0,003 mm para a chapa 7475. Em média, um furo numa chapa 7475 com as características descritas acima, costuma expandir-se na ordem de 0,0185mm, e para chapa 2024 estudada a expansão foi de 0,022mm, desta forma induzindo tensão ao furo.

Depois de descravado os prendedores, as chapas voltaram novamente ao desempenho, onde constatou-se que a chapa que representava o revestimento voltava a ficar perfeitamente assentada ao desempenho, e a chapa que representava as cavernas, no desempenho ainda apresentavam as deformidades iniciais antes da cravação, e a correção destas deformidades, uma força aproximada de 50g foi suficiente. Como a chapa tinha 80000cm² cada, as chapas foram levadas ao setor de corte, onde foi solicitado que se cortasse uma tira de 20cm por 250cm esta tira era exatamente a região onde os prendedores foram removidos, desta forma a intensão era eliminar a área de influência da chapa que não foi cravada, e manter apenas a área da região descravada, para assim avaliar novamente no desempenho, onde foi possível verificar que as condições ficaram inalteradas, ou seja, a tira de chapa cravada e posteriormente descravada, desta forma mantendo as tensões dos furos expandidos intrínseca a ela, quando vista no desempenho para a amostra do revestimento ficou perfeitamente assenta, de forma que foi possível concluir que a influência de cravação para este tipo de chapa 2024-T3 de 0,080" com área de 5000

cm², visualmente não foi afetado pela expansão de 10 prendedores com Ø de 5/32" e passo de 25,6mm. A mesma conclusão para a chapa 7475 de 0,040", uma vez que ela manteve novamente as condições iniciais após cravada.



Figura 14 Verificação das Chapas utilizadas no CDP após da cravação.; próprio autor

3.5.1). Análise dos furos na chapa

Com o intuito de entender um pouco mais como as interações das forças agem na estrutura do furo, encontramos na literatura algumas equações conforme as descritas abaixo.

Bajracharya (2006) utilizou as seguintes equações para determinar a força de conformação da contra cabeça dos rebites.

$$F_{sq} = \frac{\pi}{4} D^2 K \left\{ \ln \left(\frac{H}{H_0} \right) \right\}^n \quad (3.1)$$

$$F_{sq} = \frac{\pi}{4} D^{2K} \left\{ \ln \left(\left(\frac{D_0}{D} \right)^2 \right) \right\}^n \quad (3.2)$$

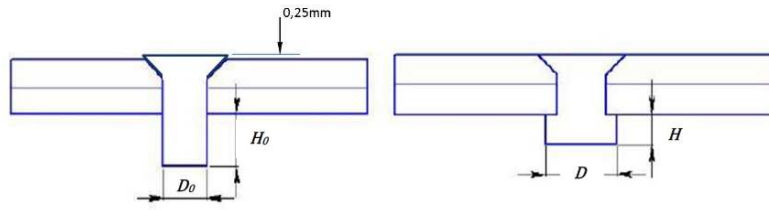


Figura 15 Verificação da contra cabeça do prendedor, conforme Bajracharya (2006)

Homan et al. (2007) procurou uma relação ente as dimensões finais da contra cabeça conformada e a Força aplicada para a conformação, neste sentido a seguinte expressão foi desenvolvida.

$$F_{sq} = \frac{\pi}{4} \left(\frac{H_0}{H} \right) D_0^2 K \left\{ \ln \left(\frac{H}{H_0} \right) \right\}^n \quad (3.3)$$

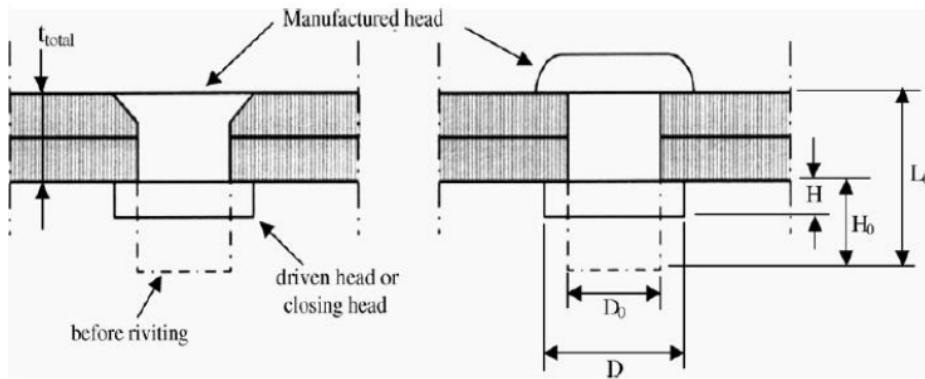


Figura 16 Dimensões do rebite antes e após cravação, conforme Homan (2007)

A partir destas formulações foi possível a eles identificar, deduzir a tensão existentes nos furos das chapas estudadas, contudo (MU et al., 2010) propôs a seguinte expressão para calcular a expansão dos furos nas chapas.

$$\Delta = \left\{ \left[\frac{D_0^2 l}{d_1^2 t_{tot}} - \frac{8 H F_{sq}}{K \pi t_{tot} d_1^2} \left[\ln \left(\frac{2 H D_0^2}{D_0^2 l - d_1^2 t_{tot}} \right) \right]^{-n} \right]^{1/2} - 1 \right\} \quad (3.4)$$

Onde:

$\Delta = (d_2 - d_1) / d_1$ = expansão diametral relativa dos furos no pacote de chapas;

l = Comprimento original do rebite *slug* antes da conformação;

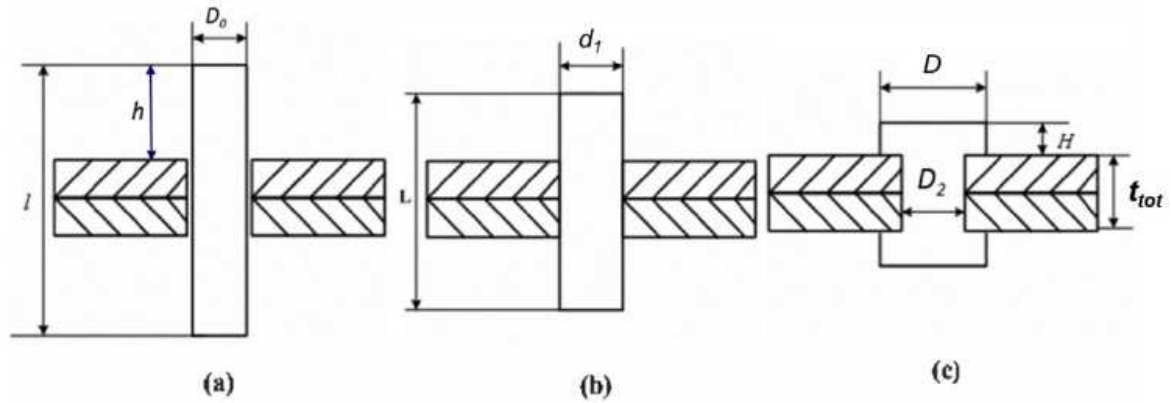


Figura 17 Formulação da conformação de um rebite, slug (MU et al., 2010).

As equações descritas acima deram excelente material para a pesquisa científica e determinação de vários parâmetros, contudo, algo de empírico ainda existe nos resultados finais obtidos através delas, pois relacionam a força de conformação do prendedor com a expansão do furo e a posterior deformação das fuselagens, desta forma foi decidido utilizar a metodologia do círculo de Morh, pretende-se desta forma, eliminar a variável do prendedor e partir da análise apenas da expansão do furo, verificar como as tensões estão interagindo na peça e suas consequências.

A fim de potencializar o efeito, neste estudo foi levado em consideração o menor diâmetro do furo na chapa do revestimento ensaiado antes da cravação e o maior diâmetro encontrado nesta mesma chapa após a cravação, os resultados seguem conforme abaixo.

Chapa 2024 T3

Espessura 2,032mm

Diâmetro inicial do furo = 4,179

Diâmetro final após a cravação = 4,217



Figura 18 Representação do furo, próprio autor

A partir destes parâmetros podemos obter que, a área inicial do furo tinha $26,67755\text{mm}^2$ e após a expansão devido a cravação do prendedor ele ficou com área de $26,92013\text{mm}^2$, ou seja, o aumento de área foi menor que 1% quando se calculando nas piores condições encontradas, ou seja, o menor furo inicial e o maior furo final, agora se considerarmos a resistência do material 2024-T3 (vide tabelas tabelas 8 e 9 quando associadas as informações colhidas em campo, e que foram validadas através da metodologia de Chauvenet, (vide tabelas 5, 6 e 7), a partir destas análises fica evidente que a força exercida no interior do furo foi suficiente para deformar o material plasticamente, mas sem efetuar a ruptura no mesmo, desta forma, também é possível afirmar que a força aplicada no interior do furo ficou entre $\sigma = 294,5 < 401,1$ (MPa), para o estudo em questão vamos adotar o valor de tração de 300Mpa no sentido de “X” que é o sentido da direção da granulação da chapa e onde se observou na pratica a maior expansão do furo, para a direção “Y”, transversal a granulação da chapa, onde a deformação foi menor será adotado uma força de compressão com -200Mpa e a força de cisalhamento entre X e Y será adotada de 250Mpa para efetuar os cálculos, esta formulação proposta, pode-se exemplificar em uma condição real da montagem.

Porem antes, é preciso ter a ciência que a cravação foi feita em máquina de cravação automática, isso significa que diferentemente do processo de cravação

manual, onde o estampo, parte do equipamento que faz contato com o rebite em sua cabeça pre fabricada, tem praticamente o mesmo diâmetro da cabeça pre fabricada do rebite, apenas ligeiramente maior, e este estampo não transfere cargas ou tensões para o revestimento durante a cravação, ele serve apenas para garantir os requisitos conforme a Terceira lei de Newton, e assim assegurar que o rebite ira se expandir adequadamente ao receber uma força de compressão em sua contra cabeça, esta força na cravação automática é aplicada em um único golpe. Já no processo de cravação manual, é a cabeça pré-fabricada que recebe os vários golpes do estampo, a fim de que sua contra cabeça seja conformada, e assim garantir também que o rebite ira se deformar adequadamente, durante este processo, cravação manual, comumente o estampo danifica a chapa do revestimento, vindo a deforma-lo, pois, o revestimento recebeu parte da energia do martetele que deveria ser aplicado exclusivamente no rebite, este problema não ocorre na cravação automática. Vide exemplo na figura 22, onde se observa que o estampo no processo manual, pega uma área bem maior que o diâmetro do rebite.

Também é importante registrar o comportamento da liga 2024 conforme explica (BERETTA, 1998), as tensões podem ser axial (tração-compressão), de flexão ou torção, essas forças aplicadas na forma senoidal, em uma barra estabilizada e sem sobrecargas, para este ciclo de tensão, as tensões máximas (picos) e mínimas (vales) são iguais em magnitude, as tensões de tração são consideradas positivas e as compressão negativa, vide figura 21

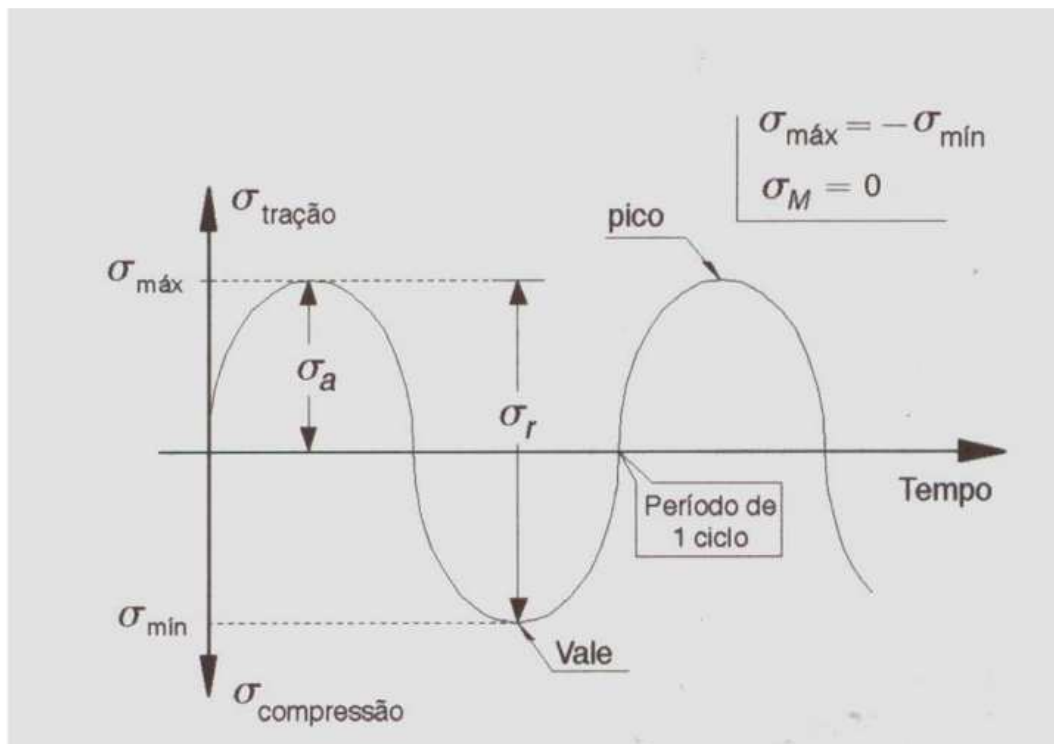


Figura 19 Ciclo alternado de aplicação de tensão na forma senoidal

FONTE: GARCIA, et al(2000)

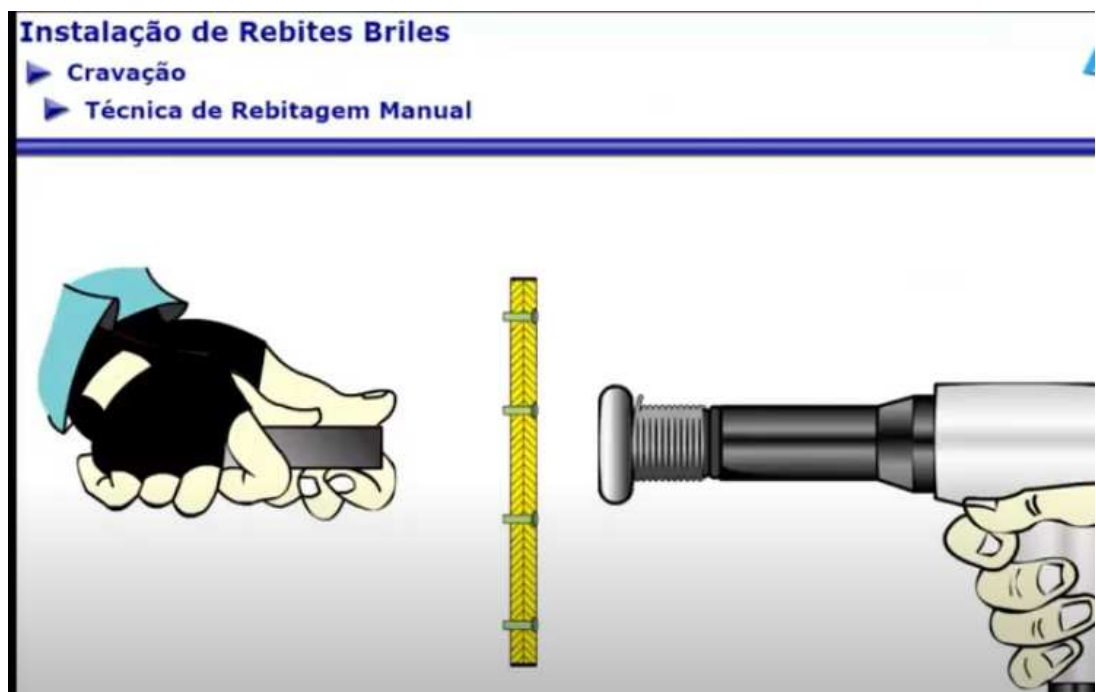


Figura 20 Exemplo de cravação manual

FONTE: https://www.youtube.com/watch?v=gRnH_Sc3J9s&t=54s (visto em 08/jul/2020)

AA2024 T3	
Tensão de Escoamento	310 MPa
Tensão de Ruptura	448 MPa
Alongamento na Ruptura	18%
Módulo de Elasticidade	73,1 GPa
Tensão de Cisalhamento	276 MPa
Coeficiente de Poisson	0,33

Tabela 8 Propriedades das ligas AA2024 T3, segundo Cerveira (2008, pg.; 28)

Propriedades Mecânicas Liga / Têmpera Alcoa	Resistência à ruptura por tração - f_{tu} (MPa)		Resistência ao escoamento por tração - f_{ty} (MPa)		alongamento (%) 50 mm	dureza Brinell
	mín.	máx.	mín.	máx.	mín.	máx.
2024-O	-	243,7	-	-	12	47
2024-T3	401,1	-	294,5	-	12	120
2024-T4	401,1	-	264,0	-	12	120
2024-T8	446,8	-	390,9	-	4	-

Tabela 9 Propriedades mecânicas do material 2024 T3, elaborado do próprio autor,

inform. Extraídas do manual da ALCOA(1997) PG. 44 disponível em

<[https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18134/tde-23042018-](https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18134/tde-23042018-153707/publico/Dissert_Buzinelli_DidianeV.pdf)

153707/publico/Dissert_Buzinelli_DidianeV.pdf> Acesso: 02/jul/2020

3.5.1.1) Análise de deformação com círculo de Mohr

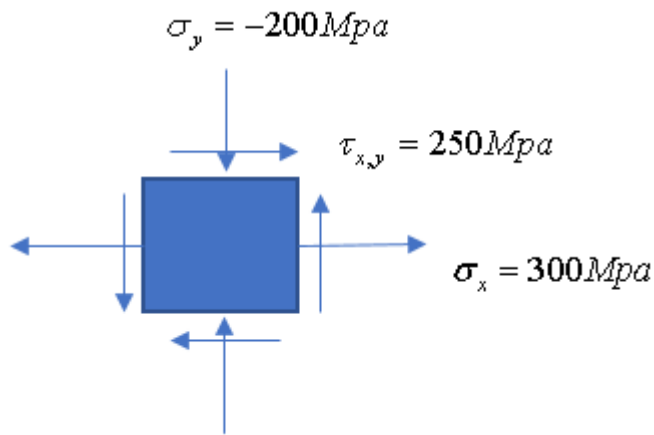


Figura 21 Estado plano das tensões, próprio autor

Centro

$$Centro = \sigma_{med} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} = 50 Mpa$$

Raio

$$\tau_{x,y} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + (\tau_{x,y})^2} = 353,55 Mpa$$

Tensões principais

$$\sigma_1 = \sigma_{med} + Raio = 403,55$$

$$\sigma_2 = \sigma_{med} - Raio = 303,55$$

Orientações

$$Tg(2\theta_p) = \frac{\tau_{x,y}}{\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}} = 2\theta_p = 45^\circ$$

$$\theta_p = 22,5^\circ$$

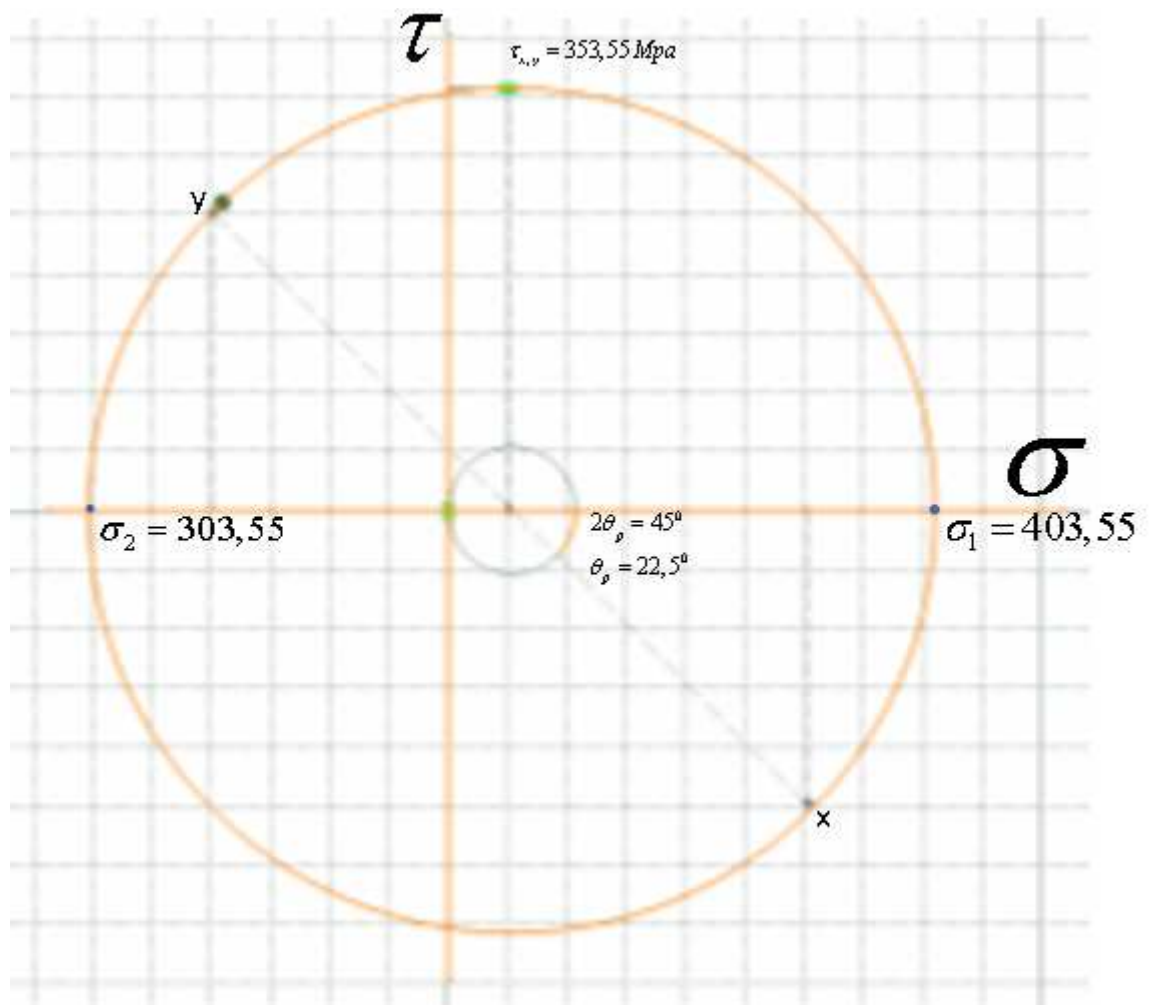


Figura 22 Representação do círculo de Mohr, próprio autor

As tensões aqui estudadas, são factíveis de ocorrerem na pratica, uma vez que a partícula infinitesimal estudada, mesmo na sua angulação com maior tensão $22,5^\circ$ vai chegar próximo, mas não vai atingir o limite de ruptura do material onde os furos foram posicionados, no caso a liga de alumínio 2024-T3. Importante salientar que mesmo na situação mais crítica, esta tensão vai se dissipando ao longo da extensão do material de forma que nos perímetros mais adjacentes já inexistem, desta forma a expansão do furo por si só não induz tensão suficiente para deformar a chapa analisada, conforme já ficou demonstrado acima.

Contudo é evidente que quando as chapas estão unidas por rebites, elas se deformam, desta forma o próximo passo foi tentar entender como esta interação

ocorre e por que elas deformam a estrutura. Assim foi criado um modelo matemático dos CDPs, a fim de poderem ser estudados via braço de medição tridimensional.

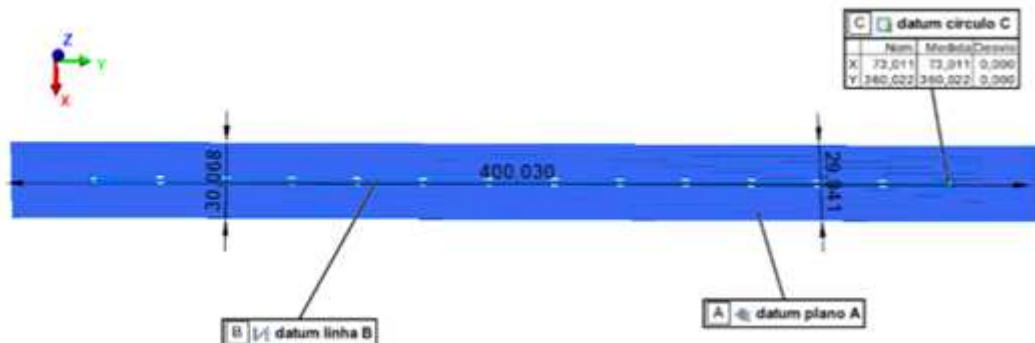


Figura 23 Modelo matemático do CDP da chapa 7475-T761, próprio autor

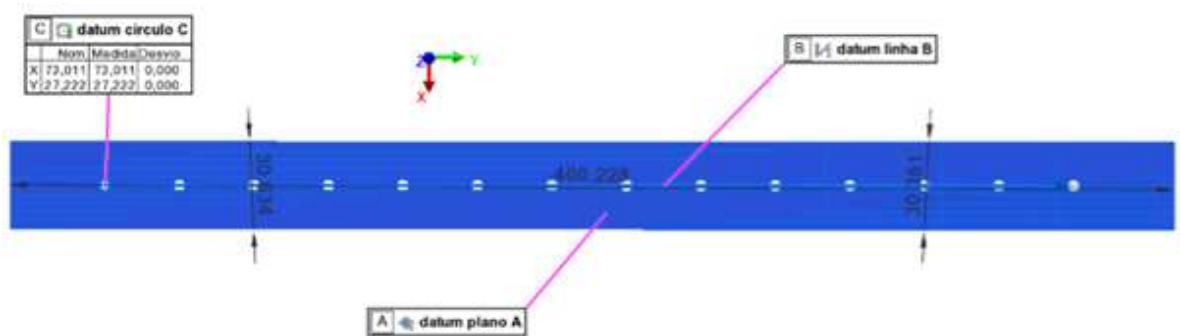


Figura 24 Modelo matemático do CDP da chapa 2024-T3, próprio autor

A intensão desta análise era verificar a suspeita de que os furos após cravados saiam de sua posição original, e verificar a suspeita de outras dúvidas encontradas na literatura; se após a cravação o material de alguma forma aumenta sua área, contudo esta segunda análise não pode ser realizada.

Conforme pode ser visto nas figuras 23 e 24, o braço tridimensional conseguiu verificar a distância entre dois pontos da chapa para determinar sua largura e comprimento, mas devido as espessuras dos CDPs, que eram fieis aos produtos estudados, respectivamente 1,016mm e 2,032mm, este equipamento não foi capaz

de realizar um plano a partir dos pontos para ter uma medida mais assertiva de sua geometria, desta forma os comprimentos e larguras iniciais e finais do CDP não foram mensurados tridimensionalmente, pois os valores encontrados por pontos e não por planos, sem dúvida variariam, mesmo que o mesmo CDP fosse mensurado mais de uma vez na mesma condição; fenômeno este que não ocorre quando o braço está analisando a posição dos furos, pois a sua esfera se posiciona exatamente no perímetro dos furos, revelando assim o seu centro com excelente precisão.

3.5.2). Análise com braço tridimensional.

Com o modelo matemático concluído e digitalizado, o centro de cada furo a ser executado foi marcado, mais uma vez é importante salientar que houve uma preocupação em replicar a posição dos furos no que diz respeito ao passo, exatamente como se fossem posicionados no próprio conjunto analisado, e desta forma os furos foram criados através da debitadora semiautomática e seus furos iniciais no que diz respeito a posição no CDP foram mensurados e seguem conforme abaixo.

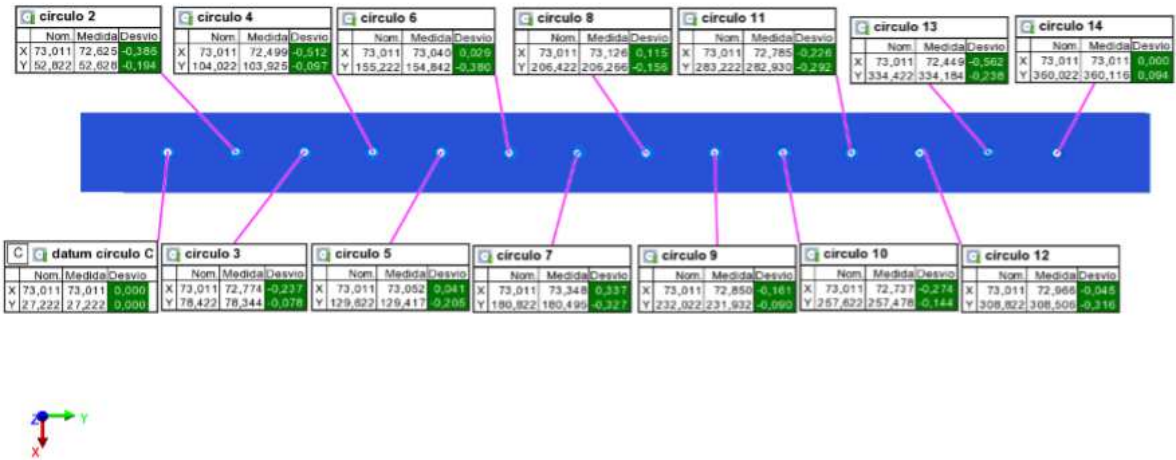


Figura 25 Posição dos furos na chapa 2024-T3 antes da cravação, próprio autor

CHAPA 2024 valoresm em mm		
Ø furos antes da cravação		
nº furo	Ø "X"	Ø "Y"
1	4,176	4,180
2	4,173	4,171
3	4,177	4,175
4	4,178	4,173
5	4,177	4,177
6	4,172	4,170
7	4,174	4,173
8	4,199	4,190
9	4,177	4,171
10	4,175	4,174
11	4,172	4,174
12	4,177	4,177
13	4,175	4,177
14	4,183	4,175

Tabela 10 Valores do diâmetro dos furos antes da cravação, próprio autor.

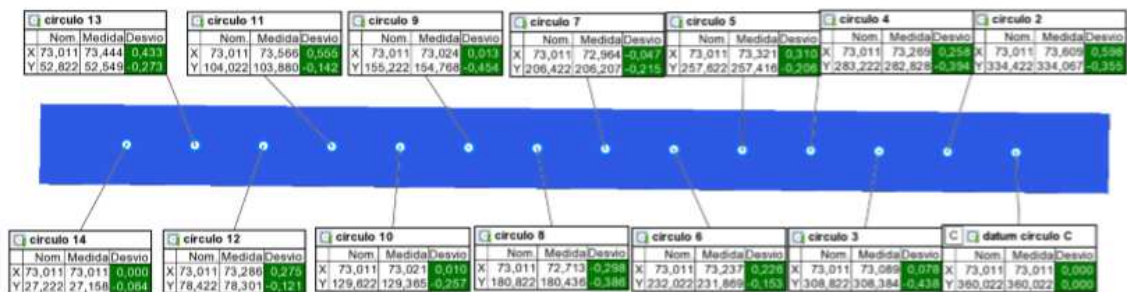


Figura 26 Posição dos furos na chapa 7475-T761 antes da cravação, próprio autor

CHAPA 7475 valoresm em mm		
Ø furos antes da cravação		
nº furo	Ø "X"	Ø "Y"
1	4,173	4,178
2	4,171	4,172
3	4,173	4,172
4	4,171	4,174
5	4,168	4,171
6	4,169	4,171
7	4,171	4,172
8	4,187	4,190
9	4,176	4,174
10	4,172	4,173
11	4,174	4,175
12	4,173	4,172
13	4,174	4,175
14	4,172	5,175

Tabela 11 Valores do diâmetro dos furos antes da cravação, próprio autor

Com o CDP pronto o mesmo foi cravado em máquina de cravação semi automática, pois nas rebitadoras automáticas este processo não seria possível uma vez que os furos já estavam executados, após a cravação observou-se que os CDPs se enflecharam, contudo é importante notar que o sentido da flecha ficou no sentido oposto ao que se esperava, uma vez que a maioria dos estudos na literatura por mim consultado, diz que após a cravação o painel fecha, ou seja fica coma curvatura menor, no CDP o sentido da flecha mostra exatamente o contrário, o CDP abriu ao invés de fechar, desta forma aumentando a expectativa de que realmente a posição dos furos varia após a cravação, vide figura 27



Figura 27 sentido da flecha percebida após a cravação, próprio autor.

Neste ponto o CDP foi descravado e foram instalados novamente prendedores porem desta vez foi alterado a direção do prendedor que ficou com a contra cabeça pelo lado do CDP do revestimento, e nos CDPs anteriores, a posição da contra cabeça ficava no CDP da Caverna, Neste experimento, observou-se que o sentido da flecha também mudou, agora foi possível observar o efeito que explica que o painel “fecha” contudo na prática os prendedores não são cravados desta forma, este experimento reforçou a desconfiança que a posição dos furos é quem determina realmente o sentido da flecha.

Com as chapas cravadas, os prendedores, seguram as suas posições e impede que a chapa do revestimento fique assentada sobre o desempenho, porém mais uma vez quando se descrava estas chapas, elas voltam a sua condição inicial, uma dúvida que poderia ser levantada neste ponto é que ao se manter o rebite cravado, o mesmo poderia estar exercendo uma força residual dentro da zona elástica do material e que quando se descrava, esta tensão não pode ser observada, pois dentro da zona elástica o material voltaria a condição e exibiria apenas as deformações que o transformaram plasticamente.

Com o intuito de verificar se existe uma tensão residual interna ao furo que o deforma dentro da zona elástica e se isso será capaz de deformar o conjunto, um novo

CDP foi elaborado nas mesmas condições dos CDPs anteriormente classificados, porém desta vez ao invés de prendedores batidos, ou seja “rebites”, usei com elemento estruturante pinos feitos de uma liga com titânio, e que também são largamente utilizados na indústria aeronáutica. A intenção da utilização dos pinos, é poder verificar se ocorrera a flecha após a instalação destes, e principalmente poder removê-los e reposicioná-los nos mesmos furos, desta forma voltando a induzir as teóricas tensões residuais na zona elástica do CDP e verificar se isso deforma ou não o conjunto.

Importante registrar que a instalação destes pinos na indústria aeronáutica é um processo melhor controlado que os de instalação por rebites, isso significa que, para a instalação dos pinos o furo tem que estar rigorosamente dentro de tolerâncias bem mais apertadas que os prendedores, e os pinos também são projetados com o diâmetro maior em função do furo a ser instalado de forma a expandir a chapa quando estes são inseridos, e todos estes procedimentos foram garantidos durante a execução deste CDP, assegurando desta forma que realmente haverá expansão do furo e a posterior tensão residual na zona plástica.

Uma vez instalados os pinos no novo corpo de prova, verificou-se que ele também se encurvou, porém com uma flecha bem menor, conforme figura abaixo.



Figura 28 CDP com pinos em liga de titânio, próprio autor

E mais uma vez ao se retirar os pinos as chapas voltam a condição original, porém, desta vez, os pinos foram reinstalados apenas na chapa que serve como estudo do revestimento ou seja a chapa 2024-T3, ao se reinstalar os pinos nesta chapa, a intenção foi voltar as tensões que poderiam estar agindo na zona elástica do material e ai verificar se esta interação deformaria ou não o CDP. Constatou-se desta forma que mesmo com os pinos instalados apenas na chapa do revestimento esta interação não foi suficiente para deformá-lo conforme pode ser visto na figura 29.



Figura 29 chapa 2024-T3 instalada com pinos, próprio autor

Assim verifica-se que, mesmo que haja uma força residual atuando na zona elástica do material esta não foi suficiente para deformá-lo.

Por fim, os resultados de laboratório quanto a posição dos furos indiciais e finais nos CDPs puderam ser avaliados, é importante registrar que as amostras ensaiadas pelo braço tridimensional, seguiram a seguinte sequência de montagem,

1. As chapas foram cortadas e tratadas nos mesmos processos que seriam executados caso fossem se tornar as peças que se desejava estudar, ou seja, revestimentos e cavernas, estes tratamentos estão melhores detalhados no item 3.5 desta dissertação;
 2. A posição dos furos foi indicada através do modelo matemático que replica a condição do revestimento e caverna no que diz respeito ao passo de projeto;
 3. Os furos foram executados conforme pode ser observado nas figuras 25, 26, 30 e 31 com o complemento das tabelas 10, 11, 12 e 13;
 4. Os CDPs foram cravados com os mesmos prendedores solicitados no projeto do conjunto estudado através de rebitadora semi automática. obs: para a análise do braço tridimensional, estes CDPs passaram por apenas 01 processo de cravação.
 5. O conjunto foi descravado e reenviado para verificar a posição dos furos.
- e a condição final destes furos seguem conforme abaixo.

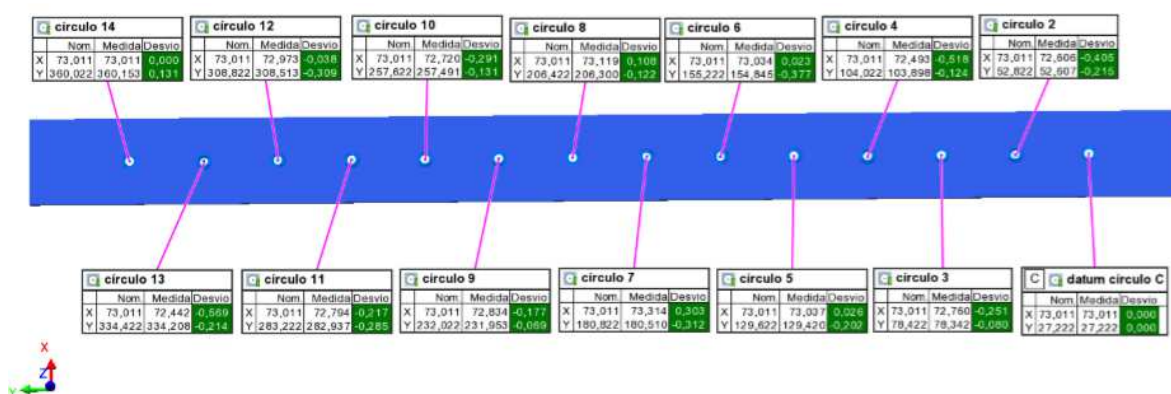


Figura 30 Posição dos furos na chapa 2024-T3 depois de cravado, próprio autor

CHAPA 2024 valoresm em mm		
Ø furos depois da cravação		
n° furo	Ø "X"	Ø "Y"
1	4,176	4,178
2	4,180	4,182
3	4,178	4,193
4	4,190	4,179
5	4,186	4,188
6	4,182	4,180
7	4,189	4,180
8	4,220	4,185
9	4,186	4,186
10	4,188	4,181
11	4,190	4,184
12	4,188	4,187
13	4,185	4,185
14	4,189	4,183

Tabela 12 Valores do diâmetro dos furos na chapa 2024-T3 depois de cravado, próprio autor

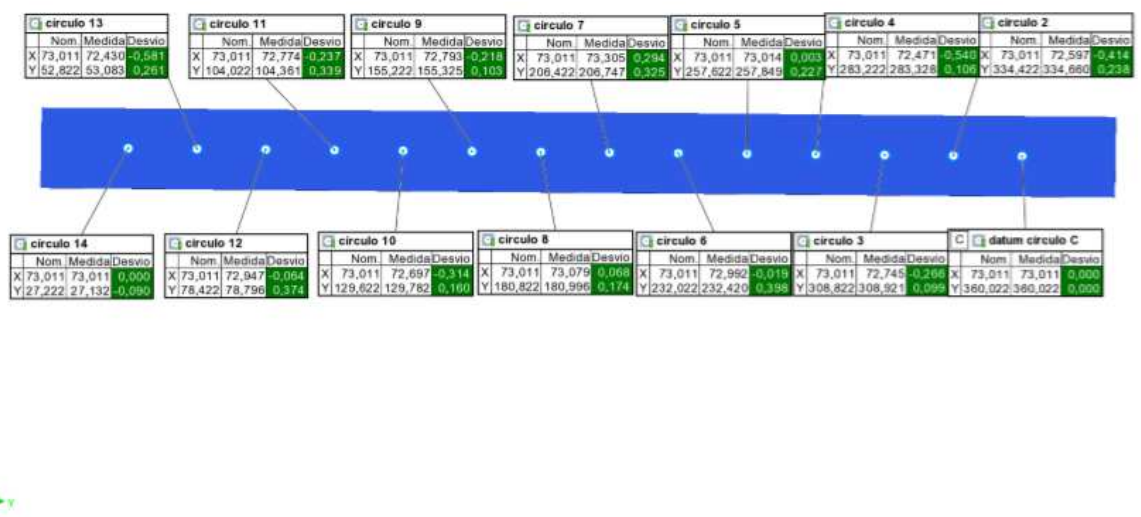


Figura 31 Posição dos furos na chapa 7475-T761 depois de cravado, próprio autor

CHAPA 7475 valoresm em mm		
Ø furos depois da cravação		
nº furo	Ø "X"	Ø "Y"
1	4,170	4,175
2	4,190	4,188
3	4,190	4,183
4	4,189	4,186
5	4,217	4,182
6	4,187	4,189
7	4,190	4,189
8	4,210	4,205
9	4,215	4,200
10	4,190	4,217
11	4,214	4,210
12	4,217	4,194
13	4,190	4,200
14	4,167	4,170

Tabela 13 Valores do diâmetro dos furos na chapa 7475-T761 depois de cravado, próprio autor

Análise de desvio de posição furos chapa 2024-T3 cravado			
Círculo	Pos. furo em "X" Antes de cravar	Pos. furo em "X" Após cravar	Desvio Encastado
73.011 (DATUM)			
1	72,626	72,608	0,002
2	72,774	72,76	0,014
3	72,499	72,493	0,006
4	73,052	73,037	0,015
5	73,04	73,034	0,006
6	73,448	73,418	0,03
7	73,126	73,113	0,007
8	72,85	72,834	0,016
9	72,727	72,72	0,007
10	72,785	72,784	0,001
11	72,946	72,971	-0,007
12	72,449	72,442	0,007
13	73,011	73,011	0,000

Círculo	Pos. furo em "Y" Antes de cravar	Pos. furo em "Y" Após cravar	Desvio Encastado
72.222 (DATUM)			
1	52,528	52,607	-0,079
2	76,144	76,342	-0,002
3	103,925	103,898	0,027
4	129,417	129,42	-0,003
5	154,842	154,845	-0,003
6	180,493	180,51	-0,015
7	206,269	206,2	0,034
8	231,952	231,953	-0,001
9	257,478	257,481	-0,013
10	282,91	282,937	-0,007
11	308,508	308,513	-0,007
12	334,184	334,206	-0,024
13	360,119	360,133	-0,017

Resultado análise tridimensional da posição dos furos no CDP da chapa do revestimento em alumínio 2024-T3

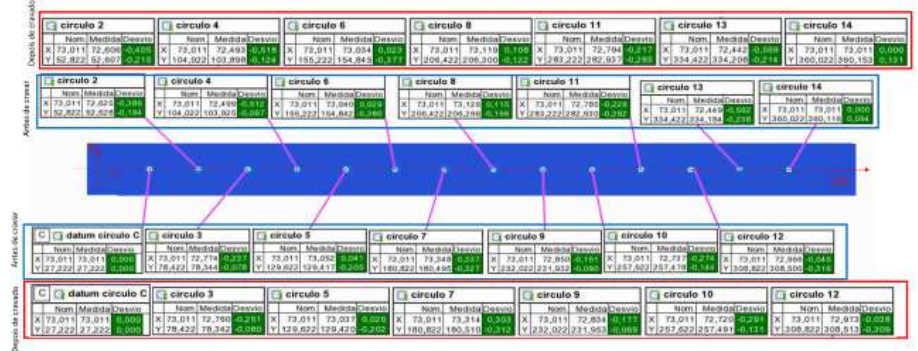


Figura 32 Compare das posições dos furos para chapa 2024-T3, próprio autor

Resultado análise tridimensional da posição dos furos no CDP da chapa da caverna em alumínio 7475-T761

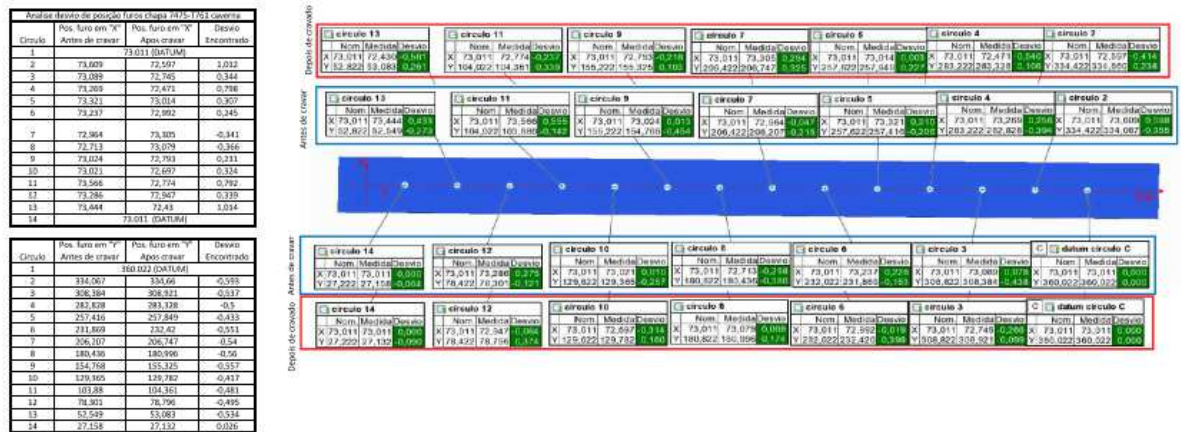


Figura 33 Compare das posições dos furos para a chapa 7475-T761, próprio autor.

Ao analisarmos os dados acima podemos constatar que o furo não manteve sua posição original após a cravação, porem eles se comportaram de forma diferente em cada chapa. Para a chapa no CDP da caverna a posição dos furos se deslocou muito mais, onde o maior deslocamento foi no sentido de “Y”, provavelmente influenciado pela menor resistência do material que neste sentido tem a sua direção de grão, contudo na direção em “X” apesar do desvio médio ter sido menor, ele também ocorreu, já na chapa do CDP que representa o revestimento, estes desvios na posição dos furos também ocorreu, porem ficando na sua pior condição na casa dos centésimos de milímetro, ou seja, mesmo este cdp sendo de uma liga mecanicamente menos resistente que o CDP da caverna, no revestimento a posição dos furos variou bem menos, a princípio acredito que isso ocorreu devido ao processo de cravação semi automático também ser executado remanchando a contra cabeça do prendedor em um único golpe, desta forma, a chapa que tem sua superfície em contato imediato com o prendedor no lado em que ele começa a se expandir, recebe a maior parte da tensão do rebite que está em conformação, este furo vai resistindo a este processo de conformação do rebite e vai se deslocando, ao passo que no revestimento essa tensão inicial exercida pelo rebite será apenas radial no sentido de

expandi-lo, não tendo a força necessária para deslocá-lo, pois a maior tensão, a inicial do rebite, já foi absorvida pela chapa da caverna.

Esta teoria explica neste caso, o porquê de termos duas chapas com resistências mecânicas diferentes, a que tem a menor resistência deformou os furos numa escala menor que a chapa que tem a maior resistência mecânica.

Outra observação importante é que os desvios seguem padrões parecidos, para o sentido da direção de grão, onde apenas quatro, dos vinte e oito furos estudados, teve um desvio positivo, já no sentido transversal aos grãos da chapa, este desvio foi mais aleatório, ora um furo desviando-se para a direita ora para esquerda.

4 RESULTADOS

Antes da aplicação deste trabalho na montagem central, a instalação dos suportes do Side Led; Belted, Side Wall e Wardrob, eram feitos com utilização de braço tridimensional, e esta instalação levava em média 3 turnos.

Após a aplicação deste trabalho, foi possível utilizar os ferramentais para se fazer estas instalações. Antes estes ferramentais não eram utilizados, por que o segmento Junção Central, não era confiável, e nesta estrutura os pontos que fariam a interface com os ferramentais das instalações variavam muito devido as deformidades do conjunto.

Com isso, o tempo de instalação que era de 03 turnos com a utilização de braço tridimensional, caiu para 01 turno e hoje está fermentada.

Consequentemente a qualidade da interface destes suportes dentro de suas tecnologias, ficou muito mais robusta minimizando os ajustes na instalação dos interiores da aeronave, e conferindo a estas instalações uma qualidade superior.

Também foi possível utilizar o ferramental para a instalação dos suportes de carenagem, que antes da aplicação do trabalho era feita na complementação devido falta de repetibilidade do conjunto. Outro resultado positivo foi a eliminação de desperdício com ajustes de revestimento, cintas de emenda e pontas de cavernas que avariavam em todas as montagens de junção da central. Este retrabalho consumia de 6 a 8 Hh na montagem, hoje a montagem segue sem ajustes.

5 CONCLUSÕES

A experiência obtida antes da aplicação da metodologia exposta nesta dissertação, ensinou que os relatórios tridimensionais, feitos em ferramentais não dedicados de montagem, e que são muito comuns em áreas de montagem estrutural, apresentam resultados que não condizem com a realidade do produto e levam as investigações por caminhos que não trarão resultados satisfatórios. A maneira correta de se fazer as medições tridimensionais de estruturas, é com o produto posicionado em seu GM, porém, sujeitado apenas por pontos que simulem ou que façam a interface da próxima montagem, quando possível.

Buchas oblongas para pinular cavernas estampadas em gabaritos de montagem não são eficientes, pois as cavernas estampadas e que ainda não estão cravadas no seu respectivo conjunto, não tem muita rigidez e desta forma quando se utiliza de dispositivos de apoio que vão fazer a sujeição destas cavernas, elas deformam e vão trabalhar dentro do oblongo da bucha, desta forma nunca ficando na condição mais próxima da nominal de projeto como é o objetivo de se ter uma montagem ferramentada. Para a montagem de cavernas estampadas que ainda não foram estruturadas em seus conjuntos o ideal é que as buchas de seus GMs, sejam fixas.

Todas as experiências efetuadas, mostraram que o processo de cravação em montagem estrutural insere tensões ao conjunto. Estas tensões ficam intrínsecas na fuselagem, porem a deformação não afetou os requisitos finais de projeto. Desta forma, é possível concluir que tensões inerentes ao processo de cravação não afetaram os requisitos de projeto para estes painéis.

As tentativas de estruturar melhor o conjunto antes da cravação automática, ensinaram que de forma geral o conjunto na condição final sempre vai repetir as

características do ferramental, que se, por sua vez estiver conforme projeto, irá produzir as peças nas mesmas condições.

A utilização de cintas para sujeitar um conjunto durante as fases de montagem, conferem ao produto tensões, que dificilmente vão colocá-los na condição de projeto, ao invés disso, vão contribuir para deformar o conjunto ao final do processo produtivo.

A forma menos impactante de se utilizar cintas no processo produtivo, é apertá-las apenas sobre as placas de ferramental.

A utilização da metodologia de ajuste dos ferramentais utilizando-se a técnica descrita neste artigo, mostrou-se extremamente eficiente, superando todas as expectativas da equipe durante a aplicação deste trabalho, e na manutenção dos resultados após a sua conclusão. Aplicando esta metodologia com conceito de GD&T, onde foi projetado um quadrante nos pontos mais extremos de cada ferramental, reduziu-se as variáveis de cada gabarito envolvido nestas análises, desta forma foi possível obter cada produto confeccionado nestes ferramentais dentro das condições de projeto.

Os testes e ensaios realizados com os CDPs durante a investigação da deformação dos furos, mostrou que o problema de se obter um painel com a curvatura diferente da especificada em projeto, depois de cravado, está ligado ao fenômeno dos furos saírem de sua posição inicial após o processo de cravação, desta forma como o centro dos furos entre as chapas não são os mesmos, tensões aparecem entre eles, e estes são definitivamente incorporados ao produto pela fixação dos prendedores que as resistem, impedindo um movimento de cisalhamento entre as chapas, e desta forma proporcionando que estas tensões deformem o conjunto.

6 REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS.

ALBERTAZZI, A. G. Jr.; SOUSA, A. R. Fundamentos de Metrologia Científica e Industrial. Barueri, SP: Manole, 2008.

BAJRACHARYA, B. Effect of variations of riveting process on the quality of riveted joints. Master Degree Thesis. Wichita State University, 2006, 79p.

BERETTA, S.; MURAKAMI, Y.; Statistical analysis of defects for fatigue strength prediction and quality control of materials. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, v.21, n.9, p.1049-1065, 1998.

CERVEIRA, R. L. P. CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DO COMPORTAMENTO MECÂNICO SOB SOLICITAÇÃO MULTIAXIAL EM JUNÇÕES DE CHAPAS AA2024-T3 SOLDADAS POR FICÇÃO-MISTURA ("FSW"), 2008, Dissertação para obtenção de título de Mestre em Engenharia Mecânica. Disponível em <<https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/3/3151/tde-17112008-161426/pt-br.php>> Acesso em: 02/jun/2020

FAISHAL, K. A. U. M. Impact of riveting sequence, pitch and gap between sheets on quality of riveted lap joints. Master Degree Thesis. Wichita State University, 2006, 81p.

FIGUEIRA, J. A. N.; NEGRONI, D. Y.; TRABASSO, L. G. Deformações Induzidas por Processos de Rebitagem. In: XI SIMPÓSIO BRASILEIRO DE AUTOMAÇÃO INTELIGENTE SBAI/DINCON 2013, Artigo 6828. Disponível em: <http://www.sbai2013.ufc.br/Programa_SBAI_DINCON_2013_FINAL.pdf>. Acesso em 12 jun. 2019

GARCIA, A.; SPIM, J. A.; SANTOS, C.A.; Ensaios de materiais, Livros Técnicos e Científicos. Rio de Janeiro: Editora S.A., 247p., 2000

HOMAN, J.J.; RIJCK, J.J.M.; SCHIJVE, J.; BENEDICTUS R., The driven rivet head dimensions as an indication of the fatigue performance of aircraft lap joints, International Journal of Fatigue, Vol. 29, Issue 12, December 2007, Pages 2208-2218, ISSN 0142-1123,

JAN Figueira, LG Trabasso - Journal of Aircraft, 2015 - arc.aiaa.org. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/full/10.2514/1.C033140>>. Acesso em 10 jun. 2020

LI, G.; SHI, G. "Effect Of The Riveting Process On The Residual Stress In Fuselage Lap Joints"- 50th AGM and Conference 16th Aerospace Structures and Materials Symposium. Montréal, 28-30 April 2003.

MU, W. et al. An effective method of studying interference-fit riveting for 2117-T4 aluminum slug rivet. In: Computer and Communication Technologies in Agriculture Engineering (CCTAE), 2010 International Conference, 2010. Proceedings... On. IEEE, 2010. p. 303-307.

MÜLLER, R.P.G. An Experimental and Analytical Investigation on The Fatigue Behavior of Fuselage Riveted Lap Joints. Doctor Degree Thesis. Delf University, 1995, 516p.

NEGRONI, D. Y. ; Deformação em revestimentos de ligas de alumínio causada pelo Processo de Rebitagem. 2006. 73f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

R. Ropion, Cotação Funcional dos Desenhos Técnicos.
Ed. Mc Graw-Hill do Brasil Ltda, 1974

SZOLWINSKI, M. P.; FARRIS, T. N. Linking riveting process parameters to the fatigue performance of riveted aircraft structures. Journal of aircraft, v. 37, n. 1, p. 130-137, 2000.

7 GLOSSÁRIO.

7.1). Glossário de palavras utilizadas.

ALCLAD: é uma marca registrada da empresa Alcoa, cujo nome é usado genericamente para descrever um revestimento realizado em ligas de duralumínio, para melhorar a resistência a corrosão.

Best fit: Melhor forma de modelo matemático encontrado pelo software de medição tridimensional.

D.G.: Direção de grão.

GAP: vão encontrado entre dois componentes

Hh: Homem hora

MEF: Modelagem por Elementos Finitos, ou Método dos Elementos Finitos;

OTP: One True Pairing (um par verdadeiro na tradução para português)

STEP: degrau encontrado entre dois componentes

7.2). Glossário dos símbolos utilizados.

ε = Deformação verdadeira, dada pela expressão: $\varepsilon = \int dx/lf \big|_0 = \ln (lf/0)$ onde lf e 0 são respectivamente os comprimentos final e inicial de um corpo de prova ensaiado em tração, ou compressão;

D = Diâmetro original do furo da chapa antes da conformação do rebite;

$D0$ = Diâmetro original do corpo do rebite antes da conformação;

$D1$ = Diâmetro do corpo do rebite ao tocar as paredes do furo na chapa;

$D2$ = Diâmetro do corpo do rebite após a expansão diametral;

Fsq = Força de conformação do rebite (squeezing force);

H = Altura final da contra cabeça conformada;

H_0 = Altura inicial da contra cabeça antes de iniciar a conformação;

K = Coeficiente de resistência do material: Constante característica do material, correspondente à tensão verdadeira (tensão de Cauchy) quando a deformação verdadeira é unitária ($\varepsilon = 1$);

L_0 = Comprimento original do corpo cilíndrico do rebite antes da conformação;

n = Coeficiente de encruamento do material, assumindo que a tensão de Cauchy, ou tensão verdadeira, seja dada pela relação de Hollomon: $\sigma = K(\varepsilon)^n$;

t = Espessura de chapa;

t_{tot} = Espessura do pacote de chapas;