

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE DE EQUIPAMENTO AEROMÉDICO PARA ENGATE ENTRE INCUBADORA E
MACA AEROMÉDICA

por

Luan Maia Cittolin

Monografia apresentada ao
Departamento de Engenharia Mecânica da
Escola de Engenharia da Universidade
Federal do Rio Grande do Sul, como parte
dos requisitos para obtenção do diploma de
Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, abril de 2023.

CIP - Catalogação na Publicação

Cittolin, Luan Maia
ANÁLISE DE EQUIPAMENTO AEROMÉDICO PARA ENGATE ENTRE
INCUBADORA E MACA AEROMÉDICA / Luan Maia Cittolin. --
2023.
30 f.
Orientador: Jakson Manfredini Vassoler.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto
Alegre, BR-RS, 2023.

1. Análise numérica. 2. Elementos finitos. 3.
Carregamentos. 4. Aeronáutico. I. Manfredini Vassoler,
Jakson, orient. II. Título.

Elaborada pelo Sistema de Geração Automática de Ficha Catalográfica da UFRGS com os
dados fornecidos pelo(a) autor(a).

LUAN MAIA CITTOLIN

**ANÁLISE DE EQUIPAMENTO AEROMÉDICO PARA ENGATE ENTRE
INCUBADORA E MACA AEROMÉDICA**

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Cirilo Seppi Bresolin
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: Mecânica dos sólidos

Orientador: Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Comissão de Avaliação:

Prof. Jakson Manfredini Vassoler (Presidente)

Prof. Rogério José Marczak

Prof. Heraldo José de Amorim

Porto Alegre, abril de 2023

AGRADECIMENTOS

À minha namorada, Bruna, que desde o início me apoiou nesta jornada e em momento algum me fez pensar em desistir.

Ao Prof. Jakson Manfredini Vassoler, pelas orientações e apoio prestados ao longo deste trabalho. Sempre acessível às dúvidas e compreensível quanto à rotina estafante de conciliar o trabalho e os estudos nesta reta final de curso.

À minha família e à família da minha namorada pelo suporte prestado ao longo do curso e da realização do TCC.

À equipe de Engenharia da AEROMOT, por todo o apoio prestado ao longo da fabricação do suporte.

RESUMO

Helicópteros são amplamente utilizados no transporte aéreo de curto alcance por conta de sua versatilidade operacional. A decolagem e aterragem verticais, bem como a sua elevada velocidade e capacidade de voo pairado, torna-o um veículo extremamente ágil e adequado especialmente ao atendimento de ocorrências médicas. Algumas adaptações podem ser necessárias para atender casos específicos, como por exemplo, um incubadora neonatal à uma maca aeromédica. Neste contexto, o presente trabalho apresenta uma análise estrutural de um suporte de incubadora neonatal destinada ao uso aeromédico e a sua validação como um item possível de ser empregado dentro da aeronave modelo AgustaWestland AW119 Koala. O equipamento é projetado com intuito de oferecer um meio de fixação rápido e seguro para a incubadora de modo que possa ser rapidamente instalado e desinstalado da aeronave sem a utilização de ferramentas específicas por parte da equipe médica. Na análise é realizado o cálculo da margem de segurança para os fixadores do equipamento, e a análise estrutural do equipamento por meio da utilização de elementos finitos, usando fatores de carga seguindo a norma RBAC/FAR 27.561 (FAA, 2023). Os resultados das análises demonstram a viabilidade da modificação e a validação do equipamento perante as normas pertinentes, e posição do conjunto dentro do envelope de voo da aeronave.

PALAVRAS-CHAVE: aeromédico, elementos finitos, carregamentos, fatores de segurança.

ABSTRACT

Helicopters are widely used in short-range air transport because of their operational versatility. The vertical take-off and landing, as well as its high speed and hovering capability, make it an extremely agile vehicle and especially suitable for attending medical occurrences. Some adaptations may be necessary to meet specific cases, such as a neonatal incubator to an aeromedical stretcher. In this context, the present work presents a structural analysis of a neonatal incubator support intended for aeromedical use and its validation as a possible item to be used inside the AgustaWestland AW119 Koala aircraft. The equipment is designed to provide a fast and secure means of attachment for the incubator so that it can be quickly installed and uninstalled from the aircraft without the use of specific tools by the medical team. In the analysis is performed the safety margin calculation for the equipment's fasteners, and the structural analysis of the equipment through the use of finite elements, using load factors following the RBAC/FAR 27.561 standard (FAA, 2023). The results of the analysis demonstrate the feasibility of the modification and the validation of the equipment against the relevant standards, and the position of the assembly within the flight envelope of the aircraft.

KEYWORDS: aeromedical, finite elements, loads, safety factors.

LISTA DE SÍMBOLOS

ν = Coeficiente de Poisson;

$\#f$ = Quantidade de fixadores;

C_r = Fator de carregamento crítico;

E = Módulo de elasticidade;

FF = Fitting factor;

F_{su} = Carregamento de ruptura ao cisalhamento;

F_{tu} = Carregamento de ruptura à tração;

g = Aceleração da gravidade;

L_1 = Distância do CG até o ponto de fixação (XCG, YCG ou ZCG);

L_2 = Distância transversal entre ponto de fixação (X ou Y);

m = massa do conjunto;

P_{sr} = Carga em cisalhamento aplicada sobre os fixadores;

P_{ts} = Carga em tração aplicada sobre os fixadores;

LISTA DE SIGLAS

ANAC = Agência Nacional de Aviação Civil;

CG = Centro de Gravidade;

FAA = Federal Administration Aviation;

FAA = Federal Aviation Regulations;

GW = Gross Weight (Kg);

IS = Instrução Suplementar;

MEF = Método dos Elementos Finitos;

MOC = Means of Compliance;

MS = Margem de segurança;

RBAC = Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil;

STA = Station (mm);

TCDS = Type Certificate Data Sheet;

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Esquema de montagem do suporte da incubadora junto à maca e incubadora.

Figura 2 – Eixos horizontais travados pelo batente de nylon do suporte da incubadora.

Figura 3 – Eixo vertical travado pelo retentor de $\frac{1}{4}$ de volta do suporte da incubadora.

Figura 4 – Pontos de referência da aeronave AW119 Koala.

Figura 5 – Análise das tensões com carregamento na direção DOWN.

Figura 6 – Análise das tensões com carregamento na direção SIDE.

Figura 7 – Análise das tensões com carregamento na direção UP.

Figura 8 – Análise das tensões com carregamento na direção AFT.

Figura 9 – Análise das tensões com carregamento na direção FWD.

Figura 10 – Envelope de voo longitudinal com posicionamento do equipamento de suporte da incubadora e incubadora neonatal (esquerda) e envelope de voo lateral com posicionamento do equipamento de suporte da incubadora neonatal (direita).

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Fatores de carga

Tabela 2 – Propriedade dos materiais usados neste projeto

Tabela 3 – Valores de margem de segurança (M.S) para os fixadores do suporte da incubadora.

Tabela 4 – Valores de margem de segurança (M.S) para parafusos NAS1351.

Tabela 5 – Valores de margem de segurança (M.S) para parafusos MS24694.

Tabela 6 – Valores de margem de segurança (M.S) para porcas MS21042.

Tabela 7 – Valores de margem de segurança (M.S) para parafusos NAS1351.

Tabela 8 – Valores de margem de segurança (M.S) para retentores ¼ de volta.

Tabela 9 – Valores de margem de segurança (M.S) para rebites MS20427.

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO.....	11
2.	O PROJETO AERONÁUTICO	11
2.1.	Aeronave empregada	11
2.2.	Incubadora Neonatal.....	12
2.3.	Suporte da incubadora e sua fixação	13
2.4.	Trâmites de homologação junto ao órgão regulamentador.....	14
2.5.	Materiais para aeronáutica.....	14
2.6.	Carregamentos	15
2.7.	Método dos elementos finitos.....	16
3.	METODOLOGIA.....	17
3.1.	Composição de peso e centro de gravidade do equipamento instalado.....	17
3.2.	Margem de segurança para análise estrutural dos fixadores	18
3.3.	Materiais utilizados.....	18
3.4.	Modelagem computacional.....	19
4.	RESULTADOS	20
4.1.	Análise dos fixadores.....	23
4.2.	Envelope de voo da aeronave	24
5.	CONCLUSÃO.....	25
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	26
	APÊNDICE A.....	28
	APÊNDICE B.....	29

1. INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica destaca-se por buscar sempre a excelência em seu desenvolvimento e aprimoramento constante, de modo que parâmetros cruciais para a dinâmica de um voo estejam sempre em consonância com o projeto ideal de uma aeronave e seus subsistemas. Torna-se assim crucial que o projeto de uma aeronave ou equipamento que a compõe preze sempre pela segurança de sua operação, redução de peso e volume, aeronavegabilidade e demais parâmetros pertinentes à aviação e à indústria aeronáutica.

As aeronaves, entre elas, as aeronaves de asas rotativas, popularmente conhecidas como helicópteros, têm chamado a atenção do meio aeronáutico por conta de sua versatilidade operacional, haja visto a ampla procura de órgãos governamentais por meios de transportes aéreos que disponham de capacidade aeromédica e capacidade de atuação como uma plataforma de segurança aérea e dissuasão estratégica. Helicópteros, adequadamente adaptados a estas novas condições operacionais, provam ser a plataforma correta para o desempenho destas novas funções no teatro de operações atual. A decolagem e aterragem vertical, características presentes na esmagadora maioria de modelos de helicópteros, bem como a sua elevada velocidade e capacidade de voo pairado, tornam este, um veículo extremamente ágil e adequado ao atendimento de ocorrências médicas, policiais e transporte de pessoal. No caso de algumas aeronaves destinadas ao emprego aeromédico existe a possibilidade de instalação de equipamentos médicos únicos, destinados a atender ocorrências médicas de natureza específica, ampliando suas operações. Nestes casos algumas adaptações podem ser necessárias, necessitando o desenvolvimento de projetos aeronáuticos personalizados.

Neste contexto, o presente trabalho tem por objetivo apresentar e analisar um suporte estrutural previamente projetado, que visa conectar, por meio de engates rápidos, uma incubadora neonatal à uma maca aeromédica equipada em uma aeronave do modelo AgustaWestland AW119 Koala, atendendo as normas pertinentes. Trata-se de uma análise de caso real, que está sendo desenvolvido por uma empresa aeronáutica gaúcha.

Além da análise estrutural do equipamento é necessário que a peça proposta atenda a determinados requisitos de segurança, aeronavegabilidade, peso e balanceamento para que esteja apta a ser instalada no interior da aeronave, sobre a maca médica. A peça deverá suportar esforços em suas direções verticais, horizontais e laterais e deverá também ser composta por fixadores adequados à sua montagem, bem como materiais que visem fornecer as propriedades mecânicas desejadas ao projeto.

2. O PROJETO AERONÁUTICO

Nesta seção são apresentadas as informações da aeronave, da incubadora, da maca aeromédica, e do dispositivo objeto de estudo, que cumprirá a função de suporte da incubadora. Além das informações destes equipamentos, são apresentados os requisitos obrigatórios e desejáveis para o projeto aeronáutico. Por fim, são apresentadas informações complementares, que norteiam o estudo, como trâmites de homologação, carregamentos, materiais, e métodos de cálculo.

2.1. Aeronave empregada

A aeronave escolhida para a instalação do suporte de incubadora e demais itens que compõem a configuração EMS (Emergency Medical Service), é o modelo AW119 Kx da Leonardo Helicopters. O modelo é uma aeronave monomotor leve, propelida por um único

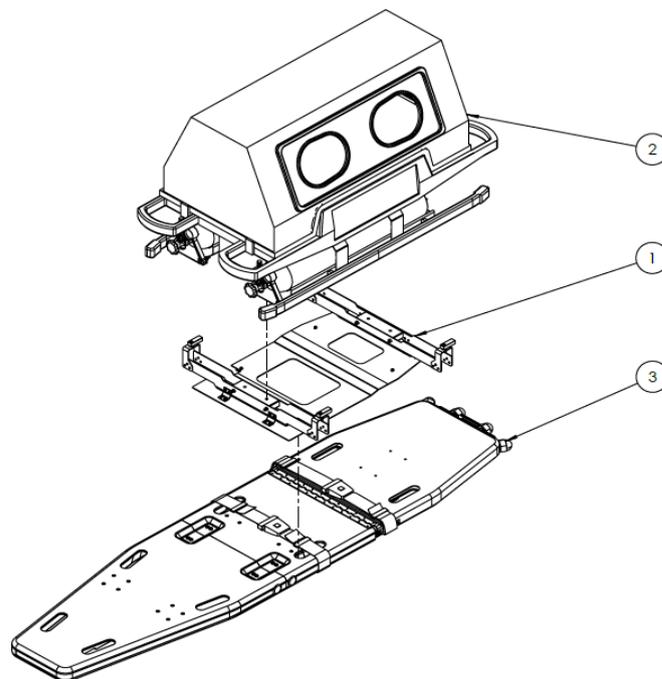
motor Pratt & Whitney Canada PT6B-37A, capaz de propulsionar a aeronave à velocidade de 243 km/h em voo de cruzeiro. O peso (vazio) da aeronave é de 1,483 Kg e seu peso máximo de decolagem é de 2,850 Kg. A aeronave possui capacidade de transporte para 2 tripulantes e 6 passageiros, porém este número pode ser alterado conforme a configuração interna escolhida para a aeronave, que poderá priorizar o atendimento e transporte aeromédico em detrimento do transporte de pessoal em sua configuração com mais lugares disponíveis. (LEONARDO HELICOPTERS, 2022)

As configurações aeromédicas de arranjos internos possíveis para a aeronave são duas: Quatro assentos para passageiros e uma única maca posicionada à esquerda da cabine de passageiros e tripulação de dois ocupantes; dois assentos para passageiros centralizados e duas macas posicionadas à esquerda e à direita da aeronave e tripulação de dois ocupantes. A aeronave conta com duas portas deslizantes em suas laterais para acesso à cabine de tripulantes e espaço interno capaz de acomodar uma gama de equipamentos de suporte à vida.

2.2. Incubadora Neonatal

O modelo de incubadora neonatal escolhido é o modelo IT-158 TS da fabricante FANEM, destinada ao transporte de prematuros de baixo peso ou recém-nascidos com graves enfermidades. Suas dimensões são de 56,5 cm de largura, 102 cm de profundidade e 88,3 cm de altura. Seu peso total com acessórios agregados é de 100,03 Kg (Suporte da incubadora = 6,34 Kg; Incubadora = 86,70 Kg; Paciente = 7,00 Kg). (FANEM, 2009).

Figura 1 – Esquema de montagem do suporte da incubadora (1) junto à maca aeromédica (3) e incubadora (2).



Fonte: o próprio autor.

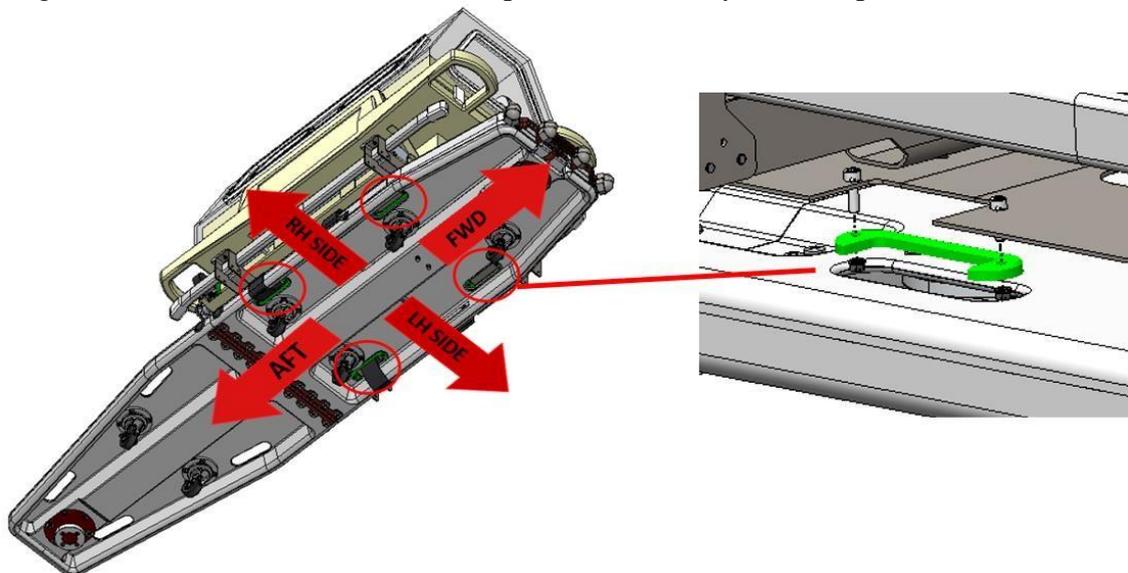
Dentro da aeronave, adaptada à configuração aeromédica para quatro passageiros e uma maca médica, a incubadora deverá ser encaixada ao suporte da incubadora que por sua vez estará conectado à maca do helicóptero. Conforme a necessidade apresentada, a incubadora deverá ser conectada à maca por dispositivos de engate e desengate rápido, sem necessidade

de uso de ferramentas específicas (Figura 1). Para tal, o suporte da incubadora será utilizado com intuito de realizar a interface de fixação entre incubadora e maca.

2.3. Suporte da incubadora e sua fixação

O suporte da incubadora e o seu sistema de fixação estão instalados na maca aeromédica original da aeronave. Este dispositivo é o objeto de análise deste estudo, e encontra-se em desenvolvimento pela AEROMOT Aeronaves e Motores. O Suporte tem a função de criar uma provisão de montagem rápida para uma incubadora modelo IT-158-TS. A fixação do suporte, feita por chapas de aço dobradas 4130, é realizada utilizando os cintos de segurança presentes na própria maca. O suporte é acomodado na superfície plana da maca, e utiliza os orifícios originais do manípulo de transporte da maca para bloquear movimentos nos eixos de voo longitudinal e transversal da aeronave. Para este bloqueio, 4 batentes de nylon ligados ao suporte da incubadora realizam este travamento (Figura 2).

Figura 2 – Eixos horizontais travados pelo batente de nylon do suporte da incubadora.

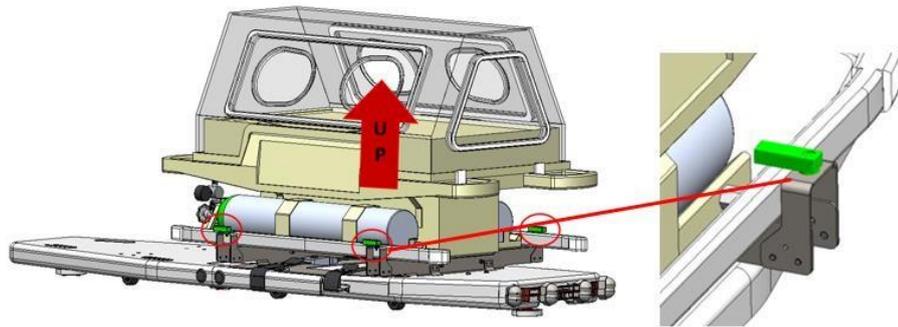


Fonte: o próprio autor.

A placa principal do suporte possui duas peças em perfil U dobradas em chapa de aço 4130 em cada uma de suas extremidades. Suportando a massa da incubadora, há duas peças de alumínio fixadas no interior do perfil U.

Para limitar o movimento na direção superior (vertical), existem 4 retentores de ¼ de volta aeronáuticos (Figura 3), ligados a um suporte metálico, que travam a incubadora na posição através de sua estrutura de proteção.

Figura 3 – Eixo vertical travado pelo retentor de ¼ de volta do suporte da incubadora.



Fonte: o próprio autor.

2.4. Trâmites de homologação junto ao órgão regulamentador

Conforme a legislação da ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) e do ministério da saúde, para que uma aeronave seja homologada para emprego em operações aeromédicas e de transporte hospitalar, seus equipamentos médicos deverão também ser homologados pela ANAC. A portaria nº 2048 de 2002 do ministério da saúde estabelece a classificação dos tipos de ambulância, sendo o tipo E, as aeronaves empregadas no transporte aeromédico.

TIPO E – Aeronave de Transporte Médico: aeronave de asa fixa ou rotativa utilizada para transporte inter-hospitalar de pacientes e aeronave de asa rotativa para ações de resgate, dotada de equipamentos médico homologados pelo Departamento de Aviação Civil – DAC. (BRASIL, 2002)

O processo de homologação do suporte da incubadora deve passar pela comprovação de suas capacidades estruturais, mediante a realização de análises estruturais através da utilização do método de elementos finitos. A partir da análise realizada, o relatório de análise estrutural poderá ser redigido e deve descrever as fundamentações da fixação estrutural do equipamento aplicado na modificação, neste caso, o suporte da incubadora, bem como apresentar o cumprimento dos requisitos de acordo com o MOC (Means of Compliance) para os fixadores e peças estruturais utilizadas na modificação, de acordo com os requisitos afetados, com base no RBAC/FAR 27. (FAA, 2023).

Os locais de instalação dos equipamentos não devem interferir nos comandos de voo e não devem ser expostos a uma grande variação de temperatura, para além do intervalo estabelecido pelo fabricante.

Além da elaboração do relatório estrutural, para a certificação da estrutura projetada junto ao órgão regulamentador, um relatório de peso e balanceamento deve também ser elaborado com objetivo de definir e apresentar um peso de decolagem estabelecido após a instalação da modificação e a nova posição do centro de gravidade. O relatório deve mostrar à ANAC que as alterações não excedem o peso máximo permitido e que a nova posição do centro de gravidade, não compromete a aeronavegabilidade da aeronave.

2.5. Materiais para aeronáutica

Os materiais comumente utilizados na aviação geral dividem-se as entre ligas de alumínio, as ligas de titânio e os materiais compósitos. Este último grupo abrange uma grande variedade de materiais e consiste, basicamente, na junção de ao menos dois materiais para que o resultado seja a obtenção de um produto final com características estruturais específicas, a fim de se atender à uma determinada funcionalidade. Os exemplos de materiais compósitos usualmente

utilizados na aviação são a fibra de vidro, a fibra de carbono, a fibra de aramida, entre outros.

Os materiais utilizados são escolhidos com base em suas propriedades mecânicas específicas, que conciliam baixo peso a uma alta resistência mecânica específicas aliados também à alta resistência à corrosão. Estas características conferem à aeronave a resistência mecânica necessária para resistir às altas cargas mecânicas decorrentes de um voo e possibilitam a construção de uma aeronave mais leve se comparadas à uma aeronave construída com materiais mais pesados, propiciando uma maior economia de combustível e consequentemente, elevando sua autonomia e capacidade de carga.

Um fator a se frisar, principalmente em relação às ligas de alumínio, é o seu baixo custo e boas características de trabalho, como por exemplo, sua boa usinabilidade, boa forjabilidade e boa estabilidade dimensional, quesito essencial à aviação. As ligas de titânio por sua vez, possuem um custo mais elevado com relação às ligas de alumínio, o que acaba restringindo o seu uso às aplicações onde há a necessidade de altas resistências mecânicas e leveza.

Para determinadas aplicações, ligas de aço também são empregadas na aviação na forma de fixadores e componentes empregados sob condições severas de carga e temperatura, como por exemplo, na fabricação de estruturas de trens de pouso. Em uma aeronave de asas rotativas adaptada à função EMS, ligas de aço são utilizadas na construção de suportes metálicos que visam fixar equipamentos médicos à estrutura da aeronave, visto que ligas de aço são mais baratas que ligas de alumínio e não comprometem o peso total da aeronave pois são utilizadas em menor quantidade

2.6. Carregamentos

Uma aeronave está sujeita a variados esforços que atuam nas direções vertical, laterais e longitudinais da aeronave. O principal esforço atuante em uma aeronave é o seu próprio peso, que incide na direção vertical com sentido para baixo, em direção ao solo. Em uma aeronave do tipo asa fixa, este esforço será oposto à sustentação gerada pelas asas e pela fuselagem da aeronave. A sustentação gerada pela aeronave, por sua vez, se torna possível graças a potência gerada pelo seu propulsor, que projetará a aeronave à uma determinada velocidade e, como produto do ângulo de ataque das asas com relação ao fluido, do perfil aerodinâmico da asa, da densidade do fluido e da área de superfície da asa, gerará a sustentação necessária para manter a aeronave em voo. Como resultante do deslocamento da aeronave no ar, um arrasto aerodinâmico também é gerado e deverá ser contraposto pela potência do propulsor.

Uma aeronave de asas rotativas está sujeita aos mesmos esforços de uma aeronave de asas fixas. De acordo com a norma RBAC/FAR 25.337 (FAA, 2023), uma aeronave de asas rotativas deve ser projetada para suportar fatores de cargas de manobras entre -1,0 g e 3,5 g.

De acordo com a norma RBAC/FAR 27.341 (FAA, 2023), cargas referentes às rajadas de vento também devem ser consideradas e são calculadas considerando rajadas de vento verticais de 9,14 m/s em condições de velocidades críticas, considerando a aeronave na condição pairada (movimentos verticais) e em condições de avanço.

Os requisitos de resistência das estruturas empregadas são especificados em termos de cargas limite (as cargas máximas a serem esperadas em serviço) e cargas finais (cargas limite multiplicadas por fatores de segurança prescritos). A análise estática da instalação considera exclusivamente os efeitos das cargas inerciais sobre a massa dos equipamentos. Para a fundamentação dos cálculos, as cargas causadas pelos fatores de carga máximos especificados nos regulamentos são calculadas quando estes atuam sobre a massa de cada unidade instalada na aeronave. Os coeficientes de carga estão descritos na Tabela 1.

Tabela 1 – Fatores de carga segundo normativa.

LOADING TYPE	DIRECTION	LOADING				
		1 - LIMIT	- F. S	3- ULTIMATE	4 - SPECIAL	5 – CRITICAL VALUE
EMERGENCY LANDING (27.561 amdt.32)	FWD	-	*	-	-	16.00
	DOWN	-		-		20.00
	SIDE	-		-		8.00
	UP	-		-		4.00
	AFT	-		-		1.50
MANEUVERING (27.337 amdt.0)	FWD	-	1.50	-	-	-
	DOWN	3.50		5.25		5.25
	SIDE	-		-		-
	UP	1.00		1.50		1.50
	AFT	-		-		-
GUST (27.341 amdt.0)	FWD	1.06	1.50	1.59	-	1.59
	DOWN	0.36		0.55		0.55
	SIDE	-		-		-
	UP	0.36		0.55		0.55
	AFT	-		-		-

Fonte: (FAA, 2023)

De acordo com a norma RBAC/FAR 27.561 (FAA, 2023), os valores de carregamento críticos para pousos de emergência são valores finais e não devem ser ponderados por um fator de segurança adicional. Contudo, no intuito de projetar um equipamento com um fator de segurança considerado seguro ao órgão regulamentador, o fator de segurança de 1,5 será aplicado as tensões máximas para cada caso de acordo com a norma RBAC/FAR 27.303 (FAA, 2023).

Conforme a Tabela 1, os valores para os carregamentos críticos a serem considerados são os valores apontados para aterragens de emergência, pois este é considerado o pior caso a ser enfrentado por uma aeronave durante o seu funcionamento: 16g para frente (FWD), 20g para baixo (DOWN), 8g para os lados (SIDE), 4g para cima (UP) e 1,5g para baixo (DOWN). Estes valores são usados para determinar a carga incidente nos suportes de equipamentos médicos e elétricos na cabine de passageiros e seus fixadores.

A estrutura deverá estar apta a suportar tais condições sem deformações acima de seu regime elástico ou danos permanentes à sua construção, de acordo com a norma RBAC/FAR 27.305 (FAA, 2023), e sendo assim, em qualquer carga aplicada até as cargas limite, a deformação do equipamento não deve interferir em seu funcionamento seguro.

2.7. Método dos elementos finitos

O método dos elementos finitos é uma abordagem especialmente útil no que diz respeito à concepção do projeto de uma aeronave. Permite estimar dimensões de interesse baseado em valores de tensão, deslocamento e deformação desejados.

A análise numérica, realizada por meio do método dos elementos finitos, é um método já consolidado e de amplo emprego na indústria aeronáutica. Quando adequadamente empregado, reduz a necessidade de construção de um modelo experimental, ainda que para determinados casos, a construção de um modelo experimental seja também necessária para corroborar os resultados obtidos.

O MEF possui aplicações extremamente abrangentes que vão desde seu uso na análise estrutural de elementos aeronáuticos à análise realizada na simulação térmica em um circuito eletrônico. É consenso que o método, incorporado em algoritmos computacionais ainda nos anos 60 abreviou em anos o desenvolvimento de setores industriais vitais, diminuindo o custo e o tempo do desenvolvimento de novos produtos.

De forma geral, o método pode ser dividido em seis passos (Bhatti, 2005):

- i. Desenvolvimento das equações dos elementos;
- ii. Discretização do domínio da solução em uma malha de elementos finitos;
- iii. Montagem das equações do elemento;
- iv. Introdução das condições de contorno;
- v. Solução para as incógnitas nodais;

3. METODOLOGIA

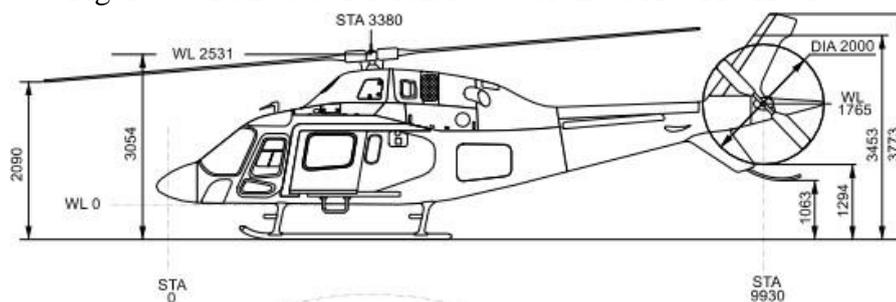
A metodologia empregada neste trabalho é composta de duas etapas. Em um primeiro momento são avaliados o peso e centro geométrico do conjunto, as margens de segurança dos fixadores segundo norma, os materiais a serem empregados na análise. Por fim, é apresentada a metodologia da análise estrutural por elementos finitos.

3.1. Composição de peso e centro de gravidade do equipamento instalado

A determinação da composição do peso e do centro de gravidade do equipamento instalado tem por objetivo definir o peso de decolagem final da aeronave bem como a posição do centro de gravidade da aeronave, atualizado com as alterações decorrentes da instalação de equipamentos. As alterações não devem exceder o peso máximo permitido para a aeronave assim como o seu centro de gravidade deverá operar dentro dos limites operacionais aprovados para o modelo de aeronave conforme o TCDS (Type Certificate Data Sheet) dos helicópteros elegíveis para utilização.

A análise de peso é realizada através da análise em software CAD 3D, verificada por pesagem realizada pelo requerente e registrada no registro de peso e balanceamento da aeronave após a implementação da alteração. O centro de gravidade é determinado de acordo com a definição FAA Rotorcraft Flying Handbook (FAA, 2000). Para esta determinação, é considerado o ponto de referência (lateral e longitudinal) da aeronave definido no manual do fabricante, de modo a definir a distância do ponto de referência a todos os componentes instalados na aeronave através do software CAD 3D. Da mesma maneira, a massa de cada componente instalado também é determinada para que cada respectivo momento de inércia de massa possa ser calculado.

Figura 4 – Pontos de referência da aeronave AW119 Koala.



Fonte: (AGUSTAWESTLAND AW119Kx THF).

Com os dados de momentos de inércia disponíveis, define-se então o momento de inércia resultante (considerando o peso de decolagem da aeronave somado ao peso dos equipamentos instalados) e o centro de gravidade lateral e longitudinal através da divisão do momento de inércia resultante pela massa total registrada.

3.2. Margem de segurança para análise estrutural dos fixadores

Para a análise dos fixadores, são consideradas as cargas equivalentes aos fatores críticos de carga inercial, multiplicadas pela massa definida e aplicadas sobre o centro da massa do equipamento. O CG (Centro de Gravidade) do conjunto formado pelo suporte da incubadora é obtido através do software CAD, a partir do qual é posicionado perpendicularmente em relação às suas faces de fixação e de acordo com a posição de cada uma. Para a análise de tensão dos fixadores, o braço de alavanca é considerado devido à posição do CG ponderada pelas distâncias entre os pontos de fixação.

Considera-se a margem de segurança (M.S.) como um fator de ajuste, conforme RBAC/FAR 27.625 (FAA, 2023). Para medir estas cargas, é adotado a equação 1, conforme IS N° 21-021 (ANAC, 2014):

$$MS = \frac{F \cdot F_r}{P_r \cdot FF} - 1 \quad (1)$$

Sendo F o número de fixadores presentes na estrutura analisada, F_r , o carregamento de maior valor entre o carregamento de ruptura à tração e ao cisalhamento, P_r , o carregamento de maior valor entre os carregamentos de tensão e cisalhamento aplicados aos fixadores e FF o fator de ajuste (fitting factor) considerado na norma.

3.3. Materiais utilizados

O material selecionado para a confecção do suporte da incubadora foi o aço 4130, escolhido por conferir alta resistência mecânica aliado à boa tenacidade, sendo também um aço bastante utilizado em aplicações aeroespaciais. O aço 4130 foi escolhido em detrimento ao alumínio devido ao seu baixo custo em relação a este e a não necessidade de se obter um baixo peso do conjunto visto que o suporte da incubadora não possui grandes dimensões que acarretariam em um grande aumento de sua massa. O alumínio, porém, também foi utilizado para compor outras peças do conjunto mesmo que em menor quantidade. A liga selecionada foi a 7075 T6, por possuir alta resistência mecânica e resistência à corrosão. Foi escolhida por aliar estas qualidades descritas à uma baixa densidade de massa em relação ao aço, o que confere à liga um baixo peso comparado ao peso que a mesma peça possuiria caso fosse confeccionada pelo aço 4130, por exemplo. As propriedades destes materiais são apresentadas na Tabela 2.

Tabela 2 – Propriedade dos materiais usados neste projeto.

Propriedades do aço 4130		Propriedades do alumínio 7075 T6	
Limite de escoamento	4,6e+08 N/m ²	Limite de escoamento	5,05e+08 N/m ²
Limite de resistência à tração:	5,6e+08 N/m ²	Limite de resistência à tração:	5,7e+08 N/m ²

Módulo elástico:	2,05e+1 N/m ²	Módulo elástico:	7,2e+10 N/m ²
Razão de Poisson:	0,285	Razão de Poisson:	0,33
Densidade mássica:	7.850 kg/m ³	Densidade mássica:	2.810 kg/m ³
Módulo de cisalhamento:	8e+10 N/m ²	Módulo de cisalhamento:	2,69e+10 N/m ²

Fonte: (SILVA; MEI, 1988)

3.4. Modelagem computacional

Para a análise estática das partes estruturais do trabalho proposto, é utilizado o método dos elementos finitos. Com o MEF, pode-se considerar as condições de contorno nos pontos de fixação do equipamento, a massa do objeto analisado, sua geometria de fixação, a ligação de pontos rígidos (rebites/parafusos) e os contatos das superfícies. Os elementos de fixação serão suprimidos nesta análise e o modelo 3D é então simplificado para que a malha gerada seja mais precisa. As tensões no MEF são analisadas de acordo com o critério Von Mises e o fator de segurança é calculado levando em consideração o ponto de tensão máxima na estrutura.

Após finalizar a topologia final durante o projeto conceitual dos itens que compõem o suporte da incubadora, etapa preliminar da análise proposta neste trabalho, desenvolveu-se os modelos para os itens no software CAD Solidworks, e a partir desta etapa, a análise de elementos finitos foi realizada. A análise numérica foi realizada com modelos físicos idênticos aos concebidos nos projetos, tanto em massa quanto geometricamente.

A análise em elementos finitos, também realizada no software Solidworks foi realizada considerando-se que a estrutura de suporte está fixada por meio cintos de segurança, presentes na maca aeromédica da aeronave, e que limitam o movimento do conjunto na direção superior. Os elementos utilizados na discretização do domínio das chapas do suporte da incubadora são elementos de casca triangulares lineares de 3 nós.

No local onde as chapas planas e as chapas dobradas são fixadas por meio de elementos de fixação a outras chapas e ao elemento de alumínio, foram consideradas ligações rígidas entre estes (Contato por cola). A massa total da incubadora foi aplicada por meio de coordenadas ao seu centro de gravidade correspondente e a carga inercial do conjunto foi aplicada como uma força de gravidade externa, onde para cada direção avaliada, um fator de multiplicação foi aplicado à aceleração da gravidade (9,82 m/s²) visando atender aos requisitos de segurança da RBAC/FAR 27.561 (FAA, 2023), de forma que o equipamento suporte os esforços mecânicos aplicados na simulação numérica sem falhar.

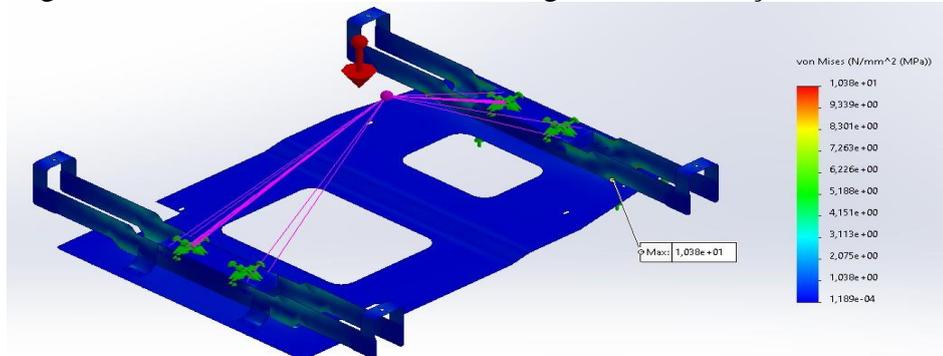
As direções consideradas para a aceleração da gravidade na simulação numérica, relacionam-se com os eixos lateral, longitudinal e vertical da aeronave, considerando-se a posição de instalação do suporte da incubadora dentro do helicóptero.

O critério escolhido para a análise da estrutura foi o critério de falha de Von Mises, o qual avalia a falha por início de escoamento segundo a energia de distorção (desviadora) presente na estrutura. Para as diferentes situações de carregamento, a sensibilidade de malha foi aferida de modo que os valores de tensão analisados em um ponto crítico da montagem, convergissem à medida que o número de elementos utilizados na simulação aumentasse. Os gráficos de tensão pelo número de elementos encontram-se no Apêndice B.

4. RESULTADOS

Para o primeiro caso considerado, aplicou-se o vetor de aceleração gravitacional perpendicularmente ao plano horizontal do suporte para baixo de modo que o carregamento registrado em pousos emergenciais na direção INFERIOR (20,00 g) pudesse ser avaliado, conforme normativa apresentada na Tabela 1. Para este caso, a incubadora, que possui na parte inferior de sua estrutura 4 pinos guia, é suportada e limitada em seus movimentos horizontais pelas duas barras de alumínio 7075 T6, furadas com 4 furos que balizam os pinos guia até a posição final da incubadora no suporte. Nota-se que a estrutura não é tão requisitada estruturalmente haja visto que abaixo do suporte está localizada a maca da aeronave, que com sua superfície superior, sustenta toda a chapa de suporte da incubadora. A tensão máxima verificada na estrutura é de 10,38 MPa no ponto indicado na Figura 6, abaixo do limite de escoamento do material das chapas e das peças de alumínio, sendo assim, para esta configuração, a estrutura está apta a suportar estes esforços.

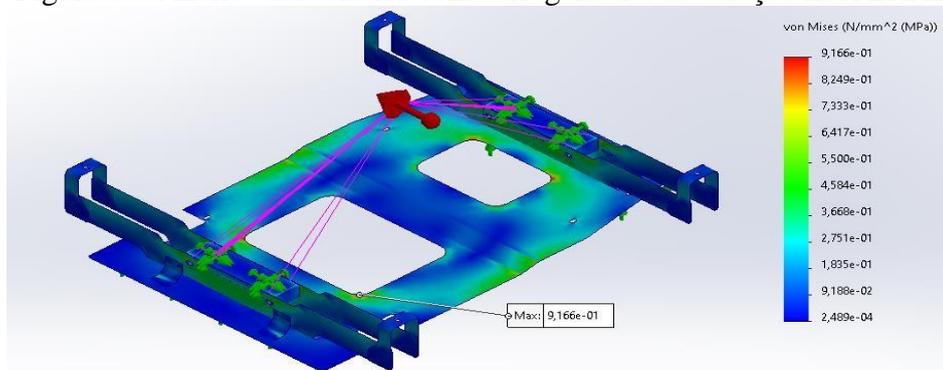
Figura 5 – Análise das tensões com carregamento na direção INFERIOR.



Fonte: o próprio autor.

No segundo caso considerado, o vetor de aceleração gravitacional aplicado lateralmente ao plano do suporte de modo que o carregamento registrado em pousos emergenciais na direção LATERAL (8,00 g) pudesse ser avaliado. Para este caso, como no caso anterior para a direção PARA BAIXO, a incubadora também é limitada em seus movimentos horizontais pelas duas barras de alumínio 7075 T6. A tensão máxima verificada na estrutura é de 9,16 MPa, no ponto indicado na Figura 7, abaixo do limite de escoamento do material das chapas de aço e dos elementos de alumínio, estando a peça apta aos esforços que será submetida.

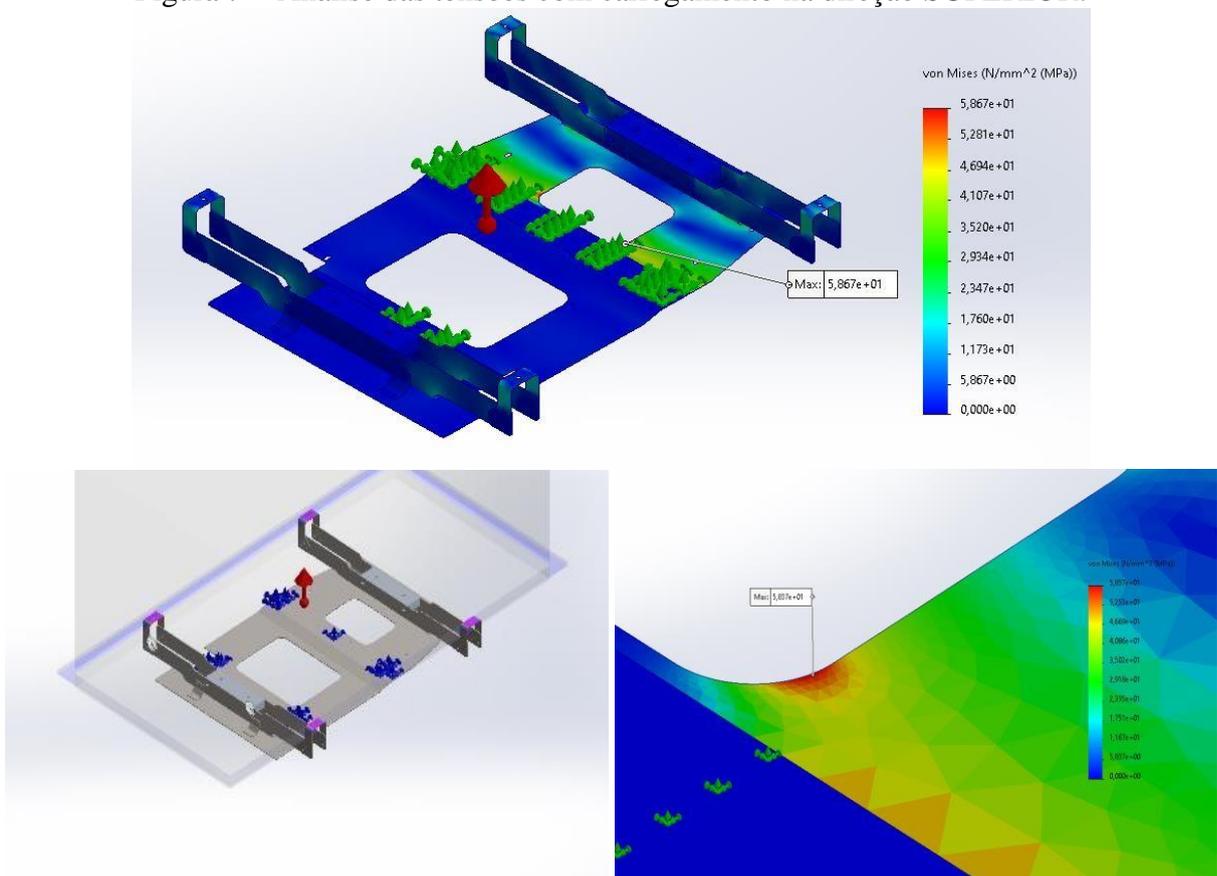
Figura 6 – Análise das tensões com carregamento na direção LATERAL.



Fonte: o próprio autor.

No terceiro caso considerado, aplicou-se o vetor de aceleração gravitacional perpendicularmente ao plano horizontal do suporte para cima de modo que o carregamento registrado em pousos emergenciais na direção SUPERIOR (4,00 g) pudesse ser avaliado. Neste caso, porém, a incubadora fixa-se ao suporte por meio de 4 retentores de ¼ de volta parafusados ao suporte que limitam o movimento da incubadora na direção vertical para cima. O suporte por sua vez, fixa-se na maca aeromédica por meio dos cintos de segurança presentes na própria maca e, desta forma, as condições de contorno estão aplicadas nos pontos onde as tiras do cinto mantêm o suporte junto a maca e onde a incubadora é fixada ao suporte por meio dos retentores de ¼ de volta, como visto na Figura 8. A tensão máxima verificada na estrutura é de 58,67 MPa, indicada na Figura 8, abaixo do limite de escoamento da chapa de aço que compõe o suporte.

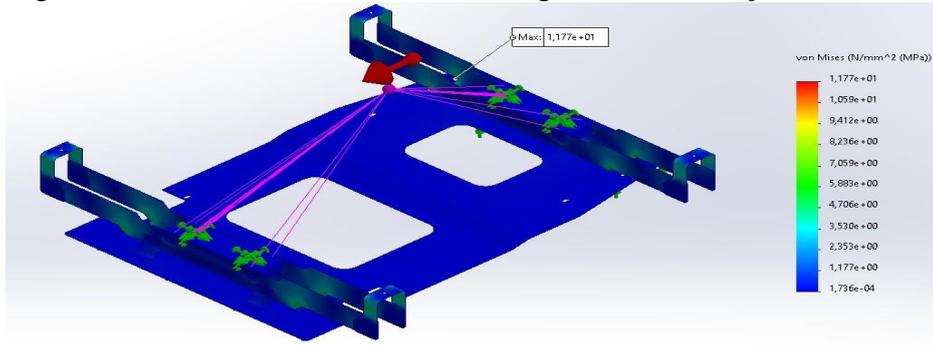
Figura 7 – Análise das tensões com carregamento na direção SUPERIOR.



Fonte: o próprio autor.

No quarto caso considerado, o vetor de aceleração gravitacional é aplicado longitudinalmente ao plano do suporte de modo que o carregamento registrado em pousos emergenciais na direção TRASEIRA (1,50 g) pudesse ser avaliado. Para este caso, a incubadora é limitada em seus movimentos horizontais pelas duas barras de alumínio 7075 T6. A tensão máxima verificada na estrutura é de 11,77 MPa, no ponto indicado na Figura 9, abaixo do limite de escoamento do material das chapas de aço e dos elementos de alumínio, estando a peça apta aos esforços que será submetida.

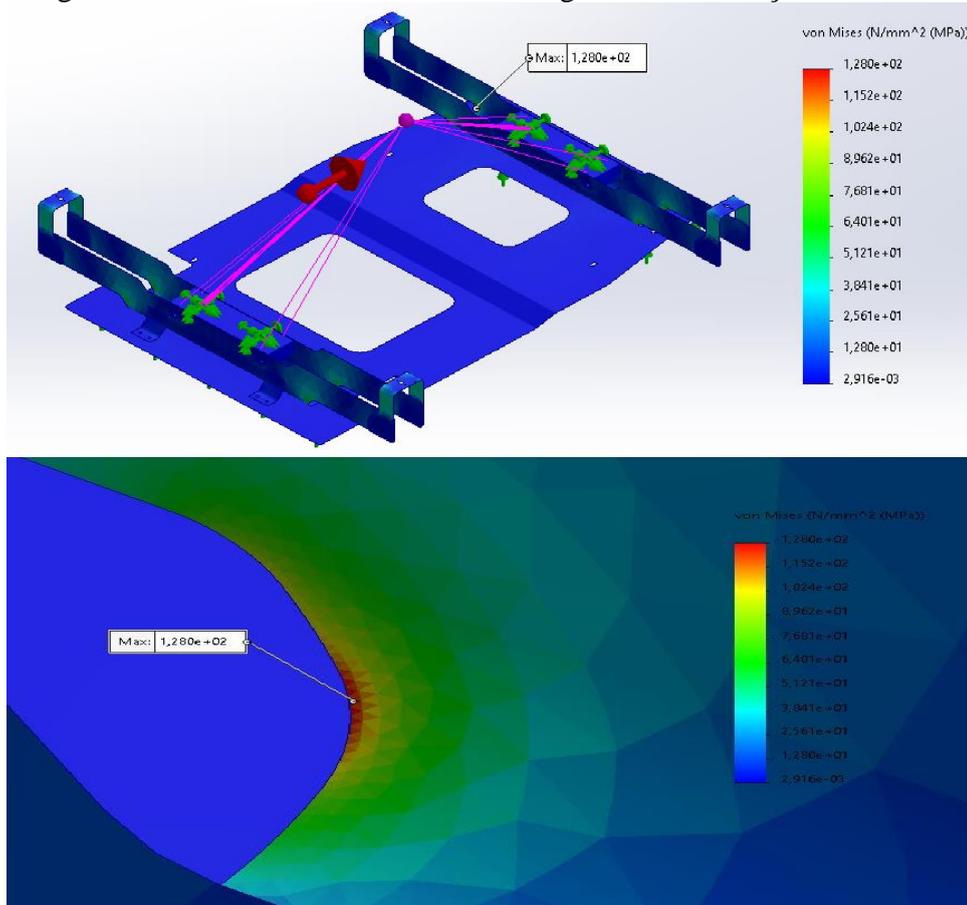
Figura 8 – Análise das tensões com carregamento na direção TRASEIRA.



Fonte: o próprio autor.

No quinto caso considerado, o vetor de aceleração gravitacional é também aplicado longitudinalmente ao plano do suporte de modo que o carregamento registrado em pouso emergenciais na direção FRONTAL (16,00 g) pudesse ser avaliado, como no caso anterior para a direção TRASEIRA. A tensão máxima verificada na estrutura é de 128,0 MPa, no ponto indicado na Figura 10, abaixo do limite de escoamento do material das chapas de aço e dos elementos de alumínio, estando a peça apta aos esforços que será submetida

Figura 9 – Análise das tensões com carregamento na direção FRONTAL.



Fonte: o próprio autor.

Os dados analisados mostram que o mínimo valor de fator de segurança obtido é de 3,5 para a direção FRONTAL. Como nestes casos já se consideram as cargas majoradas pelos fatores de segurança, é possível concluir que, o modelo de suporte pré-concebido cumpre os requisitos da norma RBAC/FAR 27 (FAA, 2023), tendo ainda espaço para melhorias. Identificou-se nesta primeira análise que os raios de concordância podem ser modificados de modo a melhorar a distribuição de tensões ao longo da chapa.

4.1. Análise dos fixadores

Para a análise das tensões e cisalhamento nos fixadores analisados, a massa considerada para o conjunto total foi 100,043 kg, composta de:

- Suporte da incubadora (6,343kg);
- Incubadora (86,7kg);
- Paciente (7kg).

Para a análise destes fixadores, um fator de ajuste de 1,15 foi considerado conforme RBAC/FAR 27.625 (FAA, 2023).

Os valores calculados para os fixadores utilizados na montagem do suporte da incubadora estão apresentados na Tabela 3.

Tabela 3 – Valores de margem de segurança (M.S) para os fixadores do suporte da incubadora¹.

ORIENTAÇÃO		FWD	DOWN	SIDE	UP	AFT
Cr		16	20	8	4	1,5
TENSÃO	NAS1351	46,7	-	94,4	-	507,6
	MS24694 SERIES	0,9	0,5	2,8	6,6	19,3
	MS21042 SERIES	1,6	1,1	4,3	9,6	27,2
	NAS1351 SERIES	14,5	11,4	30	61	164,2
	1/4 DE VOLTA				4,3	
	MS20427	3,9	2,9	-	18,5	51
CISALHAMENTO	NAS1351	4,4	-	9,7	-	56,2
	MS24694 SERIES	3,4	-	7,9	-	46,3
	MS21042 SERIES	-	-	-	-	-
	NAS1351 SERIES	-	2,1	6,7	14,5	-
	1/4 DE VOLTA	-	-	-	-	-
	MS20427	21,2	16,8	43,4	87,9	236

Fonte: o próprio autor.

As margens de segurança (M.S) foram calculadas considerando o número total de fixadores existentes na estrutura. Analisando os dados apresentados, é possível concluir que, relativamente às cargas de tração e de cisalhamento dos fixadores e respeitando as quantidades de fixadores indicadas como quantidade mínima de acordo com a norma RBAC/FAR 27.625 (FAA, 2023), a estrutura cumpre com os requisitos do RBAC/FAR 27

¹ Os valores de cisalhamento e de tensão não apresentados na tabela 4, não contribuem efetivamente sobre as direções as quais foram desconsiderados.

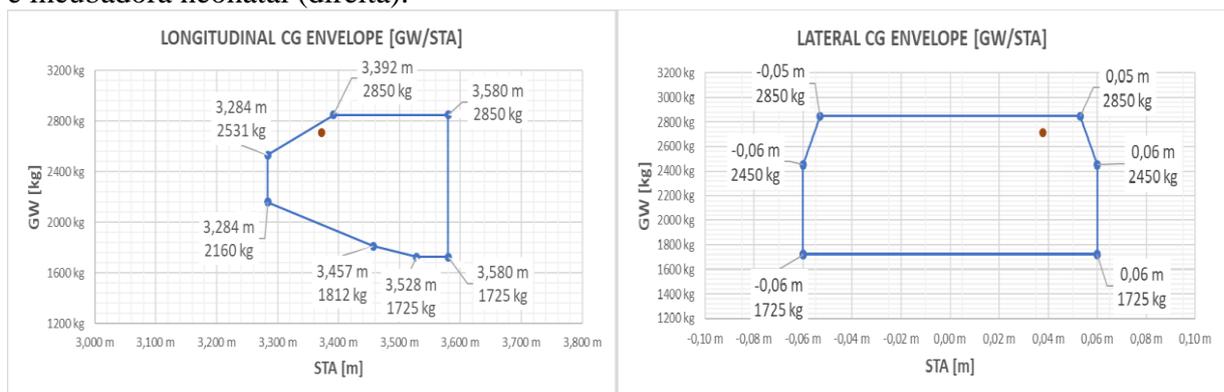
(FAA, 2023). Os demais valores de margem de segurança, quantidade de fixadores por modelo e carregamento de ruptura à tração e ao cisalhamento para os parafusos do suporte da incubadora encontram-se no Apêndice A.

4.2. Envelope de voo da aeronave

O envelope de voo do CG da aeronave refere-se aos parâmetros operacionais e capacidades de um modelo de aeronave específico, levando em consideração a massa dos componentes instalados na aeronave e a sua própria massa. O envelope de voo do CG estabelece os limites físicos de distribuição de cargas na aeronave de forma a manter pesos e o centro de gravidade da aeronave dentro dos limites especificados pelo fabricante.

A Figura 10 apresenta a posição do suporte da incubadora e incubadora dentro do envelope de voo da aeronave configurada para o peso máximo de decolagem e atesta que para estes dois casos, a incubadora e seu suporte não comprometem a aeronavegabilidade do helicóptero.

Figura 10 (Gross Weight x Longitudinal Station) – Envelope de voo longitudinal do CG com posicionamento do equipamento de suporte da incubadora e incubadora neonatal (esquerda) e envelope de voo lateral do CG com posicionamento do equipamento de suporte da incubadora e incubadora neonatal (direita).



Fonte: o próprio autor.

5. CONCLUSÃO

No presente trabalho foi possível avaliar a construção de um suporte de incubadora e mensurar os seus parâmetros estruturais de forma a certificar que o modelo atendesse às normas aeronáuticas pertinentes. Ademais, a construção do suporte para a incubadora permite que a sua montagem na maca aeromédica da aeronave seja feita mediante a utilização dos cintos de segurança da própria maca e a montagem da incubadora em seu suporte seja feita através da utilização dos 4 retentores $\frac{1}{4}$ de volta instalados no suporte. Estas modificações permitem que o conjunto seja instalado rapidamente e sem a necessidade de utilização de ferramentas específicas.

Observou-se também, que o suporte, ao ser submetido aos esforços recomendados na norma RBAC/FAR 27.561 (FAA, 2023), provou-se estruturalmente seguro visto que para nenhum resultado registrado na simulação numérica, a máxima tensão registrada na estrutura ultrapassou o limite de escoamento dos materiais utilizados na construção do modelo, mantendo-se assim, um coeficiente de segurança maior que 1,5 para todos os casos testados, conforme determinado pela RBAC/FAR 27.303 (FAA, 2023).

O suporte da incubadora provou-se estruturalmente apto de acordo com a regulamentação aeronáutica e suficientemente prático para utilização aeromédica. O seu conjunto provou também estar contido dentro do envelope de voo do modelo de aeronave escolhido, ou seja, sua instalação tanto na posição longitudinal quanto lateral, não compromete a aeronavegabilidade do helicóptero. Porém, apesar de não estar no escopo deste estudo baseado puramente na norma apresentada, visto a natureza de aplicação do equipamento, julga-se importante realizar uma análise de rigidez do suporte para avaliar a magnitude dos deslocamentos que poderiam causar acelerações indesejadas no paciente. Para isto, sugere-se no futuro complementar o estudo com uma análise estática de deslocamentos, e uma análise dinâmica para verificar possíveis excitações críticas que podem amplificar ainda mais os deslocamentos.

Para trabalhos futuros, propõe-se ainda a experimentação de outros materiais na construção do suporte da incubadora a fim de que sua massa final seja diminuída sem atenuar a sua resistência e aumentar exponencialmente o seu custo final. Além disso, a chapa que une a estrutura do suporte pode ser revisitada e seu desenho alterado de modo que furos possam ser feitos em sua geometria com intenção de reduzir a massa final do conjunto.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **SUBPART C - STRENGTH REQUIREMENTS: REQUISITOS DE AERONAVEGABILIDADE: AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS CATEGORIA NORMAL.** Brasil: Diário Oficial da União, 2013. 159 p. Disponível em: <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/boletim-de-pessoal/2009/16s/rbac-27-2013-22-04-2009>. Acesso em: 30 mar. 2023.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **IS N° 21-021: INSTRUÇÃO SUPLEMENTAR - IS.** Revisão A ed. Brasil: Anac, 2014. 36 p.

BHATTI, M. Asghar. *Fundamental finite element analysis and applications: with mathematica and matlab computations.* New Jersey: John Wiley & Sons, c2005. 700 p. ISBN 0471648086.

BRASIL. Ministério da Saúde. Gabinete do Ministro. **Portaria nº 2.048, de 05 de novembro de 2002.** Brasília, 2002. Disponível em: https://bvsmms.saude.gov.br/bvs/saudelegis/gm/2002/prt2048_05_11_2002.html.

FANEM. **INCUBADORA DE TRANSPORTE IT 158 TS.** São Paulo: Fanem, 2009. 45 p. Disponível em: <http://cleanmedical.com.br/wp-content/uploads/2019/12/TRANSPORTE-IT-158-TS.pdf>. Acesso em: 02 abr. 2023.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **FAA-H8083-21: ROTORCRAFT FLYING HANDBOOK.** Usa: U.s. Department Of Transportation, 2000. 207 p. Disponível em: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/aa-h-8083-21.pdf. Acesso em: 02 abr. 2023.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **27.561 GENERAL:** Title 14 – Aeronautics and Spaces. Usa: Code Of Federal Regulations, 2023. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27/subpart-C/subject-group-ECFRf2515baf1391800/section-27.561>. Acesso em: 30 mar. 2023.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **27.303 FACTOR OF SAFETY:** Title 14 - Aeronautics and Spaces. Usa: Code Of Federal Regulations, 2023. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27/subpart-C/subject-group-ECFR4b31e51e7573a9c/section-27.303>. Acesso em: 30 mar. 2023.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **27.305 STRENGTH AND DEFORMATION.:** Title 14 - Aeronautics and Spaces. Usa: Code Of Federal Regulations, 2023. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27/subpart-C/subject-group-ECFR4b31e51e7573a9c/section-27.305>. Acesso em: 30 mar.2023.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **27.337 LIMIT MANEUVERING LOAD FACTOR:** Title 14 - Aeronautics and Spaces. Usa: National Archives and Record Administration, 2023. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27/subpart-C/subject-group-ECFRdc58473ec992168/section-27.337>. Acesso em: 13 fev. 2023.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **27.341 GUST LOADS**: Title 14 - Aeronautics and Spaces. Usa: National Archives and Record Administration, 2023. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27/subpart-C/subject-group-ECFRdc58473ec992168/section-27.341>. Acesso em: 13 fev. 2023.

HASSANI, Behrooz; HINTON, Ernest. Homogenization and structural topology optimization: theory practice and software. London: Springer, c1999. 268 p. ISBN 3540762116.

LEONARDO HELICOPTERS (Itália). **AW119Kx**. 2022. Disponível em: <https://helicopters.leonardo.com/en/products/aw119kx>. Acesso em: 02 abr. 2022.

LEONARDO HELICOPTERS. **AW119KX THF - 1701-1**: AGUSTAWESTLAND AW119Kx Technical Helicopter Features. Itália: Leonardo Helicopters, 2017. 79 p.

SILVA, André Luiz da Costa e; MEI, Paulo Roberto. **Aços e Ligas Especiais**. 2. ed. Sumaré: Eletometal, 1988. 512 p.

APÊNDICE A

Valores de margem de segurança, quantidade de fixados por modelo e carregamento de ruptura à tração e ao cisalhamento para os parafusos do suporte da incubadora.

Tabela 4 – Valores de margem de segurança (M.S) para parafusos NAS1351.

NAS1351 SERIES									
DIREÇÃO	Cr	CARGA							
		TENSÃO				CISALHAMENTO			
		#f	Ftu [lbf]	Pts [lbf]	M.S	#f	Fsu [lbf]	Psr [lbf]	M.S
FWD	16	8	4534	661,5	46,7	8	2720,4	3530,1	4,4
DOWN	20	-	-	-	-	-	-	-	-
SIDE	8	8	4534	330,7	94,4	8	2720,4	1765,1	9,7
UP	4	-	-	-	-	-	-	-	-
AFT	1,5	8	4534	62,0	507,6	8	2720,4	331,0	56,2

Fonte: o próprio autor.

Tabela 5 – Valores de margem de segurança (M.S) para parafusos MS24694.

MS24694 SERIES									
DIREÇÃO	Cr	CARGA							
		TENSÃO				CISALHAMENTO			
		#f	Ftu [lbf]	Pts [lbf]	M.S	#f	Fsu [lbf]	Psr [lbf]	M.S
FWD	16	12	2500	13708,7	0,9	12	1500	3530,1	3,4
DOWN	20	12	2500	17135,9	0,5	-	-	-	-
SIDE	8	12	2500	6854,3	2,8	12	1500	1765,1	7,9
UP	4	12	2500	3427,2	6,6	-	-	-	-
AFT	1,5	12	2500	1285,2	19,3	12	1500	331,0	46,3

Fonte: o próprio autor.

Tabela 6 – Valores de margem de segurança (M.S) para porcas MS21042.

MS21042 SERIES									
DIREÇÃO	Cr	CARGA							
		TENSÃO				CISALHAMENTO			
		#f	Ftu [lbf]	Pts [lbf]	M.S	#f	Fsu [lbf]	Psr [lbf]	M.S
FWD	16	12	3470	13708,7	1,6	-	-	-	-
DOWN	20	12	3470	17135,9	1,1	-	-	-	-
SIDE	8	12	3470	6854,3	4,3	-	-	-	-
UP	4	12	3470	3427,2	9,6	-	-	-	-
AFT	1,5	12	3470	1285,2	27,2	-	-	-	-

Fonte: o próprio autor.

Tabela 7 – Valores de margem de segurança (M.S) para parafusos NAS1351.

NAS1351 SERIES									
DIREÇÃO	Cr	CARGA							
		TENSÃO				CISALHAMENTO			
		#f	Ftu [lbf]	Pts [lbf]	M.S	#f	Fsu [lbf]	Psr [lbf]	M.S
FWD	16	4	6550	1470,9	14,5	-	-	-	-
DOWN	20	4	6550	1838,6	11,4	4	3930	4412,7	2,1
SIDE	8	4	6550	735,4	30,0	4	3930	1765,1	6,7
UP	4	4	6550	367,7	61,0	4	3930	882,5	14,5
AFT	1,5	4	6550	137,9	164,2	-	-	-	-

Fonte: o próprio autor.

Tabela 8 – Valores de margem de segurança (M.S) para retentores ¼ de volta.

RETENTORES ¼ DE VOLTA					
DIREÇÃO	Cr	CARGA			
		TENSÃO			
		#f	Ftu [lbf]	Pts [lbf]	M.S
FWD	16	-	-	-	-
DOWN	20	-	-	-	-
SIDE	8	-	-	-	-
UP	4	4	700	457,2	4,3
AFT	1,5	-	-	-	-

Fonte: o próprio autor.

Tabela 9 – Valores de margem de segurança (M.S) para rebites MS20427.

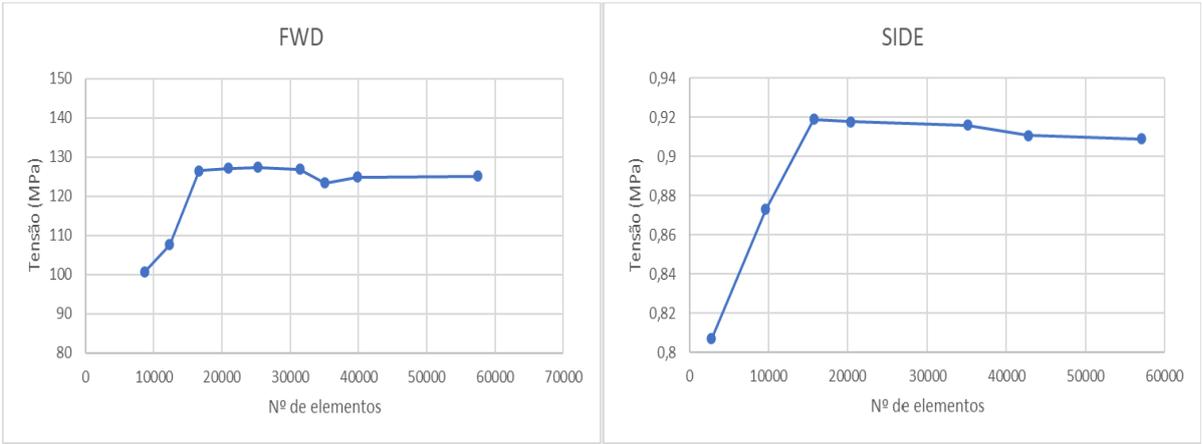
MS20427 SERIES									
DIREÇÃO	Cr	CARGA							
		TENSÃO				CISALHAMENTO			
		#f	Ftu [lbf]	Pts [lbf]	M.S	#f	Fsu [lbf]	Psr [lbf]	M.S
FWD	16	40	439	3133,2	3,9	40	263	411,8	21,2
DOWN	20	40	439	3916,5	2,9	40	263	514,7	16,8
SIDE	8	-	-	-	-	40	263	205,9	43,4
UP	4	40	439	783,3	18,5	40	263	102,9	87,9
AFT	1,5	40	439	293,7	51,0	40	263	38,6	236,0

Fonte: o próprio autor.

APÊNDICE B

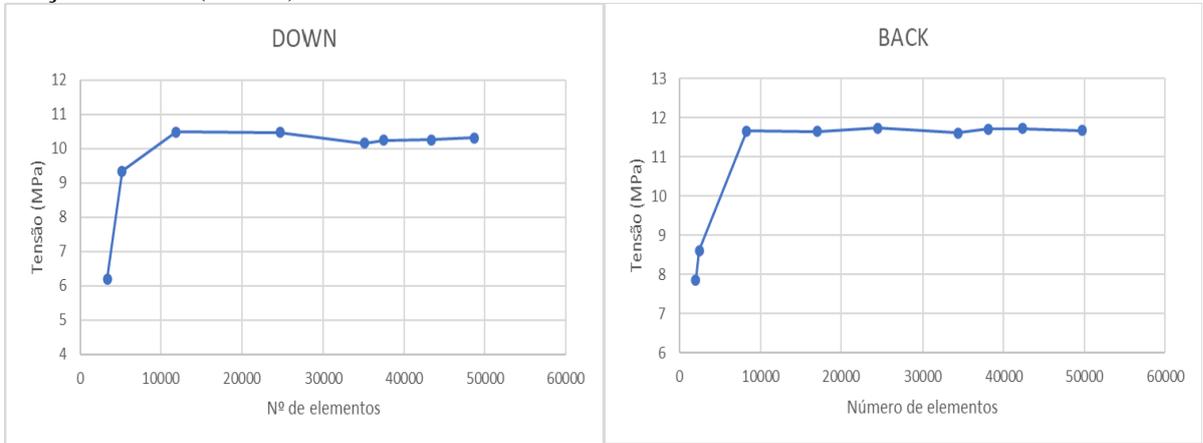
Neste apêndice são apresentados os resultados do estudo de malha.

Gráfico 1 – Valores de tensão (MPa) x N° de elementos para direção FRONTAL (esquerda) e direção LATERAL (direita).



Fonte: o próprio autor.

Gráfico 2 – Valores de tensão (MPa) x Nº de elementos para direção DOWN (esquerda) e direção BACK (direita).



Fonte: o próprio autor.