

EAER

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Enrique José Ciconato Frare

**Análise estrutural computacional de um montante de
motor turbo-hélice.**

São Carlos

2025

Enrique José Ciconato Frare

**Análise estrutural computacional de um montante de
motor turbo-hélice.**

Orientador: Prof. Dr. João Paulo Eguea

**São Carlos
2025**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

F839a Frare, Enrique José Ciconato
 Análise estrutural de computacional de um montante
 de motor turbo-hélice / Enrique José Ciconato Frare;
 orientador João Paulo Eguea. São Carlos, 2025.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
de São Paulo, 2025.

1. Estrutura aeronáutica. 2. MEF. 3. Meios de
Cumprimento. 4. Patran. 5. Nastran. 6. Turbo-hélice. I.
Título.

FOLHA DE APROVAÇÃO

Approval sheet

Candidato / Student: Enrique José Ciconato Frare

Título do TCC / Title : Análise estrutural computacional de um montante de motor Turbo-Helice

Data de defesa / Date: 07/07/2025

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Doutor João Paulo Eguea	<i>APROVADO</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla	<i>APROVADO</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico	<i>Aprovado</i>
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:


Professor Doutor João Paulo Eguea
(assinatura / signature)

Este trabalho é dedicado a todos os profissionais da educação do Brasil que pavimentaram toda a minha jornada até este momento.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço à minha família, meu pai, Carlos Adriano Frare, maior exemplo de força e dedicação que tenho; minha mãe Roseli Bernadete Ciconato Frare, minha incansável intercessora e maior incentivo para olhar para o futuro; e minha irmã Elena Maria Ciconato Frare, minha confidente eterna. Agradeço também a todos os meus professores e mestres, os gigantes sobre os quais construí toda a base de onde agora irei alçar para novas jornadas. Em especial agradeço ao professor João Paulo Eguea, por todo o suporte durante a produção deste trabalho e durante as disciplinas ministradas, nas quais este trabalho é alicerçado.

Aproveito para agradecer a meus queridos colegas que sempre me apoiaram e auxiliaram, sobretudo aqueles que sempre estiveram comigo antes e durante o curso que com este trabalho finalizo. Evidencio Thiago Terezim Silva, Marcos Davi Souza Castro e Gabriel Rosário Silva, com quem tive o prazer de dividir apartamentos durante esses últimos 3 anos. Adicionalmente aos caríssimos membros do grupo TOPUS Projetos Aeroespaciais, o qual presidi durante o ano de 2023-2024, e que mantiveram minha paixão pela engenharia e pelo ato de criar algo novo vivos, mesmo durante meus piores momentos.

Finalizo agradecendo nominalmente os eternos irmãos que a vida deu, Eric Aparecido Moureira do Nascimento, Guilherme Ferreira Jorge, João Vitor Polo, Matheus Costa Dias, Rafael Santos Seixas Figueiredo e Thiago Ramos Alexandre Serrano Guimarães, por a tido momento estarem próximos de mim e me apoiarem em tudo, mesmo estando fisicamente distantes. Agradeço também ao Rafael, uma pessoa especial que há tão pouco apareceu em minha vida mas já é aquele que mais torce por mim.

"omnia vincit Amor; et nos cedamus Amori"

Públio Virgílio Maro

RESUMO

FRARE, E. J. C. **Análise estrutural computacional de um montante de motor turbo-hélice.** 2025. 70 p. - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2025.

Relatório da análise estrutural computacional do projeto de um montante de motor turbo-hélice para aeronave projetado pelos alunos da matéria “Projeto de Aeronaves” durante o ano de 2024. Esta análise estrutural será feita utilizando o pacote Patran-Nastran - 2024.1, pacote computacional amplamente aplicado na indústria aeroespacial para simulações estruturais. O presente relatório tem como objetivo estudar o cumprimento de um dos requisitos indicados na FAR 23AMD65 dos montantes de motor requeridos de aeronaves de categoria Normal, seguindo a norma ASTM-3116. São apresentados os requisitos, meios de cumprimento (MOC), o projeto conceitual do montante e análise computacional desse elemento estrutural.

Palavras-chave: Estrutura Aeronáutica. MEF. Meios de Cumprimento. Patran. Nastran. Turbo-hélice

ABSTRACT

FRARE, E. J. C. **Model for TCC in L^AT_EX using the USPSC Package to the EESC.** 2025. 70 p. - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2025.

Report on the computational structural analysis of the pylon of an aircraft turboprop engine designed by the students during the course “Aircraft Design” on the year 2024. This structural analysis will be carried out using the Patran-Nastran - 2024.1 package, a FEA program widely used in the aerospace industry for structural simulations. The purpose of this report is to study compliance with one of the requirements indicated in FAR 23-AMD65 for the engine pylons of Normal category aircraft, following to the ASTM-3116 standard. The requirements, means of compliance (MOC), conceptual design of the upright and computational analysis of this structural element are presented.

Keywords: Airframe. FEA. Means Of Compliance. Patran. Nastran. Turbo-Prop.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Aeronave projetada	29
Figura 2 – Modelagem do Montante de asa	39
Figura 3 – Perfis com cotas, à esquerda tipo Chapéu para os stringers e à direita tipo T para os frames	40
Figura 4 – Características físicas da seção T	41
Figura 5 – Características físicas da seção Chapéu	41
Figura 6 – Aplicação das Cargas	43
Figura 7 – Painel Reforçado	44
Figura 8 – Ábaco para encontrar k_s	45
Figura 9 – Ábaco para obter o valor de $f_{s_{cr}}$	46
Figura 10 – Ábaco para calculo do angulo de pura tensão diagonal	47
Figura 11 – Ábaco para calculo da tensão admissível básica do revestimento	47
Figura 12 – Ábaco para obtenção de κ_C ,	48
Figura 13 – Ábaco para o cálculo de $F_{CC}^{(i)}$ para elementos planos com uma extremidade livre.	51
Figura 14 – [Ábaco para o cálculo de $F_{CC}^{(i)}$ para elementos planos com uma extremidade livre.	52
Figura 15 – Ábaco para o cálculo de K.	53
Figura 16 – Ábaco aplicado para o calculo do MCF	54
Figura 17 – Representação gráfica de cargas presentes no revestimento do montante e almas das longarinas	55
Figura 18 – Tensões nos elementos de placa	56
Figura 19 – Representação gráfica de cargas presentes nos reforços das estruturas da aeronave	57
Figura 20 – Tensões nos elementos de stringer	57
Figura 21 – Tensões nos elementos de stringers	58
Figura 22 – Tensões nos elementos de Frames	58
Figura 23 – Tensões nos elementos de Frames	58

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Meios de Cumprimento baseados da ASTM F3116	34
Tabela 2 – Dimensões do montante indicadas em 2	40
Tabela 3 – Dimensão dos perfis apresentados na figura 3	40
Tabela 4 – Tabela das características aplicáveis dos materiais	43
Tabela 5 – Margens de segurança da estrutura	59

LISTA DE QUADROS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

USP	Universidade de São Paulo
USPSC	Campus USP de São Carlos
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
MOC	<i>Mean Of Compliance</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i>
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
CS	<i>Certification Standard</i>
TCDS	<i>Type-Certificate Data Sheet</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
FG	Flambagem Geral
CC	Crippling
EASA	<i>European Union Aviation Safety Agency</i>
ANAC	Agencia Nacional de Aviação Civil
FAA	<i>Federal Aviation Association</i>
RPM	Rotações por Minuto

LISTA DE SÍMBOLOS

T	Tração do motor
W	Peso do Motor e carenagem
I_{pa}	Inércia de uma pá
I_{helice}	Inércia da hélice
I_{eixo}	Inércia do eixo
I_{disco}	Inércia das turbinas
M_{helice}	Momento angular da hélice
M_{eixo}	Momento angular da eixo
M_{disco}	Momento angular das turbinas
M_{Motor}	Momento angular do motor
m	Massa do eixo
Δt	Tempo de travamento do motor
τ	Torque de travamento
a	Dimensão do montante
b	Dimensão do montante
c	Dimensão do montante
d	Dimensão do montante
H	Dimensão dos reforçadores
W	Dimensão dos reforçadores
W_1	Dimensão dos reforçadores
t	Dimensão dos reforçadores
t_1	Dimensão dos reforçadores
t_2	Dimensão dos reforçadores
y_{C_H}	Distância y do centroide do reforçador chapéu

y_{CT}	Distância y do centroide do reforçador T
t_{sk} ou ϑ	Espessura dos painéis
δ_H	Offset reforçador chapéu
δ_T	Offset reforçador T
E_C	Módulo de Yung para a Compressão
E_T	Módulo de Yung para a Tração
F_{CY}	Resistência ao escoamento de compressão
ν	Razão de Poisson
MS	Margens de segurança
F_{AD} ou F	Tensão Admissível
f_{AT} ou f	Tensão Atuante
κ	Constante
s	Referente à cisalhamento
CR	(Tensão) Crítica
(0)	(Tensão) elástica
π	Pi
R_S	Resistência do revestimento
R_R	Resistência dos Rebites
α_{PDT}	Ângulo de pura tensão diagonal
τ^*	Tensão Admissível Básica
Δ_{sk}	Correção para cisalhamento no revestimento
FG	Referente à flambagem global
C ou c	Referente à compressão
IDT	Referente à (tensão) semi-diagonal
ST	Referente aos Stringers
SK	Referente aos painéis

R^T	Razão de Tração
α_{ST}	Angulo de tensão diagonal
A_{FR}	Área da seção dos frames
A_{ST}	Área da seção dos stringers
MCF	Fator de correção do Material

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	Objetivos	30
2	FUNDAMENTAÇÃO	31
2.1	Análise Comparativa da Regulamentação	31
2.1.1	RBAC 23	31
2.1.2	FAR 23	31
2.1.3	CS - 23	32
2.2	Criação do Meios de Cumprimento	32
3	METODOLOGIA	37
3.1	Cargas	37
3.1.1	Torque de travamento	37
3.1.1.1	Hélices	37
3.1.1.2	Eixo	38
3.1.1.3	Turbinas	38
3.1.1.4	Torque	38
3.1.2	Cargas aplicadas em cada um dos pontos	39
3.2	Modelação do Montante	39
3.2.1	Dimensões	39
3.2.2	Malha	42
3.2.3	Condições de contorno e Carregamentos	42
3.2.4	Materiais	43
3.3	Análise pós-simulação	43
3.3.1	Revestimento	44
3.3.2	Flambagem Global	48
3.3.3	Crippling	50
4	RESULTADOS	55
4.1	Revestimento e almas	55
4.2	Reforçadores	56
4.3	Analise as margens de segurança	59
5	CONCLUSÃO	61
	REFERÊNCIAS	63

APÊNDICES **65**

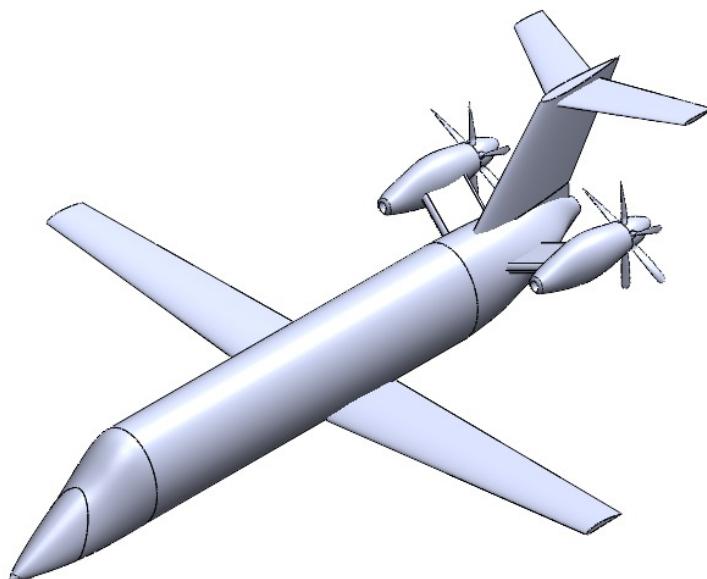
**APÊNDICE A – CÓDIGO PARA CALCULO DAS MARGENS DE
SEGURANÇA** **67**

1 INTRODUÇÃO

Este trabalho trata da análise de requisitos aplicáveis, criação de meios de comprimento, projeto e análise de uma estrutura aeronáutica, mais precisamente do montante de um motor turbohélice pusher, no âmbito do projeto detalhado da aeronave, cujo design foi feito pelos alunos das disciplinas Projeto de Aeronaves I e Projeto de Aeronaves II, respectivamente de códigos SAA 0200 e SAA 0201. Já foi preparado, durante essas disciplinas, as fases de projeto conceitual e preliminar, nas quais preparam-se dados macro da aeronave, como peso, velocidade, materiais e motorização. Tendo essa base, é possível, levando em consideração as normas aplicáveis, fazer o projeto detalhado do avião, no qual se faz, entre outras análises, simulações das estruturas da aeronave esta sendo o foco deste trabalho.

Como é possível notar no projeto acima, esta aeronave é pequena, com o objetivo do transporte de passageiros à média distância. Sua ocupação máxima é de 11 passageiros, tendo sido projetada com foco no mercado da aviação privada e com um peso máximo de decolagem de 6446.01 kg, sendo assim, projetada para certificação segundo a parte 23 das normas FAR (Federal Aviation Regulation)(FAA, 2023). Nota-se também nesse projeto a configuração peculiar dos motores da aeronave: as hélices estão em configuração de empurrar a aeronave, ao contrário de a puxar, como é regular na maioria das aeronaves,

Figura 1 – Aeronave projetada



Fonte: Elaborada pelo autor

essa configuração é denominada *pusher* e aliada a asa de alto alongamento, são algumas das principais características diferenciais desta aeronave.

1.1 Objetivos

Este trabalho tem por objetivo fazer uma análise do ambiente regulatório em que se pretende certificar a aeronave projetada, e com base nele e em normas aceitas pela indústria criar meios de cumprimento dos requisitos de certificação. Com base em um desses requisitos, posteriormente se faz uma análise computacional da estrutura da para estudar se o montante proposto cumpre com o MOC escolhido para a análise.

2 FUNDAMENTAÇÃO

Nesta seção, serão analisadas as normas que se aplicam à homologação da aeronave, em especial no âmbito estrutural. Começando a análise, tem-se três principais conjuntos de legislação que podem ser aplicados à homologação de produtos aeronáuticos brasileiros semelhantes à aeronave escolhida: o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil número 23 (RBAC 23), criado pela Agencia Nacional de Aviação Civil (ANAC), a *Federal Aviation Regulations Part 23 (FAR 23)*, feito pelo Federal Aviation Association (FAA) e as *Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (CS-23)* compilado pela *European Union Aviation Safety Agency (EASA)*.

2.1 Análise Comparativa da Regulamentação

Essa análise será uma base para a definição dos Meios de Comprimento (MOCs) dos requisitos aplicáveis para o montante dos motores da aeronave. Iniciaremos pelos requisitos presentes na regulamentação brasileira, por ser a mais breve:

2.1.1 RBAC 23

Desde sua incepção o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil número 23, originalmente chamado Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica número 23 adota requisitos semelhantes àqueles presentes na legislação americana, a FAR 23. Os requisitos, no entanto eram alterados afim de atender a algumas peculiaridades do mercado aeronáutico brasileiro, ainda assim, com o tempo e uma busca de homogenizar a homologação aeronáutica mundial, a ANAC junto à outras agencias reguladoras passou a aceitar em sua integridade a utilização das versões mais recentes da legislação americana para a certificação de aeronaves de categoria normal.

"Para concessão de certificados de tipo para aviões categoria normal, será adotado integralmente, na língua inglesa, o regulamento *Title 14 Code of Federal Regulations Part 23* original, alterado pelas emendas 23-1 a 23-65, estando esta última em vigor desde 9 de dezembro de 2022, da autoridade de aviação civil, *Federal Aviation Administration - FAA*, do *Department of Transportation* dos Estados Unidos da América. "(ANAC, 2024)

2.1.2 FAR 23

Esse conjunto de requisitos aeronáuticos americano é mundialmente aceito, como evidenciado acima no regulamento brasileiro. Originalmente, a FAR 23 possuía um amplo leque de regras as quais haviam de ser todas seguidas, a depender da categoria de aeronave certificada, levando sempre a um processo muita vezes moroso e engessado de certificação. Atualmente no entanto, o FAA assim como outras agencias que aceitam a certificação

utilizando a FAR, rege um processo em que o requerente de certificação propõe, discute e compila junto da autoridade um conjunto de requisitos aplicáveis a operação e meios de cumprimento desses requisitos.

Como este trabalho trata de uma análise estrutural computacional dos montantes dos motores, a subparte deste regulamento que principalmente nos compete é a subparte C, em que se discutem os requisitos para a elaboração do envelope de voo, determinação das cargas de voo e solo da aeronave e por fim, as condições de carga aplicáveis a cada componente. As versões mais recentes da FAR 23, entretanto, parecem ser bastante rasas em seus requisitos, deixando-os ser bastante abrangentes e por vezes pouco específicos, isso se deve a filosofia atual do FAA de aproveitar outros conjuntos de regulamentações para apoio da FAR e dos aplicantes de certificação. Com base nisso, posteriormente para a criação dos modos de cumprimento dos requisitos será estudado um conjunto de regras criado pela ASTM para a certificação de estruturas aeronáuticas.

2.1.3 CS - 23

A documentação proposta pela agencia europeia (EASA, 2023) é bastante diferente, tanto das versões anteriores da FAR e do RBAC, quanto das versões mais atuais desses regulamentos, uma vez que na totalidade do documento em sua versão mais recente há um enfoque bastante grande não nos requisitos em si, os quais são citados de emendas anteriores do documento, mas sim nos meios de cumprimento aceitáveis para que sejam cumpridos os requisitos, isto é, uma avaliação semelhante à do FAA, mas mais direta colocando explicitamente nos requisitos quais os meios de cumprimento que a agencia aceita.

Essa abordagem da EASA facilita a descoberta de conjuntos normativos auxiliares que facilitam a criação dos meios de cumprimento, em especial sempre citado nessa CS são as normas da ASTM, em concordância com o recém indicado pela FAR como normas aplicáveis para a criação de MOCs.

2.2 Criação do Meios de Cumprimento

Tendo essa analise como base essa análise do ambiente regulatório e a semelhança entre essas bases de certificação é importante focar o projeto em uma delas apenas. A base escolhida, por ser amplamente seguida e pela simplicidade em seus requisitos, com abertura a maior dissecação nos MOCs é a FAR 23, a qual também foi amplamente utilizada durante a preparação do projeto da aeronave.

A far possui uma parte bastante breve no que tange a certificação de montantes de aeronaves, sendo focada principalmente em dois requisitos: o requisito 2225(a) nas partes 1 e 2. O texto do requisto, traduzido diz o seguinte:

"2225 - O aplicante deve determinar as cargas estruturais de projeto agindo em:
(a) Cada montante de motor e sua estrutura suportante de tal forma que ambos sejam projetados para suportar as cargas resultantes de (1) Operação do motor combinado com as cargas de manobra e rajadas e (2) Para motores não alternativos, parada repentina do motor. "(FAA, 2023)

Com base nesses requisitos devem-se criar as formas como será comprovada para a autoridade que serão cumpridos: os meios de cumprimento. Boa parte desses meios, no entanto devem ser aprovados pelas autoridades certificadoras, uma forma de simplificar esse processo é se basear em meios já amplamente considerados válidos um desses é a norma *ASTM F3116/F3116M Standard Specification For Design Loads and Conditions*(ASTM, 2018).

Essa norma compõe uma vasta gama de requisitos que desctrincham e propõem meios para cumprir os requisitos de condições e cargas de projeto das aeronaves que são certificados segundo a FAR 23 no qual se enquadra a aeronave a se certificar. A seção 6 dessa norma indica como serão os meios de cumprimento necessários para satisfazer os requisitos da FAR 23, esses meios de cumprimento, já ajustados a aeronave estudada neste trabalho e para as análises subsequentes, são apresentados na tabela 1.

Tabela 1 – Meios de Cumprimento baseados da ASTM F3116

Número do MOC	Seção ASTM	Meio de Cumprimento
1	FAR23.2225 (a) (1)	Cada montante de motor deve ser projetado para aguentar as cargas resultantes da operação dos motores combinada com as cargas de rajadas e movimentação da aeronave
1(a)	6.1.1.1	Analise computacional: Torque limite correspondente à potencia de decolagem do motor, velocidade das hélices nessa configuração e fator de carga 2,31 nas forças aplicadas.
1(b)	6.1.1.2	Analise computacional: Torque limite do motor correspondente à 1,25 vezes a média da potência máxima continua e fator de carga 3,09 nas formas aplicadas.
1(c)	6.1.1.3	Analise computacional: Torque limite correspondente à potencia de decolagem do motor, velocidade das hélices nessa configuração, multiplicado pelo fator de 1,6
1(d)	6.1.2.2	Analise computacional: Torque limite do motor causado pela maior aceleração do motor
1(e)	6.2.1	Análise computacional: Carga limite na direção lateral no motor de não menor que 1,33
1(f)	6.3.1.2	Análises Computacionais: Considerando as cargas giroscópicas iniciais e aerodinâmicas com o motor e hélices na configuração máxima continua e cada combinação de: 2,5 radianos por segundo de guinada, 1 radiano por segundo de arfagem, fator de carga de 2,5, empuxo máximo continuo e limites do envelope de rajadas em voo.
1(g)	6.1.2.2	Análise computacional: Torque limite gerado pela aceleração máxima do motor
2	FAR23.2225 (a) (1)	Cada montante de motor deve ser projetado para aguentar as cargas resultantes da parada repentina do motor
2(a)	6.1.2.1	Análise computacional: Torque gerado pela parada repentina devido a mal-funcionamento ou falha estrutural do motor em operação, para análise estática, deve ter margem de segurança de, pelo menos 1,5

Fonte: Elaborado pelo autor.

Algumas fatores importantes podem ser notadas nesta tabela: a primeira é a natureza dos meios de cumprimento propostos: todos são análises computacionais, isso se deve a maior facilidade de no estado atual do projeto cumprir com esses meios. Além disso, para a criação de meios de cumprimento de ensaios demandam um conjunto maior de normas, as quais saem do escopo deste trabalho.

Como indicado anteriormente, apenas um destes requisitos será estudado mais a fundo durante a execução deste trabalho. O meio de cumprimento considerado o mais

interessante para a análise é o meio número 2(a), que tange a análise para cumprimento do requesto 23.2225(a)(2), ou seja o requisito que dita a importância dos montantes de motor de suportarem as cargas advindas da parada repentina do motor.

3 METODOLOGIA

A Metodologia de analise desta análise estrutural da aeronave será dividida em quatro fases principais: Cálculo das cargas aplicadas á estrutura, criação do modelo do montante de um dos motores em conformidade com o projetado anteriormente, análise do modelo computacional afim de conseguir as tensões internas da estrutura e por fim calculo das margens de segurança desse modelo.

3.1 Cargas

As cargas aplicadas no modelo são bastante simples: são divididas em 3, afim de considerar o momento mais crítico em que ocorre um travamento do eixo do motor: considera-se que o motor está com potência de decolagem no momento do ocorrido. Duas cargas mais simples são as de Tração do motor (T) e o peso do grupo moto-propulsor (W). Essas cargas são as seguintes, calculadas durante os estudos do projeto da aeronave. A terceira é o objeto principal de estudo desta análise: o torque gerado pelo travamento do eixo do motor, ele é bastante critico e de valor bastante alto, principalmente pela velocidade de rotação desse eixo e a inércia das pás da hélice. Vários dos valores presentes nesta seção foram estimados, para melhorar a caracterização dessas estruturas, deve-se portanto criar-se experimentos para estudar o torque de travamento desse sistema, em especial o tempo de travamento.

3.1.1 Torque de travamento

O calculo desse torque será feito analiticamente utilizando a inércia do sistema Hélice-Eixo-turbina/compressor, cada um desas partes será modelada separadamente e posteriormente seus momentos angulares serão somados e por fim convertidos no torque médio gerado pelo travamento. Inicia-se esse cálculo pela criação de um modelo análogo mais simples mas ainda bem representativo desse sistema.

3.1.1.1 Hélices

Para o cálculo do momento angular das hélices desse motor considera-se que elas são formadas por seis barras, uma por pá, com 1,3m de comprimento apoiada em uma de suas pontas. A formula usada para esse calculo é apresentada na equação 3.1:

$$I_{pa} = \frac{1}{3}m \cdot R^2 \quad (3.1)$$

Durante a elaboração do projeto foi calculado que a massa de uma pá é de 2,5 kg, e a aeronave possui 6 pás. Com base nesses cálculos tem-se que a inércia da hélice é

de: $I_{hélice} = 8,45 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$. Com base nessa inércia, é possível calcular o momento angular multiplicando o valor de inércia pela velocidade angular dessa hélice. No regime considerado, isto é, potência máxima gerada pelo motor a velocidade N2 (do eixo da hélice) é de 2000 RPM, vide suas especificações do certificado de tipo (TCDS) (PW, 2022). Com base nessas especificações calcula-se que o momento angular é de $M_{hélice} = 1769,76 \text{ kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$.

3.1.1.2 Eixo

Para simplificação o eixo do motor é um cilindro homogêneo que gira ao redor do próprio eixo, com diâmetro de 10 cm e comprimento de 1 metro, com base a dados retirados do projeto da aeronave. Assim tem-se a massa desse eixo como sendo no entorno de $m = 61,65 \text{ kg}$. A formula para o calculo é apresentada na equação 3.2:

$$I_{eixo} = \frac{1}{2}m \cdot R^2 \quad (3.2)$$

Com isso, tem-se que a inércia é: $I_{eixo} = 0,07706 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$. Novamente para o calculo do momento angular multiplica-se pela velocidade angular, a qual nesse caso é a N1, velocidade do eixo das turbinas e compressores, que segundo as mesmas especificações é de 29000 RPM. Dessa forma, calcula-se que $M_{eixo} = 2340,03 \text{ kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$.

3.1.1.3 Turbinas

As turbinas e compressores são simplificadas como sendo discos homogêneos finos, de 15cm de raio e massa de 5,5kg cada uma, o motor escolhido no projeto possui 1 compressor radial e 4 compressores axiais e 3 turbinas portanto 8 discos em rotação. A equação que calcula a inércia de um desses discos é a equação 3.2. Com base nela calcula-se que a inercia das turbinas e compressores é de $I_{disco} = 0,495 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$. Com base nisso, e na RPM do eixo, o qual é fixo às turbinas e compressores, calcula-se que o momento é $M_{disco} = 1503,25 \text{ kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$.

3.1.1.4 Torque

Assim tem-se que o momento angular composto desse sistema é de $M_{motor} = 3504,04 \text{ kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}$, somando todos esses valores, que depois serão utilizados para calcular o torque médio no travamento. O travamento ocorre em um instante, mas como há possibilidade de amortecimento considera-se que o travamento ocorre em um espaço de tempo de $\Delta t = 0,01 \text{ s}$. Com isso, calcula-se que o torque médio do travamento do motor é $\tau = 350 \text{ kN}\cdot\text{m}$. Esse torque será aplicado como momento, dividido em quatro pontos na fixação do motor no montante.

3.1.2 Cargas aplicadas em cada um dos pontos

Serão considerados quatro pontos de fixação do motor no montante assim as forças e momentos são divididas entre esses 4 pontos. Assim, em cada um dos pontos serão aplicadas as seguintes forças e momentos:

$$W = 688,5\text{N};$$

$$T = 1788,82\text{N}; \text{ e}$$

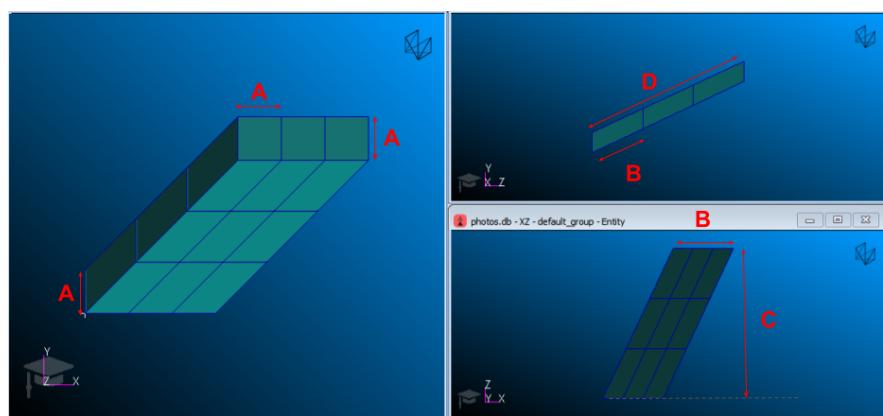
$$\tau = 87676,1\text{N}\cdot\text{m}.$$

3.2 Modelação do Montante

3.2.1 Dimensões

O montante será modelado para análise no programa Patran-Nastran e terá uma forma bastante semelhante a um caixão de asa, por essencialmente de fato o ser, mas com função de sustentar o motor e não o restante da asa. É formado por oito painéis, duas longarinas, quatro nervuras e dois revestimentos feitos de alumínio que se ligam formando uma especie de caixa, como apresentado a seguir 2:

Figura 2 – Modelagem do Montante de asa



Fonte: Elaborada pelo autor

Percebe-se que uma diferença importante é a forma desse paralelogramo, que não possui ângulos retos, mas sim, está apontado na direção traseira e superior na aeronave, devido a decisões de projeto. As dimensões do montante são apresentadas na tabela 2:

Tabela 2 – Dimensões do montante indicadas em 2

Dimensão	Valor [m]
A	0,2
B	0,6
C	1,5
D	1,8

Fonte: Elaborado pelo Autor

Nota-se também que esse montante é subdividido em 3 partes ao longo de sua largura, esses são reforços estruturais que separam os painéis do montante. Essa forma auxilia na solidez e na modularidade da estrutura e segurança na operação. Há também reforços nas arestas superiores e inferiores das placas laterais e de junção com a fuselagem e com o motor, esses reforços são chamados de .

Esses reforçadores possuem os seguintes formatos:

Figura 3 – Perfis com cotas, à esquerda tipo Chapéu para os stringers e à direita tipo T para os frames



Fonte: Patran (Hexagon, 2024)

Com essas cotas indicadas na figura 3 aplica-se as seguintes dimensões:

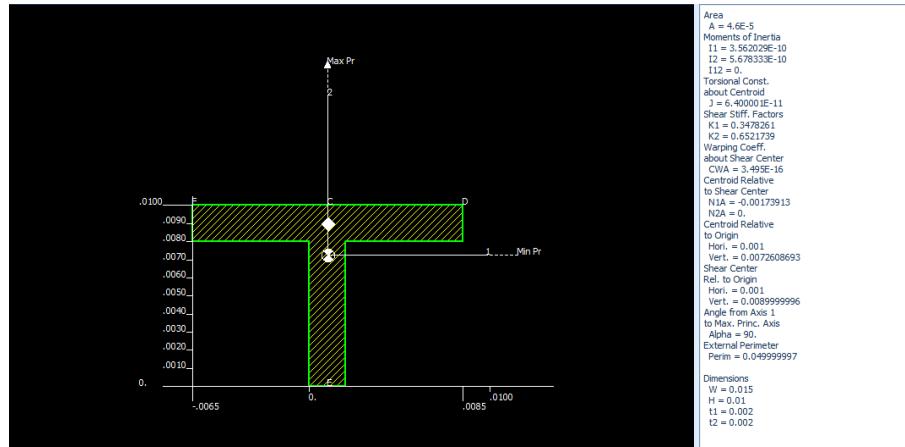
Tabela 3 – Dimensão dos perfis apresentados na figura 3

Reforçador	Chapeu		Tipo T	
	Dimensão	Valor [mm]	Dimensão	Valor [mm]
H	15		W	15
W	15		H	10
W ₁	5		t ₁	2
t	2		t ₂	2

Fonte: Elaborada pelo autor

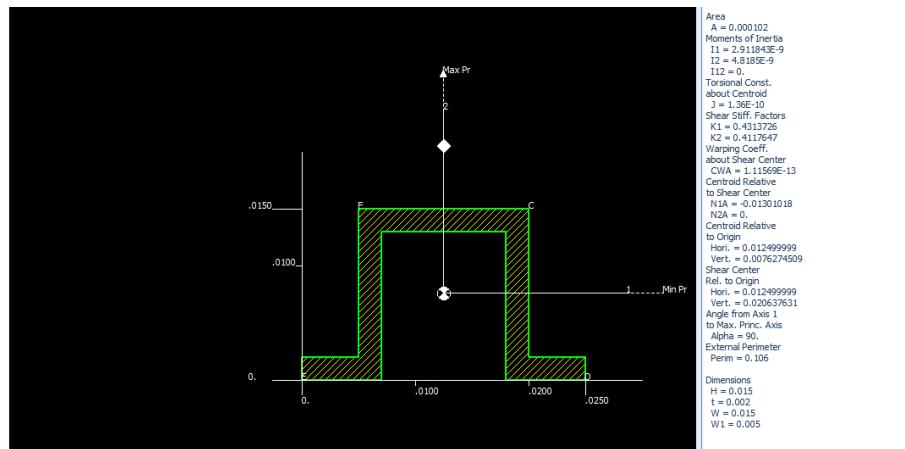
Desses perfis, é importante salientar a posição de seus centroides para melhor alinhamento durante sua inserção no modelo. essa centroide está em $y_{C_H} = 7,7627$ mm e $y_{C_T} = 7,26$ mm, vide as seguintes características das formas dos reforços:

Figura 4 – Características físicas da seção T



Fonte: Elaborada pelo Autor

Figura 5 – Características físicas da seção Chapéu



Fonte: Elaborada pelo autor

Com essas características, bem como a espessura das longarinas, nervuras e revestimento de $t_{sk} = 3,5\text{mm}$, é possível calcular a distância necessária do plano central dos painéis das longarinas, nervuras e revestimentos. A formula utilizada nos cálculos são as seguintes:

$$\delta_H = y_{C_H} + \frac{t_{sk}}{2} \quad (3.3)$$

$$\delta_T = H - y_{C_T} + \frac{t_{sk}}{2} \quad (3.4)$$

Dessa forma, tem-se que os offsets que podemos aplicar entre esses valores são de $\delta_H = 9,5127\text{mm}$ e $\delta_T = 4,5\text{mm}$.

3.2.2 Malha

Faz parte também da modelagem do montante no Patran-Nastran a criação da malha de análise para que seja adequada a análise da estrutura e seja possível conseguir calcular as tensões internas. A malha criada para essa estrutura, até por se tratar de uma estrutura formada por planos, é uma malha bem estruturada formada por paralelogramos. Essa malha se subdivide em dois tipos: a primeira é uma malha nas arestas com reforços, que será utilizada para simular as cargas nos reforços, essa é uma malha do tipo *CBAR2*, e a segunda é a malha bidimensional do tipo *CQUAD4*, simulando os revestimentos e almas de nervuras e das longarinas essa malha calcula as tensões internas da estrutura.

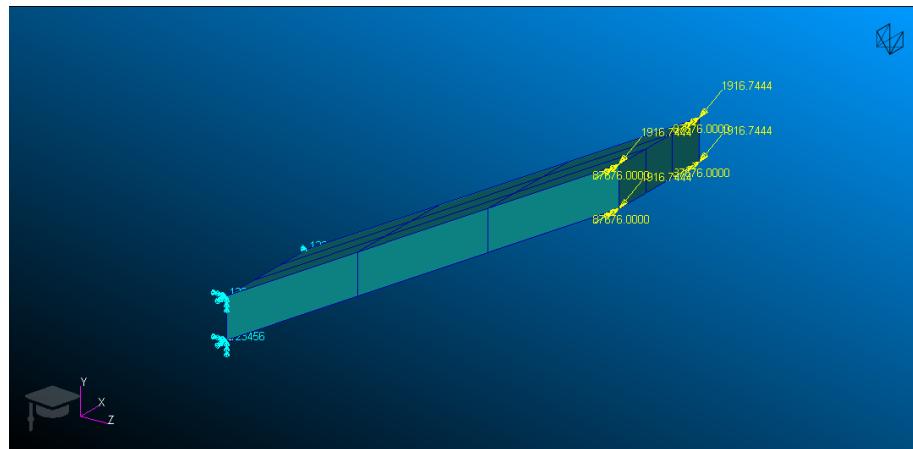
Para essas malhas, tem-se que criar os pontos que as ancoram à geometria do modelo, para cada aresta na direção x e y, criam-se 9 pontos, já para as arestas diagonais (de maior comprimento), são criados 15 pontos. Esses pontos servirão de semente para gerar as malhas.

No entanto, por criar duas malhas com muitos pontos coincidentes e equivalentes, é imprescindível ligar esses pontos, afim de que durante a simulação não haja deslocamento entre as malhas durante a simulação desse modelo.

3.2.3 Condições de contorno e Carregamentos

Esse montante tem como condição de contorno o engaste da longarina dianteira nas cavernas da aeronave. Esse engaste é modelado como pontos que tem movimento e rotação zero. Além disso, há outra condição de contorno, o apoio na longarina traseira, não possuindo movimentação, mas permitindo a rotação. Por fim, há a condição de contorno geral para o restante dos pontos da estrutura que é a liberdade de movimento. Essa condição de contorno é indicada em (Gerard; Becker, 1957). Já os carregamentos são as forças e momentos que foram calculados na seção 3.1, o peso possui apenas componente vertical, a tração apenas componente ,a direção de voo da aeronave e o torque possui a direção a fim de fletir para baixo o montante. A aplicação das cargas é apresentada a seguir na imagem 6:

Figura 6 – Aplicação das Cargas



3.2.4 Materiais

Os materiais que compõem estruturalmente o montante são duas ligas de alumínio amplamente utilizadas na indústria, os reforçadores são feitos da liga Al7475-T61, bastante resistente e de fácil usinagem, já o revestimento e as almas das nervuras e longarinas são compostos da liga AL2024-T3 mais resistente a fadiga e mais comumente encontrada na forma de placas. As propriedades para que o material seja certificável devem ser baseadas em testes, com grande confiabilidade, um ótimo repositório dessas informações é o *Military Handbook 5J*(DOD, 2003). Dele conseguimos as seguintes informações:

Tabela 4 – Tabela das características aplicáveis dos materiais

Propriedade	Sistema imperial		Sistema Internacional	
	Al2024-T3	Al7475-T61	Al2024-T3	Al7475-T61
E_T	10,5 Mpsi	10 Mpsi	7,2395 GPa	6,89476 GPa
E_C	10,7 Mpsi	10,5 Mpsi	7,3774 GPa	7,2395 GPa
F_{CY}	46 ksi	64 ksi	31,7 MPa	44,1 MPa
ν	0,33	0,33	0,33	0,33

Fonte: Elaborada pelo autor.

3.3 Análise pós-simulação

Após a finalização da simulação e obtenção dos resultados é necessário calcular a margem de segurança desse evento. Para que o montante seja certificado segundo o MOC, é necessário que a margem de segurança seja positiva, isto é, que a carga admissível seja maior que a carga atuante nos componentes, o cálculo dessa margem de segurança é apresentado a seguir 3.5:

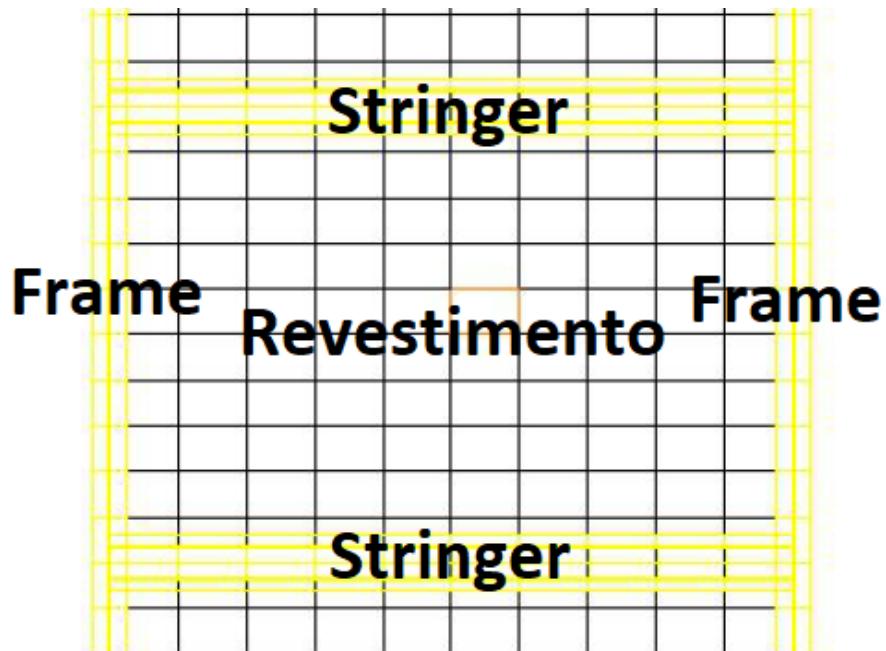
$$MS = \frac{F_{AD}}{f_{AT}} - 1 \quad (3.5)$$

Para calcular essas cargas, no entanto deve-se valer de alguma metodologia. Aquela aqui implementada é apresentada nos *NACA Reports* 2661(Khun; Peterson; Levin, 1952a) , 2662(Khun; Peterson; Levin, 1952b) e 1928(Schildcrout; Stein, 1949). Esses dois documentos apresentam as informações necessárias para fazer o calculo das tesões admissível e atuante.

3.3.1 Revestimento

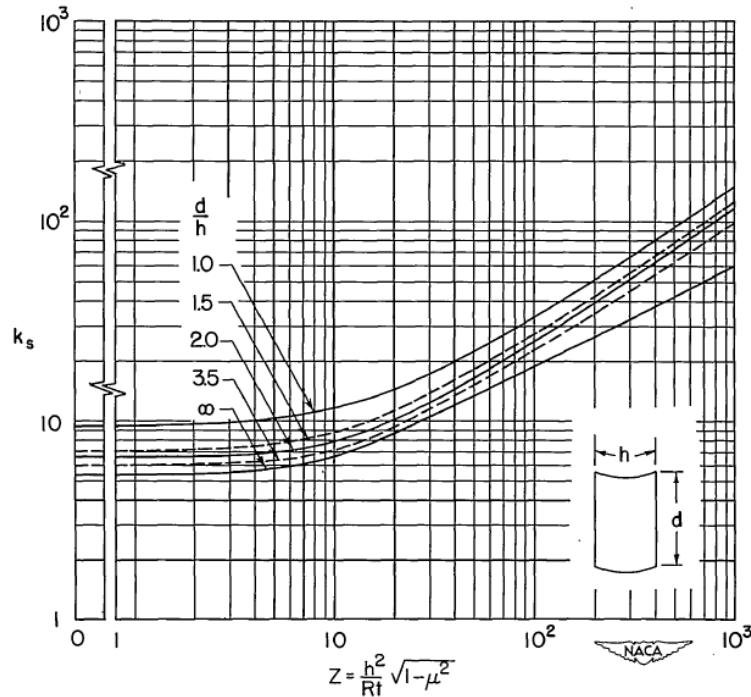
O revestimento, e a alma das longarinas e nervuras pode ser representado por um painel reforçado plano. o qual é apresentado a seguir:

Figura 7 – Painel Reforçado



Fonte: Elaborada pelo autor

A primeira fase dessa análise é a visitar o seguinte ábaco que depende de algumas informações e dimensões do painel:

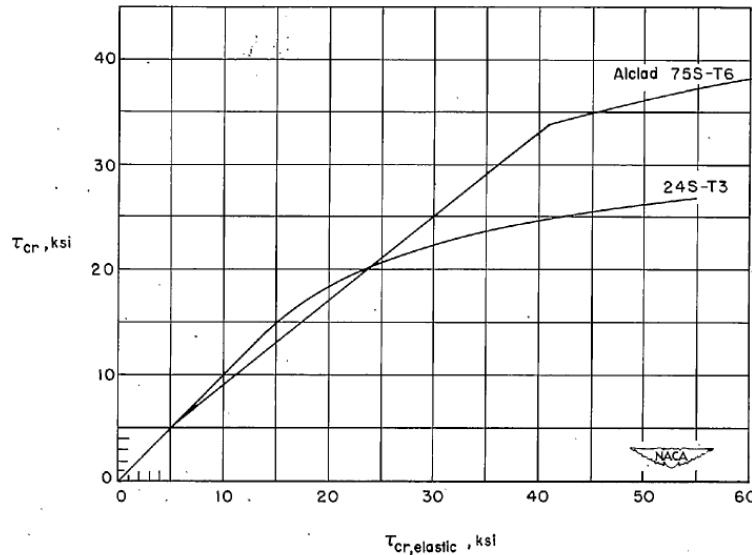
Figura 8 – Ábaco para encontrar k_s 

Fonte: Naca Report 2661(Khun; Peterson; Levin, 1952a)

Tendo em mãos o valor de k_s , é possível calcular a tensão crítica de cisalhamento elástica ($f_{s_{cr}}^{(0)}$), segundo a seguinte equação 3.6 que depende de mais características do modelo:

$$f_{s_{cr}}^{(0)} = \frac{k_s \pi^2 E_c}{12 \frac{h^2 (1 - \nu^2)}{\vartheta^2}} \quad (3.6)$$

Tendo em mão a tensão crítica de cisalhamento elástica, é necessário obter a tensão crítica de cisalhamento ($f_{s_{cr}}$), essa tensão é calculada aplicando o seguinte ábaco, em que $f_{s_{cr}}^{(0)} = \tau_{cr,elastic}$ e $f_{s_{cr}} = \tau_{cr}$.

Figura 9 – Ábaco para obter o valor de $f_{s_{cr}}$ 

Fonte: Naca Report 2661(Khun; Peterson; Levin, 1952a)

Essa tensão é utilizada em conjunto à tensão atuante, isto é, a tensão obtida durante a simulação na equação que se segue, com o objetivo de calcular a tensão semi-diagonal (κ). Essa tensão posteriormente vai ser utilizada em outro ábaco para conseguir avançar no cálculo da tensão admissível, a sua fórmula é 3.7:

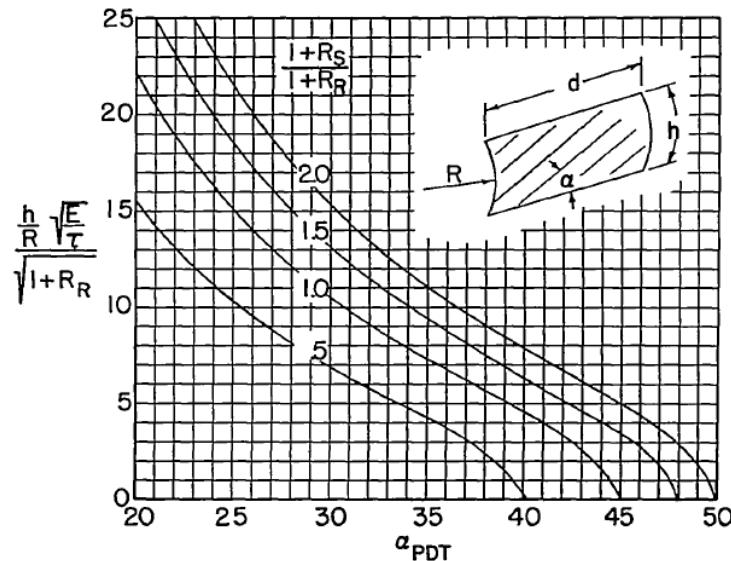
$$\kappa = \tanh \left(\frac{1}{2} \cdot \log \left[\frac{f_{AT}}{f_{s_{cr}}} \right] \right) \quad (3.7)$$

Além da tensão semi-diagonal, é necessário calcular a resistência do revestimento e dos rebites (R_S e R_R) essas resistências são utilizados para, em um ábaco encontrar o ângulo de pura tensão diagonal (α_{PDT}). As equações que determinam essas resistências são as de número 3.8 e 3.9, já o ábaco utilizado para encontrar α_{PDT} esta presente na figura 10.

$$R_R = \frac{d_{sk} \cdot t_s k}{A_H} \quad (3.8)$$

$$R_S = \frac{h_{sk} \cdot t_s k}{A_T} \quad (3.9)$$

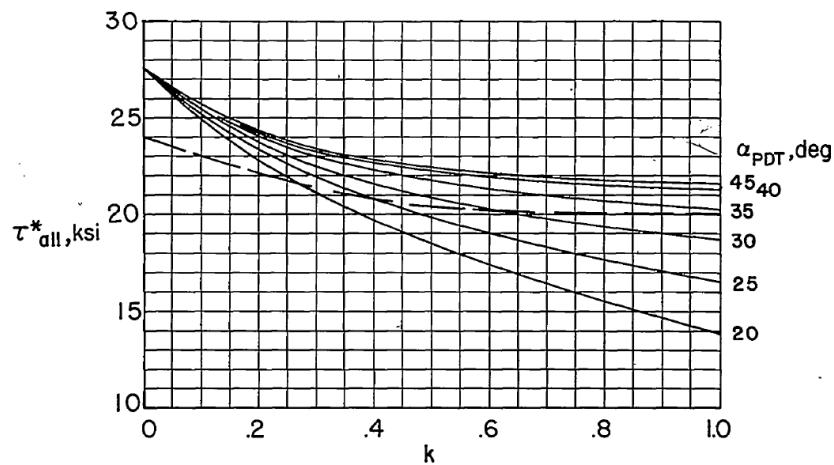
Figura 10 – Ábaco para calculo do angulo de pura tensão diagonal



Fonte: Naca Report 2661(Khun; Peterson; Levin, 1952a)

Com α_{PDT} e κ , é possível, dar o ultimo passo antes de calcular a tensão admissível, que é calcular a tensão admissível básica do revestimento τ^* , o qual depende do ábaco:

Figura 11 – Ábaco para calculo da tensão admissível básica do revestimento



Fonte: Naca Report 2661(Khun; Peterson; Levin, 1952a)

Por fim, calcula-se a correção para cisalhamento no revestimento Δ_{sk} que combinado com τ^* resulta por fim no valor do da tensão admissível para os revestimentos e almas. Esse Δ_{sk} é calculado pela equação 3.10:

$$\Delta_{sk} = 0,3 \tanh\left(\frac{1}{R_R}\right) + 0,1 \tanh\left(\frac{1}{R_S}\right) \quad (3.10)$$

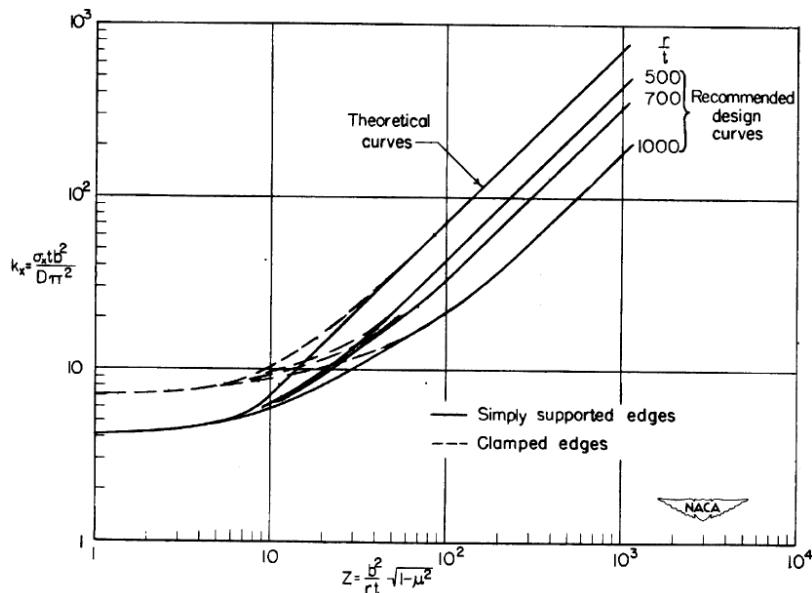
Assim, calcula-se a tensão admissível com a equação 3.11 e compara-a com a tensão atuante para calcular a margem de segurança.

$$F_{AD} = \tau^* (0,65 + \Delta_{sk}) \quad (3.11)$$

3.3.2 Flambagem Global

Flambagem Global é um efeito de falha em que o reforçador todo flete por compressão. Esse efeito leva também ao cálculo de uma tensão atuante, a qual é dada pela combinação de outras duas tensões, a tensão aplicada ($^{FG}f_{ST}^C$) e a tensão semi-diagonal ($^{FG}f_{ST}^{IDT}$). Inicia-se a análise obtendo a constante de compressão (κ_C), com base no seguinte ábaco (12):

Figura 12 – Ábaco para obtenção de κ_C ,



Fonte: Naca Report 1928 (Schildcrout; Stein, 1949)

Após a obtenção dessa constante, utiliza-se ela no cálculo da tensão crítica de compressão elástica ($f_{C_{cr}}^{(0)}$), aplicando a seguinte equação 3.12:

$$f_{C_{cr}}^{(0)} = -\frac{\kappa_C \pi^2 E_C}{12 \frac{h^2(1-\nu^2)}{t_{sk}}} \quad (3.12)$$

O próximo valor que precisa ser calculado é a razão de compressão (R^C), para a qual três outras variáveis são importantes, a primeira, A é a razão da tensão crítica de cisalhamento elástica e a tensão crítica de compressão elástica e B , que é a razão entre a tensão de cisalhamento atuante no revestimento e a tensão de compressão atuante no stringer e a terceira é a Razão de tração (R^T), segundo a seguintes equações:

$$A = \frac{f_{S_{cr}}^{(0)}}{f_{C_{cr}}^{(0)}} \quad (3.13)$$

$$B = \frac{f_{C_{ST}}}{f_{SK}} \quad (3.14)$$

$$R^T = -\frac{A}{2B} + \sqrt{\frac{A^2}{4B^2} + 1} \quad (3.15)$$

Por fim, com essas razões e variáveis, é possível calcular a razão de compressão, segundo a equação 3.16:

$$R^C = \frac{A}{B} R^T \quad (3.16)$$

Por fim, utilizando a tensão crítica de compressão elástica e a razão de compressão, é possível calcular a tensão crítica de compressão ($f_{C_{cr}}$), pelo produto desses dois fatores. Essa tensão, junto de R^C , é utilizada no cálculo de uma variável de cálculo, D , a qual é implementada seguindo a fórmula 3.17:

$$D = 0,445 \frac{h \cdot t_{sk}}{n \cdot A_{ST}} R^C \sqrt{|f_{C_{cr}}|} \quad (3.17)$$

Por fim, tendo em mãos essa variável de cálculo, calcula-se a tensão aplicada dada pela equação 3.18:

$$f_{ST}^{CG} = f_{C_{AP}} - 2D^2 + 2D\sqrt{D^2 - f_{C_{AP}}} \quad (3.18)$$

Agora inicia-se o cálculo da tensão semi-diagonal, a qual depende quase que apenas de fatores já calculados, exceto um, o ângulo de tensão diagonal (α_{ST}), o qual é calculado a partir de um algorítimo iterativo:

1. Chute inicial de $\alpha_{ST} = 45^\circ$
2. Cálculo da deformação em cada componente:

a) Frame

$$\varepsilon_{FR} = \frac{1}{E_C^{FR}} \left(\frac{-\kappa f_{sk} \tan(\alpha_{ST})}{\frac{A_{RG}}{d \cdot t_{sk}} + 0,5(1 - \kappa)} \right) \quad (3.19)$$

b) Revestimento

$$\varepsilon_{sk} = \frac{f_{sk}}{E_{sk}^C} \left(\frac{2\kappa}{\sin(2\alpha_{ST})} + \sin(2\alpha_{ST})(1 - \kappa)(1 + \nu) \right) \quad (3.20)$$

c) Stringer

$$\varepsilon_{ST} = \frac{1}{E_C^{FR}} \left(\frac{-\kappa f_{sk} \cot(\alpha)}{\frac{A_{ST}}{h \cdot t_{sk}} + 0,5(1-\kappa)R^C} \right) \quad (3.21)$$

3. Com isso, calcula-se o novo valor de α_{ST} , segundo a fórmula 3.22:

$$\alpha_{ST} = \arctan \left(\sqrt{\frac{\varepsilon_{sk} - \varepsilon_{ST}}{\varepsilon_{sk} - \varepsilon_{FR}}} \right) \quad (3.22)$$

4. Por fim, compara-se esse valor com o valor anterior calculando o erro relativo :

$$\epsilon = 1 - \frac{\alpha_{ST}^{new}}{\alpha_{ST}^{old}} \quad (3.23)$$

Tendo o valor de α_{ST} em mãos, facilmente se calcula o valor da tensão semi-diagonal 3.24

$$^{FG} f_{ST}^{IDT} = \frac{-\kappa f_{sk} \cot(\alpha)}{\frac{A_{ST}}{h \cdot t_{sk}} + 0,5(1-\kappa)R^C} \quad (3.24)$$

Por fim, somando as tensões aplicada e semi-diagonal, ontém-se a tensão atuante de flambagem geral. Agora, é necessário calcular a tensão admissível, cujo calculo é bem mais simples que o calculo da atuante, o único fator necessário ainda não calculado é o raio de giração dos stringers, o qual depende apenas da área da seção desses elementos e de seus momentos de inércia, ambos retirados da imagem 5 e 4, assim, calcula-se, segundo a equação 3.25

$$r_g = \sqrt{\frac{I}{A_{ST}}} \quad (3.25)$$

Assim, calcula-se por fim a tensão admissível de flambagem geral, para a qual considera-se o caso mais crítico, segundo a equação de *Euler* para flambagem de colunas 3.26:

$$^{FG} F_{ST} = -\frac{\pi^2 E_C r_g^2}{d^2} \quad (3.26)$$

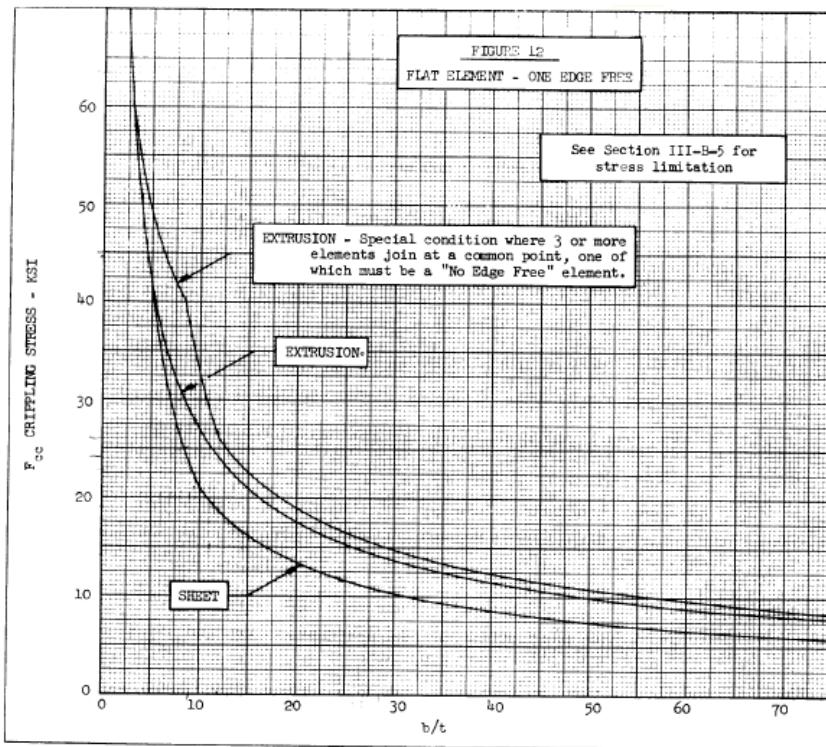
3.3.3 Crippling

Crippling é uma falha estrutural de flambagem local de estruturas finas sob compressão, sendo um problema de estabilidade e, podendo ocorrer por dois fenômenos diferentes: o primeiro é chamado crippling normal, devido as tensões aplicadas de compressão ($^{CC} f^C$) e crippling forçado, que se deve às tensões semi-diagonais ($^{CC} f^{IDT}$), portanto sua margem de segurança é calculada de forma diferente às anteriores, indicada na equação 3.27

$$^{CC} MS = \left(\frac{^{CC} f^C}{^{CC} F^C} + \frac{^{CC} f^{IDT}}{^{CC} F^{IDT}} \right)^{-1} - 1 \quad (3.27)$$

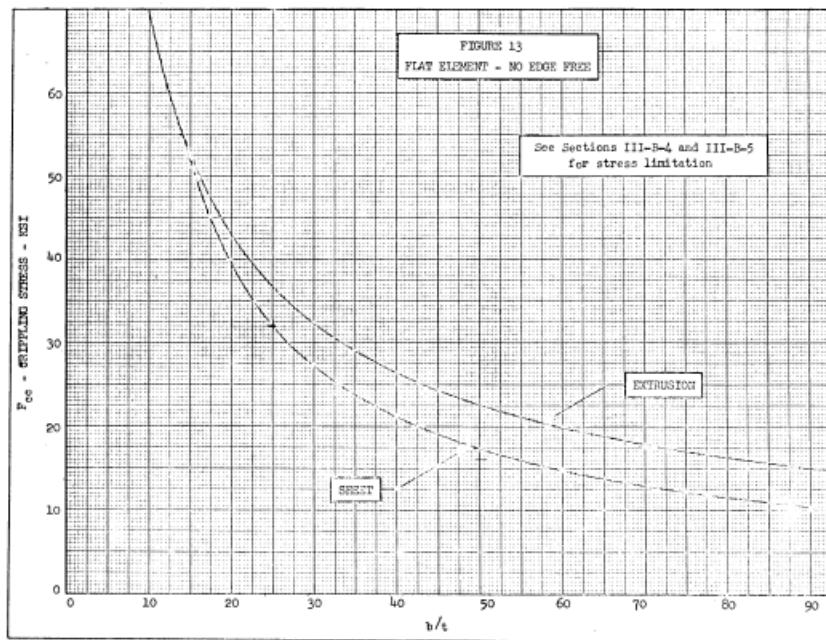
Os valores das tensões atuantes são iguais aqueles obtidos no caso de flexão geral, já as tensões admissíveis devem ser obtidas segundo o método proposto pela então *Lockheed Company* no relatório (Lockheed, 1964). Para a tensão admissível de crippling normal (CCF^C), primeiramente se simplifica os perfis dos elementos estruturais estudados, dividindo-os em retângulos, dos quais é necessário calcular as áreas e a razão entre suas alturas e a proporção entre o lado maior e o menor. Esses fatores são usados nos seguintes ábacos 13 e 14 para calcular o valor da tensão admissível em cada parte ($F_{CC}^{(i)}$), o ábaco depende se a parte do perfil possui extremidade livre ou não, já para a escolha das curvas, considera-se que os perfis são extrudados.

Figura 13 – Ábaco para o cálculo de $F_{CC}^{(i)}$ para elementos planos com uma extremidade livre.



Fonte: Lockheed Report N° 18370 (Lockheed, 1964)

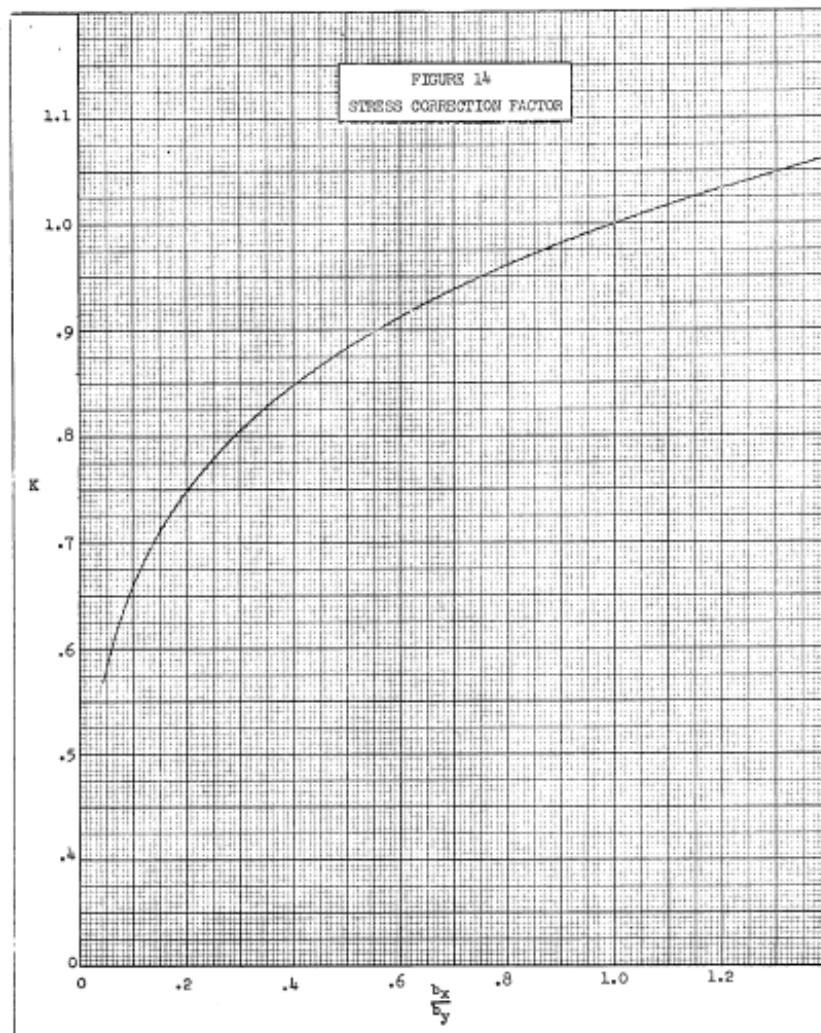
Figura 14 – [Ábaco para o cálculo de $F_{CC}^{(i)}$ para elementos planos com uma extremidade livre.



Fonte: Lockheed Report N° 18370 (Lockheed, 1964)

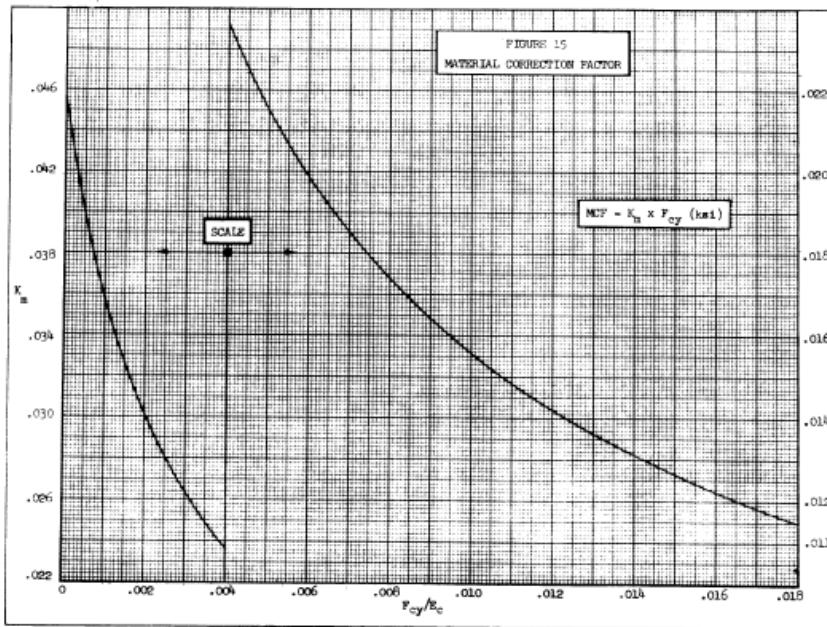
Continuando, há dois outros fatores necessários para calcular a tensão de crippling normal, primeiramente, calculando fator de correção devido à geometria, é necessário calcular a razão: b_{menor}/b_{maior} , com base na qual, pelo ábaco 15 calcula-se a variável K.

Figura 15 – Ábaco para o cálculo de K.



Fonte: Lockheed Report N° 18370 (Lockheed, 1964)

O ultimo fator depende das características do material e também é encontrado em um ábaco, o Módulo de *Young* de compressão e a resistência à compressão estão presentes na tabela 4. Para o ábaco 16 faz-se a razão entre esses valores e posteriormente multiplica-se a constante conseguida por F_{CY} para calcular o fator de correção de material (MCF).

Figura 16 – Ábaco aplicado para o cálculo do *MCF*.

Fonte: Lockheed Report N° 18370 (Lockheed, 1964)

Assim, finalmente calcula-se a tensão admissível de crippling normal pela equação 3.28:

$$CC F^C = -\frac{\sum (F_{CC}^{(i)} \cdot A^{(i)}) + K \cdot F_{CC}^{(maior)} \cdot A^{(maior)}}{\sum A^{(i)}} \cdot MCF \quad (3.28)$$

Já para o crippling forçado, calcula-se a tensão admissível de forma mais simples, dependendo apenas de uma variável C_{elm} , a qual é calculada pela equação 3.29 que segue:

$$C_{elm} = \frac{F_{CY}}{588\sqrt{\frac{F_{CY}}{E_C} + 0,002}} \quad (3.29)$$

Essa variável é aplicada diretamente na equação que calcula a tensão admissível de crippling forçado 3.30:

$$CC F^{IDT} = -20,7 \cdot C_{elm} K^{\frac{2}{3}} \left(\frac{t_{elm}}{t_{sk}} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (3.30)$$

Por fim, utilizando a equação 3.27, calcula-se a margem de segurança de crippling.

Essas margens de segurança definem se a estrutura projetada está ou não certificada e se o meio de cumprimento foi de fato cumprido. Para facilidade, toda essa análise foi feita utilizando o código presente no apêndice A.

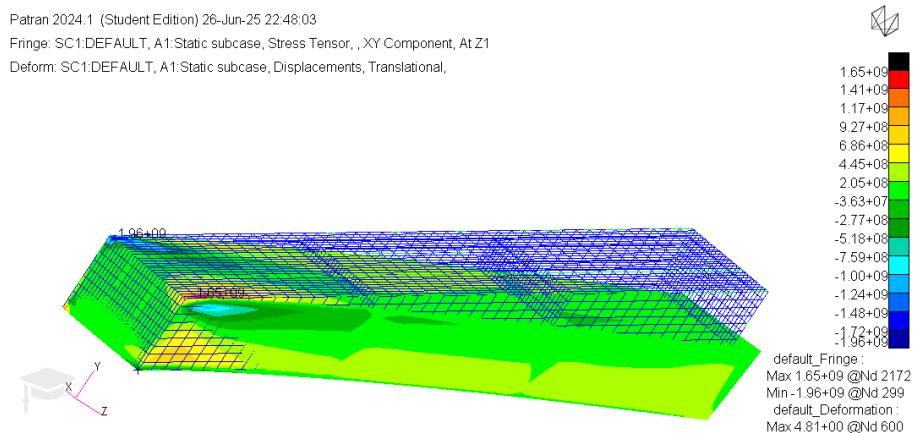
4 RESULTADOS

Após a criação do modelo do montante do motor, como indicado na seção 3.2, faz-se a simulação, acionando o Nastran o qual é o programa que faz a resolução das matrizes geradas durante a criação do modelo. Os resultados são apresentados de duas formas: a primeira é a mais visual, com uma Representação gráfica das tensões que afetam o modelo uma distorção de sua forma condizente ao deslocamento dos nós.

4.1 Revestimento e almas

A primeira Representação gráfica, apresentada na figura 17 apresenta uma Representação gráfica das tensões atuantes de cisalhamento nos revestimentos do montante.

Figura 17 – Representação gráfica de cargas presentes no revestimento do montante e almas das longarinas



Fonte: Elaborada pelo autor.

Nota-se alguns pontos importantes sobre essa análise, o primeiro é a concentração de cargas nos pontos de fixação, como esperado. Esses não serão, no entanto os pontos avaliados, uma vez que, considera-se que esses pontos já serão reforçados e não correspondem a tensões presentes na estrutura como um geral. A análise de painel reforçado apresentada na seção 3.3, será feita com um painel mais central inferior da estrutura, sendo essa uma região de cargas que não sofre com os extremos presentes nas extremidades.

Para a análise utiliza-se a segunda forma como os dados são apresentados, isto é, em forma de tabela em um documento de texto conhecido como f06, em razão de sua extensão ser essa. Esse documento apresenta as tensões atuantes na estrutura, bem como os deslocamentos dos nós. Para achar qual a carga considerada, primeiro é necessário achar o elemento a ser analisado, novamente, para essa escolha considera-se o elemento mais

central do painel, uma vez que esse elemento sofre menos interferências das bordas da simulação e dos elementos no entorno do painel, novamente, para melhor caracterizar a estrutura como um todo.

Além disso, temos o relatório do documento f06, apresentado na figura 18, o elemento estudado é o 3605 a seção que indica as cargas presentes no revestimento, a tensão que será utilizada como atuante para essa análise é a tensão de cisalhamento que tem o valor de 48,342 MPa.

Figura 18 – Tensões nos elementos de placa

STRESSES IN QUADRILATERAL ELEMENTS (QUAD 4)										OPTION = BILIN	
ELEMENT	ID	GRID-ID	FIBER	STRESSES IN ELEMENT COORD SYSTEM			PRINCIPAL STRESSES (ZERO SHEAR)			VON MISES	
				DISTANCE	NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY	ANGLE	MAJOR		
0	3604	CEN/4	-1.750000E-03	9.810124E+06	-7.601899E+08	-3.015417E+07	-2.2394	1.098932E+07	-7.612891E+08	7.668429E+08	
			1.750000E-03	7.681288E+06	-7.984365E+08	-3.002167E+07	-2.1512	8.808977E+06	-7.915642E+08	7.960852E+08	
			4314	-1.750000E-03	1.491910E+07	-7.618951E+08	-2.871511E+07	-2.1141	1.597911E+07	-7.629551E+08	7.710688E+08
				1.750000E-03	1.227807E+07	-7.924760E+08	-2.876506E+07	-2.0445	1.330494E+07	-7.935028E+08	8.002383E+08
			4315	-1.750000E-03	1.495718E+07	-7.572642E+08	-2.829514E+07	-2.0956	1.599257E+07	-7.582996E+08	7.664211E+08
				1.750000E-03	1.231947E+07	-7.874420E+08	-2.830854E+07	-2.0247	1.332023E+07	-7.884428E+08	7.951866E+08
			4325	-1.750000E-03	4.701146E+06	-7.583248E+08	-3.159323E+07	-2.3669	6.007034E+06	-7.596307E+08	7.626520E+08
				1.750000E-03	3.084502E+06	-7.883970E+08	-3.127827E+07	-2.2596	4.318652E+06	-7.896312E+08	7.917993E+08
			4324	-1.750000E-03	4.663058E+06	-7.629557E+08	-3.201320E+07	-2.3848	5.995841E+06	-7.642884E+08	7.673039E+08
				1.750000E-03	3.043099E+06	-7.934310E+08	-3.173488E+07	-2.2781	4.305543E+06	-7.946934E+08	7.968549E+08
0	3605	CEN/4	-1.750000E-03	4.934572E+06	-7.520283E+08	4.834206E+07	-3.6394	8.009331E+06	-7.551021E+08	7.591395E+08	
			1.750000E-03	7.801334E+06	-7.883724E+08	-4.862502E+07	-3.5178	1.078984E+07	-7.833610E+08	7.888112E+08	
			4315	-1.750000E-03	9.950816E+06	-7.543525E+08	-4.697948E+07	-3.5042	1.282768E+07	-7.572294E+08	7.637240E+08
				1.750000E-03	1.304708E+07	-7.827196E+08	-4.719274E+07	-3.3821	1.583606E+07	-7.855086E+08	7.935451E+08
			4316	-1.750000E-03	9.997618E+06	-7.486619E+08	-4.646339E+07	-3.4916	1.283263E+07	-7.514969E+08	7.579947E+08
				1.750000E-03	1.309465E+07	-7.769354E+08	-4.666818E+07	-3.3689	1.584185E+07	-7.796826E+08	7.877230E+08
			4326	-1.750000E-03	-8.166529E+04	-7.497042E+08	-4.970465E+07	-3.7770	3.199700E+06	-7.529855E+08	7.545905E+08
				1.750000E-03	2.555597E+06	-7.780253E+08	-5.005728E+07	-3.6543	5.752589E+06	-7.812223E+08	7.841144E+08
			4325	-1.750000E-03	-1.284704E+05	-7.553948E+08	-5.022073E+07	-3.7876	3.196275E+06	-7.587196E+08	7.603227E+08
				1.750000E-03	2.508023E+06	-7.838095E+08	-5.058185E+07	-3.6656	5.748473E+06	-7.870499E+08	7.899398E+08

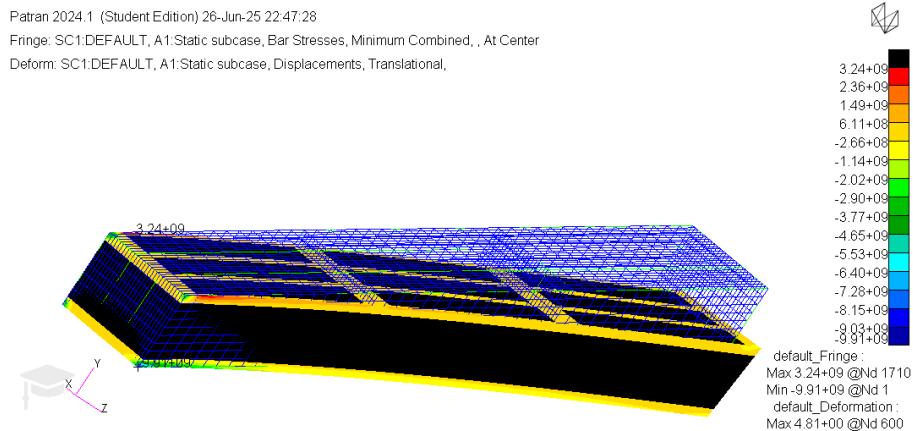
Fonte: Elaborada pelo autor.

Com esse valor e com as características da estrutura apresentadas na seção 3.2, é possível fazer a análise presente na seção 3.3.1. Para essa análise é aplicada a primeira parte do código presente no apêndice A, apenas deve-se levar em consideração que a carga deve estar em unidades imperiais, portanto, seu valor é de $f_{sk} = 6.961 \text{ ksi}$. Nessa análise temos que a margem de segurança final para esse elemento estrutural é de $MS_{sk} = 1,4662$.

4.2 Reforçadores

Para os reforçadores, também é apresentada uma Representação gráfica das tensões, nesse caso as mínimas combinadas, isto é, as tensões de compressão que atuam sobre os elementos, uma vez que a análise destes elementos é utilizada a compressão. Assim, na figura 19 temos a Representação gráfica referida, novamente demonstrando os deslocamentos dos nós com as distorções do modelo.

Figura 19 – Representação gráfica de cargas presentes nos reforços das estruturas da aeronave



Fonte: Elaborada pelo autor.

Os elementos que serão estudados nesta são aqueles que estão alinhados com o elemento do revestimento estudado, isto é os elementos centrais do mesmo painel reforçado estudado anteriormente, pela mesma razão pela qual foi escolhido o painel central e elemento central do painel, a maior centralidade levando a uma análise mais generalizável de como atua toda a estrutura sob essas cargas.

Novamente, olhamos as tabelas presentes nos documentos f06, para os elementos de stringers 4667, 4622; e elementos de frames 4388 e 4334, apresentadas nas figuras 20, 21, 22 e 23. Delas podemos retirar as cargas atuantes, no entanto, por serem elementos iguais, dois a dois, em uma estrutura quadrada, apenas é necessário considerar dois deles, e para maior segurança, os escolhidos são os de maior tensão de compressão.

Figura 20 – Tensões nos elementos de stringer

ELEMENT ID.	S T R E S S E S I N B A R E L E M E N T S					(C B A R)		
	SA1 SB1	SA2 SB2	SA3 SB3	SA4 SB4	AXIAL STRESS	SA-MAX	SB-MAX	SA-MIN
0 4661	-5.936045E+07	5.580150E+07	6.801602E+07	-5.203173E+07	7.984837E+08	8.664997E+08	-7.391233E+07	
0 4662	-1.012855E+08	1.453266E+08	1.060410E+08	-1.248568E+08		9.438103E+08	-6.736269E+07	
0 4663	-3.864760E+07	8.114727E+07	3.532802E+07	-6.613916E+07	7.610510E+08	8.421983E+08	-6.949119E+07	
0 4664	-9.590180E+07	1.438091E+08	9.916428E+07	-1.226887E+08		9.048602E+08	-6.383623E+07	
0 4665	-3.597380E+07	7.932187E+07	3.212686E+07	-6.429082E+07	7.241063E+08	8.034281E+08	-6.598154E+07	
0 4666	-9.025977E+07	1.350156E+08	9.339685E+07	-1.152310E+08		8.591218E+08	-6.088753E+07	
0 4667	-3.201324E+07	7.189497E+07	2.832885E+07	-5.815291E+07	6.884359E+08	7.603309E+08	-6.302830E+07	
0 4668	-8.373699E+07	1.242703E+08	8.684481E+07	-1.061923E+08		8.127062E+08	-5.822437E+07	
0 4669	-2.806731E+07	6.407012E+07	2.462988E+07	-5.173146E+07	6.539314E+08	7.180015E+08	-6.022000E+07	
0 4670	-7.698237E+07	1.141606E+08	7.985657E+07	-9.756481E+07		7.680921E+08	-5.563666E+07	
0 4671	-2.352744E+07	5.658987E+07	2.006994E+07	-4.543940E+07	6.206200E+08	6.772099E+08	-5.751806E+07	
0 4672	-7.085762E+07	1.044476E+08	7.362910E+07	-8.934870E+07		7.250676E+08	-5.312713E+07	
0 4673	-1.964029E+07	4.945328E+07	1.631183E+07	-3.952516E+07	5.883690E+08	6.378223E+08	-5.488439E+07	
0 4674	-6.508774E+07	9.503443E+07	6.780121E+07	-8.141734E+07		6.834035E+08	-5.069517E+07	
0 4675	-1.591871E+07	4.242979E+07	1.275194E+07	-3.372542E+07	5.571704E+08	5.996002E+08	-5.234449E+07	

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 21 – Tensões nos elementos de stringers

ID.	SB1	SB2	SB3	SB4	STRESS	SB-MAX	SB-MIN
4613	-7.512715E+07	1.708673E+08	6.617219E+07	-1.380346E+08	6.459765E+08	8.168438E+08	5.079419E+08
	-5.029097E+07	1.043882E+08	4.621233E+07	-8.519562E+07		7.503647E+08	5.607800E+08
4614	-7.118592E+07	1.263954E+08	6.968151E+07	-1.052142E+08	6.698485E+08	7.962438E+08	5.646343E+08
	-7.767283E+07	3.280268E+07	9.703372E+07	-9.319421E+07		7.668822E+08	5.921757E+08
4615	-1.464376E+08	8.801985E+07	1.775885E+08	-9.260640E+07	7.152759E+08	8.928644E+08	5.689283E+08
	-1.020472E+08	1.551097E+08	1.051021E+08	-1.320518E+08		8.703856E+08	5.832241E+08
4616	-9.408820E+07	1.494644E+08	9.561558E+07	-1.263975E+08	7.190797E+08	8.685451E+08	5.926822E+08
	-8.981773E+07	1.762028E+08	8.457762E+07	-1.447929E+08		8.952825E+08	5.742868E+08
4617	-6.967250E+07	1.517292E+08	6.260112E+07	-1.231494E+08	7.164373E+08	8.681665E+08	5.932879E+08
	-8.463070E+07	1.655574E+08	7.978705E+07	-1.360992E+08		8.819947E+08	5.803444E+08
4618	-6.0001135E+07	1.355579E+08	5.294499E+07	-1.095857E+08	7.080100E+08	8.435819E+08	5.984225E+08
	-8.124755E+07	1.507984E+08	7.822414E+07	-1.247921E+08		8.588084E+08	5.832179E+08
4619	-5.178502E+07	1.162375E+08	4.583732E+07	-9.402519E+07	6.949195E+08	8.115707E+08	6.008943E+08
	-7.731905E+07	1.367542E+08	7.579111E+07	-1.138969E+08		8.316737E+08	5.810226E+08
4620	-4.403724E+07	9.925976E+07	3.889679E+07	-8.025502E+07	6.777743E+08	7.770341E+08	5.975193E+08
	-7.335041E+07	1.245539E+08	7.293612E+07	-1.043211E+08		8.023282E+08	5.734532E+08
4621	-3.666856E+07	8.426841E+07	3.209171E+07	-6.799458E+07	5.573172E+08	7.415856E+08	5.893227E+08
	-6.951149E+07	1.141522E+08	6.989473E+07	-9.606599E+07		7.714695E+08	5.612512E+08
4622	-2.999374E+07	7.159584E+07	2.569531E+07	-5.753405E+07	6.340315E+08	7.056273E+08	5.764974E+08
	-6.605048E+07	1.049582E+08	6.711606E+07	-8.875577E+07		7.389897E+08	5.452757E+08
4623	-2.387933E+07	6.013350E+07	1.983802E+07	-4.806202E+07	6.082546E+08	6.638899E+08	5.601926E+08
	-6.291031E+07	9.664068E+07	6.459012E+07	-8.214065E+07		7.048953E+08	5.261140E+08
4624	-1.888777E+07	4.958083E+07	1.421593E+07	-3.930644E+07	5.801272E+08	6.297076E+08	5.488208E+08
	-6.006308RF+07	8.777568E+07	1.256462E+07	-7.518994E+07		6.679079F+08	5.049373F+08

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 22 – Tensões nos elementos de Frames

0	4386	-1.471785E+06	-1.939295E+07	4.725205E+06	1.644938E+07	6.671733E+07	8.316671E+07	4.732438E+07
		5.569921E+06	-1.009980E+08	-1.788238E+07	2.124975E+07		7.886708E+07	4.883495E+07
0	4387	-2.997753E+06	-1.907745E+07	9.624365E+06	3.081940E+07	5.183914E+07	6.492110E+07	2.376196E+07
		5.874786E+06	-2.957336E+06	-1.886115E+07	4.706911E+07		6.654605E+07	3.297799E+07
0	4388	-3.953745E+06	-1.755656E+07	9.693630E+07	9.648158E+06	3.697682E+07	4.967042E+07	1.942117E+07
		5.881949E+06	-4.096723E+06	-1.888415E+07	4.586062E+07		5.283744E+07	1.809267E+07
1	MSC.NASTRAN JOB CREATED ON 23-JUN-25 AT 09:55:18 *STUDENT EDITION* JUNE 26, 2025 MSC Nastran 5/13/24 PAGE							
	DEFAULT							
0	SUBCASE 1							

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 23 – Tensões nos elementos de Frames

Fonte: Elaborada pelo autor.

A análise dos stringers leva em consideração tanto a Flambagem Global apresentada na seção 3.3.2, quanto o Crippling apresentado na seção 3.3.3. Para facilitar a análise, aplicam-se a segunda e a terceira parte do código indicado no apêndice A, utilizando a

carga aplicada no stringer em unidades imperiais como sendo $f_{ST} = -7,96\text{ksi}$. Assim, consegue-se as margens de segurança também dessa estrutura para o evento do travamento do eixo: $^{FG}MS_{ST} = 0,8435$ e $^{CC}MS_{ST} = 0,2629$.

Já a análise dos frames, por serem parte integral das estruturas das nervuras nesse caso, eles são apenas analisado quanto ao crippling. Para isso, considera-se a carga no Frame como sendo de $f_{FR} = -11,5\text{ksi}$ é utilizada a quarta e ultima parte do código presente no apêndice A, a qual diretamente apresenta a margem de segurança do frame como sendo $^{FG}MS_{FR} = -0,9898$ e $^{CC}MS_{FR} = 0,6279$.

4.3 Analise as margens de segurança

As quatro margens de segurança calculadas para esta estrutura são apresentadas na tabela 5

Tabela 5 – Margens de segurança da estrutura

Elemento	Margem de segurança
Revestimento	1,1835
Stringer FG	-0,8476
Stringer CC	-0,2629
Frame FG	-0,9898
Fame CC	0,6279

Fonte: Elaborada pelo autor.

Essas margens de segurança pelo fato de todas serem menores que 1,5 apresentam a insegurança da estrutura estudada inicialmente pensada durante a matéria de projetos de aeronaves não é certificável segundo os meios de cumprimento propostos. O fato de que algumas das estruturas propostas não somente não suportariam a carga de travamento do motor em regime dinâmico, mas em regime quase estático também.

Dessa forma, essa estrutura proposta foi reprovada para o Meio de Cumprimento 2(a), sendo necessário o reprojeto dela. Para esse reprojeto, será necessário fazer estudos de qual caminho será seguido para o reprojeto, se será feito um aumento na espessura dos painéis que formam a estrutura, se serão trocados os reforçadores para aumentar a resistência, aumentar o número de reforçadores ou até mesmo utilizar um material com maior resistência. Todas propostas viáveis que devem ser discutidas a nível de projeto.

Analizando a estrutura escolhida, é possível fazer uma crítica da arquitetura escolhida, a arquitetura mais clássica de um montante de motor, isto é, uma estrutura treliçada em aço que suporta ao motor. Essa estrutura clássica mais facilmente poderia suportar as cargas de travamento do motor, bem como cargas vibratórias dos motores. A estrutura escolhida, no entanto é aplicada em asas de aeronaves e suporta bastante as

cargas de voo, bem como parte da vibração de motores e portanto pode ser aplicada para os motores. Uma mudança para a versão atual bastante interessante seria a aplicação de uma terceira longarina entre as duas já simuladas para suportar melhor as cargas.

5 CONCLUSÃO

Ao longo deste trabalho foi possível estudar o projeto estrutural de uma aeronave, aprofundando e detalhando o projeto feito nas disciplinas de Projeto de Aeronaves I (SAA200) e Projeto de Aeronaves II (SAA201), em todas as suas fases, desde a avaliação de requisitos aplicáveis, procura por meios de cumprimento aceitáveis, criação do modelo computacional, simulação e análise dos resultados. Após a análise dos resultados foi comprovado que, infelizmente a estrutura inicialmente projetada pensando em cargas estáticas durante de operação normal do motor não sustentaria a carga dinâmica que o travamento do motor causaria.

Na criação da fundamentação, as três principais bases de certificação para aeronaves de classe normal foram estudadas e a partir de uma avaliação de aplicabilidade, a FAR 23 foi escolhida para a homologação. Para a comprovação do cumprimento com esse requisito, a ASTM F3116/F3116M foi escolhida por apresentar de maneira simples meios de cumprimento e ter sido produzida para um grupo já bastante consolidado na indústria. Um desses requisitos foi escolhido e a estrutura foi simulada e analisada para descobrir o cumprimento desse MOC, após essa análise, no entanto foi descoberta a necessidade de um reprojeto da estrutura proposta inicialmente.

Os paços futuros para a análise da estrutura são a elaboração e aplicação de um experimento mais aprofundado da carga para melhor acurácia na simulação, também fazer um reprojeto da estrutura a fim de que ela tenha grau de segurança satisfatório durante as simulações. Por fim, após a finalização das simulações, um paço bastante importante é dos ensaios em solo e em voo, os quais comprovarão ou não a acurácia da simulação e portanto a segurança operacional da aeronave projetada pelo grupo de alunos na disciplinas de Projetos de Aeronaves do ano de 2024.

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **Regulamento Brasileiro da Aviação Civil número 23 emenda número 65**: Requisitos de aeronavegabilidade: Aviões categoria normal. Brasilia, 2024. 2 p.

AMERICAN SOCIETY FOR TESTING MATERIALS. **ASTM F3116/3116M**: Standard specification for design loads and conditions. Wesr Conshohocken, 2018. 32 p.

DEPARTAMENT OF DEFENCE. **MIL-HDBK-5J**: Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures. Washington, 2003. 1733 p.

EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY. **Easy Access Rules for Normal-Category Aeroplanes amendment 6**: Amc/gm issue 4. Colonia, 2023. 104 p.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Title 14 Code of Federal Regulations Part 23 amendment 65**: Airworthiness standards: Normal category airplanes. Washington, 2023. 31 p.

GERARD, G.; BECKER, H. **TECHNICAL NOTE 3781**: Handbook of structural stability part i: Buckling of flat plates. Washington, 1957. 106 p.

HEXAGON AB. **Patran/Nastran**: Msc nastran 2024.1 - quick reference guide (pdf). Estolcomo, 2024. 3115 p.

KHUN, P.; PETERSON, J. P.; LEVIN, L. R. **TECHNICAL NOTE 2661**: A summary of diagonal tension part i : Methods of analysis. Washington, 1952. 137 p.

KHUN, P.; PETERSON, J. P.; LEVIN, L. R. **TECHNICAL NOTE 2662**: A summary of diagonal tension part ii : Experimental evidence. Washington, 1952. 84 p.

LOCKHEED COMPANY. **Lockhead Report Number 18370**: Prediction of crippling strength. Calabasas, 1964. 18 p.

PRATT AND WHITNEY CANADA CORP. **Type Certificate Data Sheet**: for pt6a-67 series engines. Longueuil, 2022. 17 p.

SCHILDCROUT, M.; STEIN, M. **TECHNICAL NOTE 1928**: Critical combinations of shear and direct axial stress for curved rectangular panels. Washington, 1949. 30 p.

APÊNDICES

APÊNDICE A – CÓDIGO PARA CALCULO DAS MARGENS DE SEGURANÇA

```

clear
close all
clc
%% Revestimento_original
E_c = 10700;
nu = 0.33;
h = 600;
d = sqrt(500^2 + 234.52079^2 + 234.52079^2);
t_sk = 3.5;
f_sk = 6.961;
v_1 = d/h;
k_s = 9.3;
f_zero = (k_s*pi^2*E_c)/(12 * (h^2*(1-nu^2))/(t_sk^2));
f_cr = f_zero;
K = tanh(0.5*log(f_sk/f_cr));
A_FR = 42;
A_ST = 102;
R_S = h*t_sk/A_ST;
R_R = d*t_sk/A_FR;
v_2 = (1 + R_S)/(1 + R_R);
y = [0.5, 1, 1.5, 2];
al_original = [40, 45, 48, 50];
al_PDT = interp1(y, al_original, v_2, 'pchip', 'extrap');
F_sk_star = 23;
Delta = 0.3*tanh(R_R^(-1)) + 0.1*tanh(R_S^(-1));
F_SK = F_sk_star*(0.65 + Delta);
MS_sk_1 = F_SK/f_sk - 1;
%% Stringers FG
f_CST = -7.96;
n = 2;
P = f_CST * (n * A_ST + t_sk*h);
k_c = 4;
f_c_zero = -(k_c*pi^2*E_c)/(12 * (h^2*(1-nu^2))/(t_sk^2));
A = f_zero/f_c_zero;
B = f_sk/f_CST;
RT = -A/(2*B) + sqrt(A^2/(4*B^2) + 1);
RC = (A * RT)/B;
f_Ccr = f_c_zero * RC;
D = 0.445*(h*t_sk)/(n*A_ST)*RC*sqrt(abs(f_Ccr));
FGfCST = P/(n*A_ST) - 2*D^2 + 2*D*sqrt(D^2 - P/(n*A_ST));
%Calculo de alpha
A_fr = 42;
al = 45*pi/180;
E_sk = E_c;
E_st = 10500;
E_fr = 10500;
e = 1;
i = 0;
emax = 10e-6;
while e > emax
    epsilon_st = 1/E_st *(-(K*f_sk * cot(al))/(A_ST/(h*t_sk) + 0.5 * (1 - K)*RC));
    epsilon_fr = 1/E_fr *(-(K*tan(al)*f_sk)/((A_fr/(t_sk*d) + 0.45*(1-K))));
    epsilon_sk = (f_sk/E_sk) * (((2 * K)/(sin(2 * al))) + (1 - K) * (1 + nu) * sin(2 * al));
    al_new = atan(sqrt((epsilon_sk - epsilon_st)/(epsilon_sk - epsilon_fr)));
    e = abs(al_new - al);
    al = al_new;
end

```

```

e = abs(1 - al_new/al);
al = al_new;
i = i + 1;
end
al_deg = al*180/pi;
FGfSTIDT = -(K * f_sk * cot(al)) / (A_ST / (h*t_sk) + 0.5 * (1-K) * min(RC, RT));
FGf_st = FGfSTIDT + FGfCST;
I_ST = 2911.8;
r_g_ST = sqrt(I_ST/A_ST);
FGF_st = -(pi^2 * E_st * r_g_ST^2) / (d^2);
FGMS_st = FGF_st / FGf_st - 1;
%% Stringers CC
CCfCST = FGfCST;
CCfSTIDT = FGfSTIDT;
A_1 = 14;
A_2 = 22;
A_3 = 30;
A_5 = A_1;
A_4 = A_2;
F_CC_1 = 52.5;
y = [10, 12.5, 18.75, 30, 50];
FCC_original = [70, 60, 45, 32.5, 22.5];
F_CC_2 = interp1(y, FCC_original, A_2/4, 'pchip', 'extrap');
F_CC_3 = interp1(y, FCC_original, A_3/4, 'pchip', 'extrap');
F_CC_4 = F_CC_2;
F_CC_5 = 52.5;
F_CY = 64;
v_3 = F_CY/E_st;
km = 0.0195;
K = 0.85;
MCF_ST = km * F_CY;
CCFCST = -(A_1 * F_CC_1 + A_2 * F_CC_2 + A_4 * F_CC_4 + A_5 * F_CC_5 + A_3 * F_CC_3 * K) / A_ST * MCF_ST;
C_ST = 0.01 * F_CY / (5.88 * sqrt(F_CY/E_st + 0.002));
t_st = 2;
CCFSTIDT = -20.7 * C_ST * K^(2/3) * (t_st/t_sk)^(1/3);
CCMS_ST = 1 / ((CCfCST/CCFCST) + (CCfSTIDT/CCFSTIDT)) - 1;
%% Frames FG
f_Cfr = -11.5;
n = 2;
P = f_Cfr * (n * A_FR + t_sk * h);
k_c = 4;
f_c_zero = -(k_c * pi^2 * E_c) / (12 * (h^2 * (1 - nu^2)) / (t_sk^2));
A = f_zero / f_c_zero;
B = f_sk / f_Cfr;
RT = -A / (2 * B) + sqrt(A^2 / (4 * B^2) + 1);
RC = (A * RT) / B;
f_Ccr = f_c_zero * RC;
D = 0.445 * (h * t_sk) / (n * A_FR) * RC * sqrt(abs(f_Ccr));
FGfCfr = P / (n * A_FR) - 2 * D^2 + 2 * D * sqrt(D^2 - P / (n * A_FR));
FGffrIDT = -(K * f_sk * cot(al)) / (A_FR / (h * t_sk) + 0.5 * (1 - K) * min(RC, RT));
FGf_fr = FGffrIDT + FGfCfr;
I_fr = 356.;
r_g_fr = sqrt(I_fr / A_FR);
FGF_fr = -(pi^2 * E_fr * r_g_fr^2) / (d^2);

```

```
FGMS_fr = FGF_fr/FGf_fr - 1;
%% Frames CC
CCfCFR = -11.5;
K = tanh(0.5*log(f_sk/f_cr));
CCFFRIDT = -(K*f_sk*tan(al))/(A_fr/(d*t_sk)+0.5*(1 - K));
A_1 = 13;
A_2 = 20;
A_3 = 13;
F_CC1 = 55;
F_CC2 = 41.5;
F_CC3 = 55;
K = 0.945;
CCFCFR = -(A_1*F_CC1 + A_3*F_CC3 + A_2 * F_CC2 * K)/(A_fr);
t_fr = 2;
C_fr = 0.01*F_CY/(5.88 * sqrt(F_CY/E_fr + 0.002));
CCFFRIDT = -20.7*C_fr*K^(2/3)*(t_fr/t_sk)^(1/3);
CCMS_FR = 1/((CCfCFR/CCFCFR)+(CCFFRIDT/CCFFRIDT))-1;
```