

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

PROJETO AERODINÂMICO E ESTRUTURAL DE ASA ELÍPTICA PARA UM
PLANADOR MONOPLACE DE COMPETIÇÃO

Gustavo de Carlis Miranda

São Paulo
2017

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

PROJETO AERODINÂMICO E ESTRUTURAL DE ASA ELÍPTICA PARA UM
PLANADOR MONOPLACE DE COMPETIÇÃO

Trabalho de formatura apresentado à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo para
obtenção do título de Graduação em Engenharia

Gustavo de Carlis Miranda

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Massarani

Área de concentração:
Engenharia Mecânica

São Paulo
2017

Catálogo da publicação

de Carlis Miranda, Gustavo

Projeto aerodinâmico e estrutural de asa elíptica para um planador monoplacé de competição / G. de Carlis Miranda – São Paulo, 2017.

89 p.

Trabalho de Formatura – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Planador 2.Asa 3.Estrutura 4.Aerodinâmica I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

DEDICATÓRIA

Pelo apoio incondicional dado a mim e pela valorização e incentivo ao estudo que recebi ao longo de todo o caminho, dedico este trabalho à minha família: Rosa Maria, Nelson e Sabrina.

RESUMO

O presente trabalho trata do projeto de uma asa elíptica para um planador de 15 metros de envergadura (classe standard). O trabalho se insere em um conjunto de trabalhos de formatura realizados desde 2014, cujo objetivo é concluir o projeto preliminar de um planador.

O trabalho se inicia com uma análise e adaptação de metodologias estabelecidas de projeto de aeronaves ao problema específico desta iteração do projeto de asa. Após a constatação que o desenvolvimento de uma asa elíptica seria algo pouco usual na classe de planadores a que o avião se destina, realiza-se uma avaliação dos diferentes formatos de asa utilizados em planadores desta classe para comparação com o formato elíptico. Em seguida o formato da asa é refinado e é feita uma análise aerodinâmica simples com a asa isolada dos demais componentes do planador.

A partir dos resultados obtidos na análise aerodinâmica, a estrutura da asa é dimensionada e são selecionados os materiais que a comporão. Posteriormente, a asa assim definida é modelada em CAD e usa-se o modelo para realizar uma análise estrutural linear estática pelo método dos elementos finitos. O trabalho se conclui com a elaboração de desenhos técnicos da asa projetada.

ABSTRACT

This report concerns the design of an elliptical wing for a sailplane with a 15-meter wingspan for the Standard competition class. It is related to an ongoing series of final projects, whose final objective is to conclude the preliminary project of such a sailplane.

The report begins by analysing and adapting established aircraft design methods to the specific challenges of this iteration of the wing design. After verifying that an elliptical planform would be unusual in this aircraft class, an evaluation of the various wing planforms used in sailplanes of this class is carried out, in order to compare them with the elliptical planform. Afterwards, the planform is fine-tuned and a simple aerodynamic analysis of the wing is carried out, with the wing isolated from the other aircraft components.

The results obtained in the aerodynamic analysis are then used to design the wing structure and choose its materials. Afterwards, the wing so defined is modelled in CAD and this model is used to run a linear static structural analysis by the finite element method. The report concludes by presenting technical drawings of the wing as designed throughout this project.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Disposição das etapas do desenvolvimento de uma aeronave (BARROS, 2001)	6
Figura 2 - Envelope de manobra para planadores. Adaptado de EASA (2003) ..	12
Figura 3 - Estrutura interna da asa atual (GODOY, 2015)	14
Figura 4 - Junção asa-fuselagem atual (GODOY, 2015).....	14
Figura 5 – Schempp-Hirth Discus 2a (CAWSEY, 2012).....	16
Figura 6 – Schempp-Hirth Discus 2b (CAWSEY, 2012).....	17
Figura 7 - Rolladen-Schneider LS-8 (AIRLINERS, 2010).....	17
Figura 8 – Alexander Schleicher ASW 28 (ALEXANDER SCHLEICHER, 2000)	18
Figura 9 - SZD-48 Jantar Standard 2 (AIRLINERS, 2009)	18
Figura 10 - P1 (SCHUBERT, 2016).....	19
Figura 11 - Formatos típicos de asa (adaptado de THOMAS, 1999)	20
Figura 12 - Parâmetros dimensionais da asa (THOMAS, 1999)	21
Figura 13 - Coeficiente de sustentação em função da posição y ao longo da asa	25
Figura 14 – Posição de início do estol em função do ângulo de ataque	26
Figura 15 - Coeficiente de arrasto induzido em função da posição y ao longo da asa.....	27
Figura 16 – Determinação do formato da asa	29
Figura 17 – Asa modelada no XFLR5	29
Figura 18 - Distribuição do coeficiente de sustentação	30
Figura 19 - Distribuição do coeficiente de momento	30
Figura 20 - Distribuição da força cortante	32
Figura 21 - Distribuição do momento fletor	32
Figura 22 - Distribuição do momento torçor	32
Figura 23 - Junção asa-fuselagem do planador HP-24 (HP AIRCRAFT, 2010) ..	39
Figura 24 - Dimensões dos furos da raiz da asa.....	39
Figura 25 - Conexão entre as asas	40
Figura 26 - Vista lateral do prolongamento da longarina.....	40
Figura 27 - Dimensões das longarinas.....	41
Figura 28 - Perspectiva isométrica da asa	41
Figura 29 - Espessura de camadas curadas (HEXCEL, 2013)	45
Figura 30 - Definição de laminados no NASTRAN In-CAD 2016	48

Figura 31 - Asa em cascas e divisão das superfícies sustentadoras em segmentos.....	49
Figura 32 - Malha do extradorso da asa.....	50
Figura 33 - Refinamento de malha ao redor do furo do prolongamento da longarina.....	51
Figura 34 - Vista superior do prolongamento da longarina com refinamento de malha.....	51
Figura 35 - Modelo final no NASTRAN.....	53
Figura 36 - Deslocamento da asa sob a ação dos esforços aerodinâmicos	54
Figura 37 - Rotação da asa ao redor do eixo Z do modelo sob a ação da sustentação	54
Figura 38 - Distribuição de tensões ao longo da raiz da asa.....	55
Figura 39 - Tensões na interface entre a raiz da asa e o prolongamento da longarina.....	55
Figura 40 - Índice de falha no furo do prolongamento da longarina próximo à raiz da asa.....	56
Figura A.1 - Desenho de conjunto da asa em vista isométrica.....	64
Figura A.2 - Desenho em três vistas do perfil de revestimento.....	65
Figura A.3 - Desenho em três vistas da longarina principal.....	66
Figura A.4 - Desenho em três vistas da longarina para apoio dos comandos.....	67
Figura A.5 - Desenho em três vistas da nervura da raiz.....	68
Figura A.6 - Desenho em três vistas do prolongamento da longarina principal...	69

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Requisitos de desempenho do planador (VAN BERGHEM, 2014)	10
Tabela 2 - Requisitos dimensionais do planador (VAN BERGHEM, 2014)	11
Tabela 3 - Fatores de carga para planadores utilitários (EASA, 2009)	12
Tabela 4 - Características da asa atual.....	13
Tabela 5 - Características geométricas e de desempenho de planadores standard (adaptado de VAN BERGHEM, 2014)	16
Tabela 6 - Parâmetros da asa retangular-trapezoidal	21
Tabela 7 - Parâmetros da asa trapezoidal dupla.....	22
Tabela 8 - Parâmetros da asa elíptica.....	23
Tabela 9 - Resultados gerais dos formatos de asa	24
Tabela 10 - Efeito do enflechamento no desempenho da asa (adaptado de ROSKAM, 1986).....	28
Tabela 11 – Forças de reação	31
Tabela 12 - Cálculos da longarina por seção	37
Tabela 13 - Resultados do dimensionamento	38
Tabela 14 – Áreas dos segmentos e forças aplicadas em cada segmento das superfícies sustentadoras da asa	44
Tabela 15 - Propriedades dos materiais utilizados no modelo de elementos finitos	46
Tabela 16 - Espessuras utilizadas na simulação final	57
Tabela B.1 - Características geométricas da asa.....	70
Tabela B.2 - Cálculo dos coeficientes angulares B_n	71
Tabela B.3 - Cálculo dos coeficientes de formato C_{2n}	72
Tabela B.4 - Constantes necessárias para a solução dos coeficientes A_n	73
Tabela B.5 - Solução dos coeficientes A_n	74
Tabela B.6 - Cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto da asa.....	75
Tabela B.7 - Cálculo das distribuições de esforços.....	76

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	1
2.	ETAPAS DO PROJETO	2
3.	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	3
3.1.	Metodologia de projeto	3
3.2.	Conceitos teóricos e de projeto.....	4
3.3.	Projeto do planador.....	5
4.	METODOLOGIA DE PROJETO	6
4.1.	Especificações e requisitos.....	6
4.1.1.	Finalidade da aeronave	6
4.1.2.	Desempenho almejado.....	7
4.1.3.	Características pretendidas.....	7
4.1.4.	Requisitos.....	7
4.2.	Estudos preliminares	7
4.2.1.	Métodos comparativos	7
4.2.2.	Delimitação do protótipo.....	7
4.3.	Anteprojeto.....	8
4.3.1.	Considerações quanto à forma em planta da asa	8
4.3.2.	Estudo de proporções	8
4.4.	Projeto detalhado.....	8
4.4.1.	Cálculos de cargas.....	8
4.4.2.	Dimensionamento estrutural.....	9
4.4.3.	Desenhos detalhados.....	9
5.	APLICAÇÃO DA METODOLOGIA	10
5.1.	Especificações e requisitos.....	10
5.1.1.	Finalidade da aeronave	10

5.1.2.	Desempenho almejado.....	10
5.1.3.	Características pretendidas.....	10
5.1.4.	Requisitos.....	11
5.2.	Estudos preliminares	13
5.2.1.	Métodos comparativos	13
5.2.2.	Delimitação do protótipo.....	27
5.3.	Anteprojeto.....	28
5.3.1.	Considerações sobre o formato em planta da asa.....	28
5.3.2.	Estudo de proporções	33
5.4.	Projeto detalhado.....	42
5.4.1.	Cálculo das cargas aerodinâmicas.....	42
5.4.2.	Dimensionamento estrutural.....	44
5.4.3.	Resultados	53
6.	CONSIDERAÇÕES DA BANCA AVALIADORA.....	58
7.	RESUMO E CONCLUSÃO.....	60
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	62
	APÊNDICE A: DESENHOS TÉCNICOS	65
	ANEXO B: TABELAS PARA O CÁLCULO DA FORÇA DE SUSTENTAÇÃO.....	72

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho de conclusão de curso se insere em um conjunto de trabalhos com o objetivo de projetar um planador de competição de 15 metros de envergadura. Seu escopo é o refinamento da estrutura e da aerodinâmica das asas do planador. Para isso, serão exploradas as vantagens e desvantagens da adoção de um formato elíptico de asa, conforme recomendação do professor Ekkehard Schubert, do Centro de Desenvolvimento de Pequenas Aeronaves do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). O prof. Schubert é responsável pelo desenvolvimento do P1, um planador biplace para instrução primária com esse formato de asa (SCHUBERT, 2016).

A motivação para o desenvolvimento de um planador dentro do âmbito da Escola Politécnica se origina da participação incipiente do Brasil no mercado de voo a vela, com pequena difusão das técnicas de projeto e construção de tais aviões no país. Visando a geração e propagação desse conhecimento, o projeto do planador foi iniciado em 2014 com a definição dos requisitos de desempenho e a execução do projeto conceitual do avião (VAN BERGHEM, 2014).

Usando como referência a metodologia de projeto de aeronaves proposta por Daniel Raymer em seu livro *Aircraft Design: a Conceptual Approach*, tal projeto conceitual foi seguido pelo projeto preliminar da aeronave (RAYMER, 1992), que foi dividido em vários trabalhos realizados no ano de 2015. Este trabalho ainda se enquadra no projeto preliminar, sendo uma revisão e aprofundamento da primeira versão da asa, descrita em GODOY (2015), a partir das conclusões obtidas no trabalho referido e também no trabalho que tratou da aerodinâmica da fuselagem (COSTA, 2015).

O resultado final esperado do trabalho é o desenvolvimento de uma asa com formato elíptico e valores de desempenho compatíveis com planadores já comercializados pertencentes à mesma categoria. Trabalhos seguintes deverão integrar o conjunto aos outros componentes do planador e validar seu desempenho através de testes experimentais.

2. ETAPAS DO PROJETO

Este capítulo fornece o sequenciamento geral das atividades realizadas ao longo do projeto. O objetivo é apresentar de forma concisa as etapas utilizadas no desenvolvimento da asa.

A primeira etapa para a realização deste trabalho é a determinação do ponto de partida do trabalho. Para isso, é feita uma compilação e análise das informações já produzidas sobre o planador, encontradas nos trabalhos citados na seção 2.3, bem como as conclusões, limitações e sugestões de mudança descritas ao final dos trabalhos. A partir dessa análise, os objetivos do trabalho serão esclarecidos e quantificados, de modo a permitir uma validação dos estudos realizados ao término do trabalho.

A segunda etapa se dá pela aplicação de uma metodologia de projeto de aeronaves, embasada em literatura consagrada, ao projeto do planador em questão e, mais especificamente, ao projeto de asa. Esta etapa tem como objetivo elaborar um modelo 3D da asa do planador e de sua junção com a fuselagem, bem como obter informações preliminares sobre seu desempenho e integridade estrutural teóricos, de modo a gerar um desenho mais otimizado que o primeiro projeto da asa, elaborado em GODOY (2015). A seção 4 deste relatório oferece um detalhamento dos procedimentos utilizados.

A etapa final a ser abordada neste relatório é uma análise mais detalhada da integridade estrutural da asa, também seguindo a metodologia citada. Os esforços aerodinâmicos ao longo da asa são calculados de maneira mais precisa e é realizada uma análise estrutural linear estática pelo método dos elementos finitos, utilizando os novos cálculos e o modelo em CAD da asa elaborado na etapa anterior. Após o resultado da análise, podem ser feitas modificações no projeto conforme necessário, e essas mudanças passam por nova análise em um processo iterativo até que os requisitos dimensionais e estruturais sejam atingidos.

3. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Esta seção contém uma breve descrição das principais referências utilizadas no trabalho, cobrindo metodologia de projeto, conceitos teóricos e informações técnicas.

3.1. Metodologia de projeto

A metodologia utilizada neste conjunto de trabalhos é baseada primariamente no método proposto por Daniel Raymer, que divide o projeto de uma aeronave em três grandes partes: projeto conceitual, preliminar e detalhado (RAYMER, 1992).

O objetivo do projeto conceitual é responder às questões básicas de configuração do avião, como tamanho, peso e disposição dos componentes. Por ser o primeiro passo no desenvolvimento da aeronave, é um processo com alto nível de incerteza e geralmente passa por diversas iterações.

Quando a aeronave está suficientemente definida para iniciar o projeto de seus componentes, passa-se à fase do projeto preliminar. No começo desta fase, as áreas da aeronave são separadamente projetadas, analisadas e, por fim, testadas; posteriormente, passa-se à integração dos componentes de modo a estabelecer uma proposta de desenvolvimento. Tal proposta já deve envolver estimativas embasadas do custo de fabricação da aeronave e do tempo de desenvolvimento necessário até seu lançamento.

Se a proposta de desenvolvimento é aprovada, chega-se à fase do projeto detalhado. Nesta fase, são produzidos os desenhos de fabricação das peças definitivas da aeronave, a sequência de fabricação é definida e os testes finais são realizados. A conclusão natural do projeto detalhado é a produção da aeronave.

Com esta divisão de plano de fundo, buscou-se trabalhos que ajudassem a definir e tangibilizar as etapas a serem desenvolvidas neste projeto específico. Para tanto, foi utilizado como referência o trabalho do professor da Universidade Federal de Minas Gerais Cláudio Pinto de Barros, que compreende uma metodologia específica para aeronaves leves subsônicas (BARROS, 2001), construída a partir da proposta de Raymer e de outros manuais de projeto de aeronaves. A metodologia utilizada por Barros se destaca do ponto de vista prático por elencar as diferentes etapas do projeto em uma sequência cronológica.

Este relatório não cobrirá todas as etapas previstas na metodologia, dado que o projeto não tratará de processos como fabricação e ensaios. A seção 4 deste relatório descreve os pontos que serão cobertos dentro da estrutura apresentada.

3.2. Conceitos teóricos e de projeto

A principal referência conceitual para este trabalho é o livro *Fundamentals of Sailplane Design*, de Fred THOMAS et al. (1999). Desenvolvido a partir do trabalho do autor junto ao grupo de extensão de voo a vela (*Akaflieg*) da universidade de Braunschweig, passou a ser amplamente utilizado pelos *Akafliegs* desde então. De modo a servir como base tanto para projetistas como para pilotos iniciantes, o livro aborda predominantemente aspectos de desempenho e comportamento dos planadores, dedicando-se à aerodinâmica e ao controle da aeronave. Também há documentação de dados de uma série de planadores em diversas categorias, fornecendo uma base sólida de comparação para os resultados obtidos no trabalho.

Os capítulos mais relevantes do livro para o desenvolvimento deste trabalho dizem respeito aos procedimentos para o projeto da asa. Os parâmetros relevantes da asa são descritos e o efeito de cada um na eficiência da asa e no desempenho da aeronave é avaliado; além de considerações de projeto, o livro também apresenta modelos simplificados para a otimização dos parâmetros da asa de acordo com as especificações desejadas para o planador.

Entretanto, o livro é relativamente sucinto e focado nas particularidades de planadores, sendo necessário buscar referências mais abrangentes referentes aos procedimentos do projeto de asa. Para isso, foram consultados os livros *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, de Egbert TORENBEEK (1982), *Airplane Design – Part III*, de Jan ROSKAM (1986) e *Analysis and Design of Airplane Structures*, de Elmer BRUHN (1952). Estes manuais de projeto fornecem maiores detalhes sobre os parâmetros geométricos e aerodinâmicos da asa, bem como seus efeitos na eficiência aerodinâmica, massa e rigidez estrutural da asa. Embora os livros abordem aeronaves leves e de baixa velocidade, há poucas informações sobre planadores, sendo necessária a consulta do livro especializado de Thomas.

Para o projeto da estrutura da asa, a referência utilizada é o livro *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden* (em tradução livre: “Projetar com compósitos de fibra de vidro”), de Helmut SCHÜRMANN (2007). Este livro explora de maneira elaborada o

projeto de estruturas de fibra de vidro, apresentando ampla documentação para seleção do compósito adequado, modelos para cálculo das tensões atuantes na estrutura e dos modos de falha, além de estudos sobre elementos de fixação para tais estruturas e sobre o comportamento da fibra de vidro ao longo do ciclo de vida da estrutura.

3.3. Projeto do planador

O projeto do planador em questão iniciou-se ainda em 2014. Desde então, seis trabalhos cobrindo diferentes etapas do projeto e componentes do avião foram publicados, sendo eles:

- Projeto conceitual aerodinâmico – Yuri van Berghem, 2014
- Estrutura da asa – Rodrigo Godoy, 2015
- Superfícies de controle – Hugo Iwata, 2015
- Aerodinâmica da fuselagem – Rui Costa, 2015
- Estrutura da fuselagem e cabine – Jonathan Formigari, 2015
- Célula de sobrevivência – Lucas Farnetane, 2015

Este trabalho baseia-se, naturalmente, nos projetos conceitual e da estrutura da asa; entretanto, a interação entre asa e fuselagem faz com que conceitos dos trabalhos referentes à fuselagem também sejam utilizados. O trabalho de Costa, em particular, define parâmetros gerais importantes da aeronave, como a massa esperada, a posição da asa e a posição do centro de gravidade do planador.

Adicionalmente, também foi utilizada a especificação técnica do planador P1 do prof. Schubert como referência construtiva, principalmente com respeito ao enflechamento da asa e ao projeto de sua estrutura (SCHUBERT, 2016).

4. METODOLOGIA DE PROJETO

Neste item serão descritos os passos da metodologia seguida durante o trabalho, apresentada de forma geral na seção 3.1 e baseada no trabalho elaborado por BARROS (2001). Tal trabalho compreende todo o processo de desenvolvimento de uma aeronave leve, como mostrado na Figura 1; entretanto, apenas as partes da metodologia que dizem respeito ao desenvolvimento da asa da aeronave serão cobertas neste item.

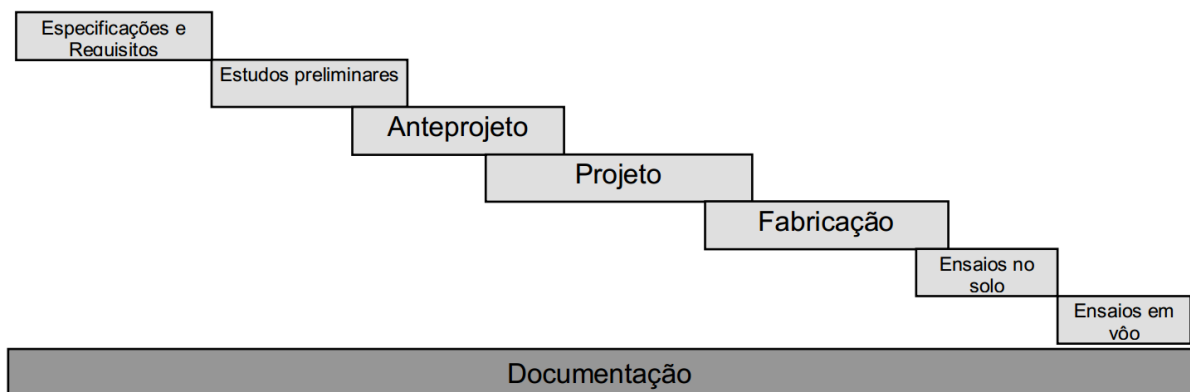


Figura 1 - Disposição das etapas do desenvolvimento de uma aeronave (BARROS, 2001)

A descrição apresentada tem como objetivo expor o sequenciamento lógico utilizado no desenvolvimento da asa e os objetivos de cada passo, sem entrar nas minúcias da implementação de cada passo, que podem ser encontradas na literatura de referência.

4.1. Especificações e requisitos

A etapa de especificações e requisitos consiste, como o nome indica, da definição do tipo de aeronave a ser projetado e quais características devem ser atendidas por ela. É uma preparação anterior ao projeto conceitual como descrito por Raymer.

4.1.1. Finalidade da aeronave

Nesta etapa é definida qual será a utilização típica da aeronave (instrução, acrobacias ou transporte) e a infraestrutura necessária para a operação, isto é, o tipo de pista para pouso e decolagem.

4.1.2. Desempenho almejado

Aqui são definidos parâmetros como razão de planeio e velocidades máxima, de estol e de pouso, entre outros, com base na finalidade e classe da aeronave.

4.1.3. Características pretendidas

Neste item são elencados de maneira geral objetivos a que a aeronave deve atender, como complexidade construtiva, alcance/autonomia, qualidades de voo, exigências de manutenção e manuseio, entre outros.

4.1.4. Requisitos

Aqui são levantados os requisitos legais que a aeronave deve atender para homologação, o que geralmente é realizado a partir de normas técnicas apropriadas.

4.2. Estudos preliminares

Correspondendo ao projeto conceitual definido por Raymer, nesta fase são delimitados parâmetros básicos da aeronave a ser projetada a partir da análise de aeronaves similares e definições qualitativas, de modo a permitir uma compreensão dos desafios para as próximas etapas de projeto.

4.2.1. Métodos comparativos

Aqui são analisados dados relevantes de aeronaves existentes que sejam similares à que está sendo projetada, fornecendo dados para comparação com o conceito pretendido. A apresentação destes dados pode se dar na forma de tabelas ou gráficos, quando quantitativos, ou por desenhos e imagens no caso de observações ainda qualitativas, como posicionamento de componentes.

4.2.2. Delimitação do protótipo

Nesta etapa são definidas as características geométricas iniciais do planador. A configuração externa da aeronave, isto é, a forma e o posicionamento dos componentes externos à fuselagem, é definida qualitativamente, e são feitas estimativas preliminares de dimensões da aeronave com base nos dados obtidos através dos métodos comparativos.

4.3. Anteprojeto

Na etapa de anteprojeto, a geometria da aeronave toma sua primeira proporção quantitativa. Considerando o desenvolvimento de toda a aeronave, aqui são avaliados desde parâmetros de asa (forma em planta, perfis, características de estol) até estimativas de estabilidade, passando por estimativas de massa e estudo das proporções gerais. Neste trabalho, o anteprojeto cobrirá apenas as etapas relacionadas à asa.

4.3.1. Considerações quanto à forma em planta da asa

Deve-se fazer um estudo preliminar sobre o comportamento da asa quanto às características de estol, à eficiência estrutural, à facilidade construtiva e ao alojamento dos sistemas a serem abrigados na asa.

4.3.2. Estudo de proporções

Uma etapa não especificada na referência, embora necessária de modo a evoluir o esboço inicial até um modelo para análises mais detalhadas, é uma estimativa preliminar das cargas aerodinâmicas a que a asa será submetida, de modo a selecionar os materiais e determinar as espessuras necessárias para que a asa cumpra os requisitos determinados.

4.4. Projeto detalhado

A etapa de projeto detalhado é a mais complexa do desenvolvimento da aeronave, envolvendo cálculos refinados de cargas, desempenho, estabilidade e dimensionamento estrutural, bem como a geração de desenhos para orientar a posterior etapa de fabricação. Neste relatório, serão observadas as etapas referentes à estrutura da asa, além da geração dos desenhos do modelo como resultado final deste trabalho.

4.4.1. Cálculos de cargas

São calculadas as cargas aerodinâmicas incidentes na asa sob as condições limites de uso da aeronave, conforme determinado na etapa de especificações e requisitos. Os métodos utilizados para a realização do cálculo dependem em grande maneira da forma em planta da asa; por exemplo, o conhecido método de linha de sustentação limita-se a plantas trapezoidais.

4.4.2. Dimensionamento estrutural

A análise e dimensionamento da estrutura proposta para a asa será feita com a ajuda de um método computacional por elementos finitos, no qual devem ser levadas em conta, além das cargas calculadas, as características geométricas e de materiais determinadas no anteprojeto.

4.4.3. Desenhos detalhados

Utilizando os resultados obtidos no dimensionamento estrutural, são gerados desenhos de referência da asa para as etapas subsequentes. Estes desenhos podem ser vistas gerais, de conjunto, subconjunto ou de peças individuais, conforme necessário.

5. APLICAÇÃO DA METODOLOGIA

A metodologia descrita no capítulo 4 é aqui aplicada, com vistas ao desenvolvimento do projeto da asa. Ressaltando o caráter altamente iterativo do projeto de aeronaves, este trabalho envolveu várias iterações dos passos descritos e, em si, consiste em uma iteração do projeto da asa do planador em questão.

5.1. Especificações e requisitos

5.1.1. Finalidade da aeronave

A aeronave para a qual a asa será projetada é um planador leve, monoposto, apto a competir na categoria standard, que engloba aeronaves com 15 m de envergadura e asas desprovidas de flaps. Pretende-se que seja um planador iniciante, para que o piloto amador possa realizar seus primeiros voos sem a presença de um instrutor a bordo.

5.1.2. Desempenho almejado

O trabalho de VAN BERGHEM (2014) determinou as primeiras especificações e requisitos desta aeronave. Embora estes valores possam sofrer leves alterações, são um ponto de partida sólido para o projeto. A Tabela 1 lista os requisitos de desempenho relevantes para o projeto da asa.

Tabela 1 - Requisitos de desempenho do planador (VAN BERGHEM, 2014)

Parâmetro	Valor
Velocidade de estol	15 a 18 m/s
Razão de planeio	45 a 55
Velocidade máxima	78 m/s
Velocidade para pouso	25 m/s

5.1.3. Características pretendidas

Tendo em vista a classe e finalidade do planador, a asa a ser projetada deve, além de atender aos requisitos dimensionais listados na Tabela 2, ser de construção e materiais relativamente simples de modo a permitir a construção em pequena escala a um custo acessível. A asa deve também ter desempenho compatível com os planadores de mesma classe existentes no mercado.

Tabela 2 - Requisitos dimensionais do planador (VAN BERGHEM, 2014)

Parâmetro	Valor
Envergadura	15 m
Razão de aspecto	20 a 25
Corda da asa	0,60 a 0,75 m
Massa do avião vazio	200 a 230 kg
Massa máxima do avião	550 kg

5.1.4. Requisitos

Será adotada como referência de requisitos legais para certificação e homologação da aeronave a norma CS-22 da Agência Europeia de Segurança de Aviação (EASA – *European Aviation Safety Agency*). Esta norma detalha as especificações necessárias para a certificação de planadores em mercados europeus, sendo amplamente adotada pelos modelos já existentes.

A principal característica ditada pela norma que influencia o projeto da asa é o envelope de manobra. Este envelope indica os fatores de carga a que o planador está sujeito durante sua operação e é mostrado na Figura 2.

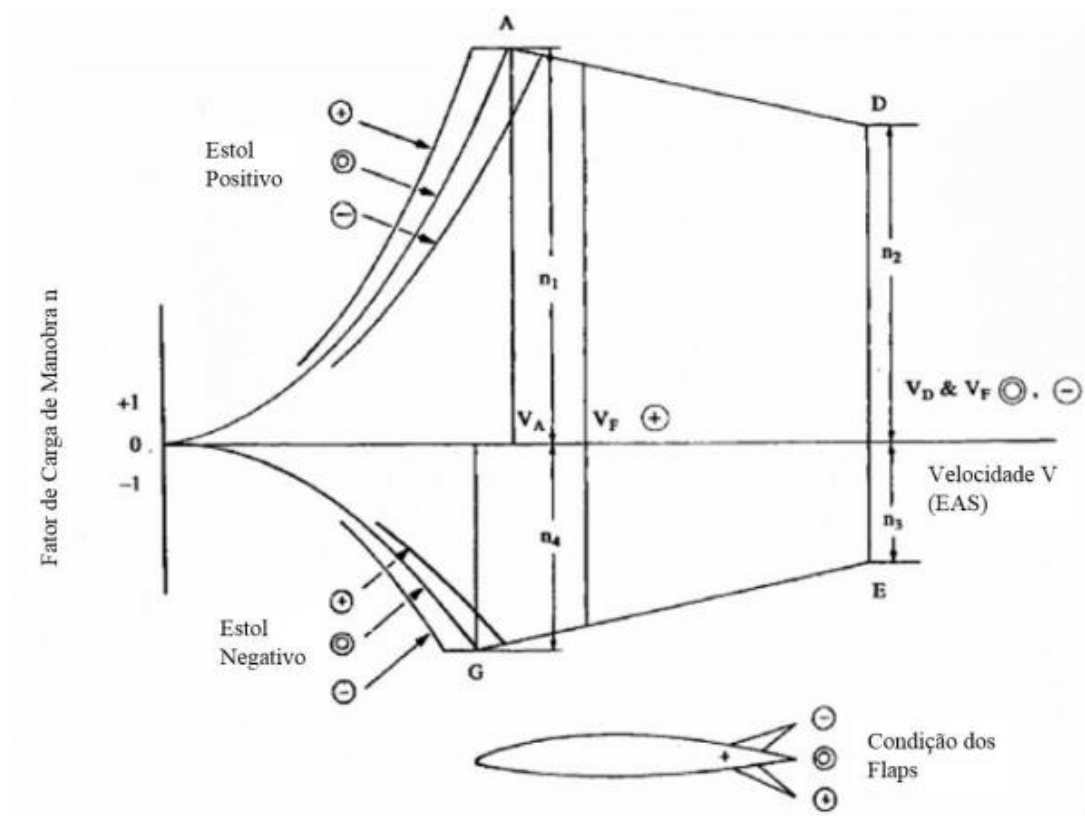


Figura 2 - Envelope de manobra para planadores. Adaptado de EASA (2003)

Os fatores de carga n_1 a n_4 exibidos na figura são definidos na norma conforme mostra a Tabela 3, com P representando o peso do avião em voo.

Tabela 3 - Fatores de carga para planadores utilitários (EASA, 2009)

Fator de carga	Valor
n_1	$5,3P$
n_2	$4,0P$
n_3	$-1,5P$
n_4	$-2,65P$

O fator de carga utilizado para o projeto da estrutura é o n_1 , atingido na velocidade V_a do envelope de manobra, definida pela equação (1):

$$V_a = V_{s1} \sqrt{n_1} \quad (1)$$

Em que V_{s1} é a velocidade de estol especificada para a aeronave com a massa máxima permitida, flaps (se existentes) na posição neutra e freios aerodinâmicos recolhidos.

5.2. Estudos preliminares

5.2.1. Métodos comparativos

Foram adotados três tipos de métodos comparativos para embasar as etapas seguintes do projeto: primeiramente foi realizada uma análise da asa anterior projetada e as mudanças sugeridas em tal projeto; em seguida, retomou-se a tabela comparativa utilizada no projeto conceitual para avaliar os planadores pertencentes à classe standard; finalmente, realizou-se uma comparação das diferentes formas em planta de asa adotadas por esses planadores.

5.2.1.1. Projeto atual e mudanças sugeridas

A asa atual do planador foi projetada no trabalho de GODOY (2015), à exceção da seleção do aerofólio, descrita em VAN BERGHEM (2014). Tendo em vista os requisitos delineados no projeto conceitual de facilidade de construção e materiais acessíveis, não foi possível projetar uma asa que satisfizesse simultaneamente tais requisitos e os requisitos de desempenho apontados no projeto conceitual. As características da asa são apresentadas na Tabela 4.

Tabela 4 - Características da asa atual

Parâmetro	Valor
Área da asa	14,625 m ²
Corda média aerodinâmica	0,98 m
Razão de aspecto	15,38
Ângulo de diedro	3°
Enflechamento	-0,48°
Aerofólio	SM701
Coeficiente máximo de sustentação ($C_{l_{max}}$)	1,53
Coeficiente máximo de momento ($C_{m_{max}}$)	-0,2
Fator de carga máximo (norma CS-22)	5,3P
Velocidade máxima de manobra (V_a)	44,84 m/s
Velocidade de estol com peso máximo (V_{s1})	19,48 m/s

Estruturalmente, a asa atual mantém sua forma por meio de uma longarina em caixão em seu interior. A longarina é retilínea, com largura constante e posicionada

perpendicularmente ao plano longitudinal do planador, de modo que as longarinas de ambas as asas se conectem quando as asas estiverem montadas na fuselagem. O modelo da estrutura interna da asa é mostrado na Figura 3 (GODOY, 2015).

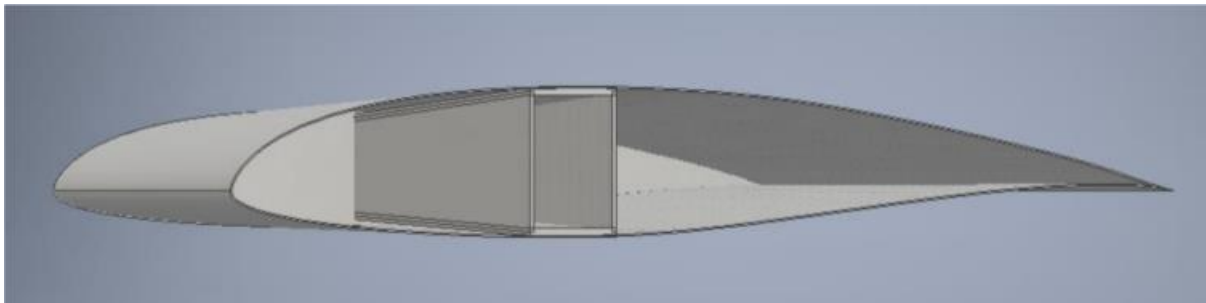


Figura 3 - Estrutura interna da asa atual (GODOY, 2015)

A junção asa-fuselagem foi projetada de modo a não transmitir o alto momento fletor da longarina à fuselagem, o que causaria altas tensões na junção e exigiria a utilização de grande quantidade de material. Sendo assim, os pontos de conexão da raiz da asa com a fuselagem apresentam rótulas esféricas, enquanto as longarinas são conectadas entre si por prolongamentos que avançam por dentro da fuselagem, sendo esta fixação projetada para suportar o momento fletor. O modelo da junção é mostrado na Figura 4 (GODOY, 2015).

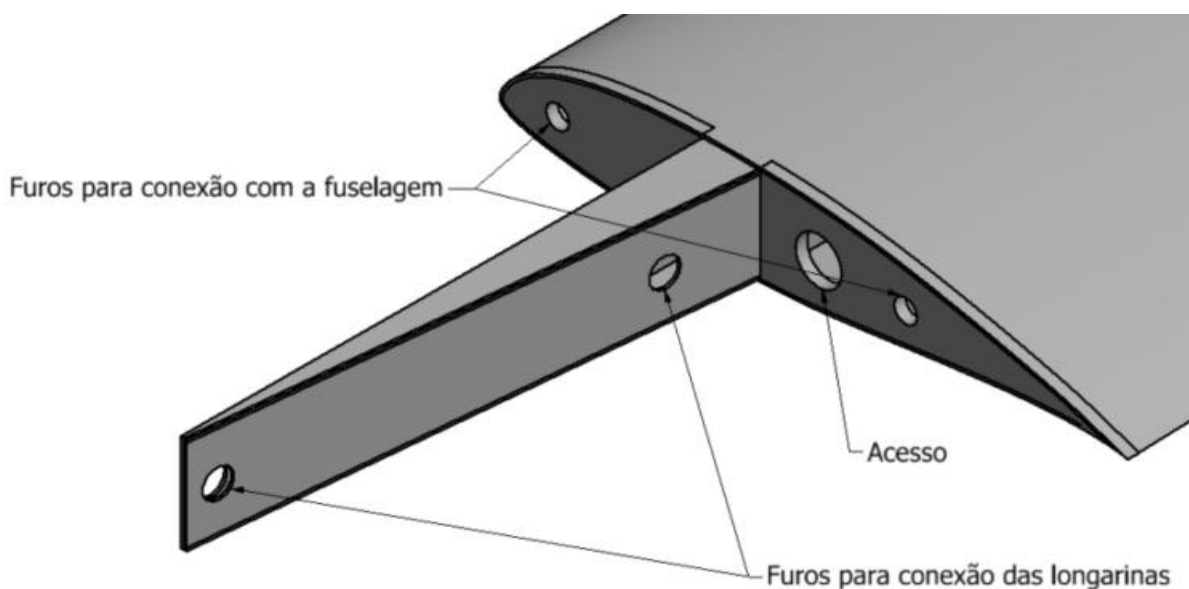


Figura 4 - Junção asa-fuselagem atual (GODOY, 2015)

A asa deve ser construída predominantemente com fibra de vidro, sendo que foi selecionado o tipo E bidirecional para o revestimento (extradorso e intradorso) e para as almas da longarina, com cada camada do laminado tendo 0,2 mm. Para as

mesas da longarina, que exigiram material mais resistente, foi escolhida a fibra do tipo S2 unidirecional, com espessura do laminado de 0,7 mm. Por fim, a raiz da asa foi projetada com alumínio 7075 T6 devido à necessidade de fixação das rótulas esféricas.

Em conformidade com a motivação inicial do projeto, de desenvolver no Brasil técnicas de projeto e construção de aviões a vela, foi sugerido que se alterasse a classe de competição do planador, da classe 15m para a classe standard. A principal diferença entre as duas classes é a complexidade das asas: na standard, não são permitidos flaps ou outros dispositivos que proporcionam aumento da sustentação do avião.

Esta decisão simplifica o projeto do avião como um todo, mas põe maior ênfase na eficiência aerodinâmica do perfil de asa, pois o modelo apresentado ainda está aquém do desempenho apresentado por planadores 15m ou standard. Dessa maneira, foi sugerido que uma asa elíptica ou aproximadamente elíptica pode garantir a sustentação requerida pelo avião com uma menor área de asa.

Visando à integração com o restante dos componentes do avião, a asa deve idealmente apresentar uma segunda longarina próxima ao bordo de fuga, de modo a acomodar os comandos. Outras mudanças nos aspectos construtivos da asa referem-se aos materiais utilizados: o uso de alumínio na raiz da asa pode causar dificuldades de construção e manutenção, sendo assim recomendado o uso exclusivo de materiais compósitos. Adicionalmente, para contabilizar a degradação da fibra de vidro durante o ciclo de vida do avião, sugeriu-se a elevação do fator de segurança utilizado nos cálculos dimensionais.

5.2.1.2. Tabela e vistas comparativas

A Tabela 5 retoma a tabela comparativa elaborada no início do projeto conceitual (VAN BERGHEM, 2014), destacando os planadores da classe standard com envergadura de 15 metros.

Tabela 5 - Características geométricas e de desempenho de planadores standard (adaptado de VAN BERGHEM, 2014)

Aeronave	Área da asa (m ²)	Razão de aspecto	Carga alar (kg/m ²)		Velocidade máxima (m/s)	Vel. para melhor planeio (m/s)	Razão de planeio máxima
			Mín.	Máx.			
Discus 2a	10,16	22,2	30,5	51,7	75	20,8	n/d
Discus 2b	10,16	22,2	30,5	51,7	69,4	22,2	42
LS-8	10,5	21,4	31,9	50,0	77,8	n/d	n/d
ASW-28	10,5	21,43	29,0	50,0	79,2	n/d	45
Std. Jantar 2	10,66	21,1	n/d	50,6	n/d	n/d	40

Adicionalmente, a forma em planta de asa dos planadores listados foi analisada, conforme mostrado na série seguinte de figuras. Foi incluído também o planador P1 construído pelo professor Ekkehard Schubert, como mencionado na introdução deste relatório.



Figura 5 – Schempp-Hirth Discus 2a (CAWSEY, 2012)



Figura 6 – Schempp-Hirth Discus 2b (CAWSEY, 2012)



Figura 7 - Rolladen-Schneider LS-8 (AIRLINERS, 2010)

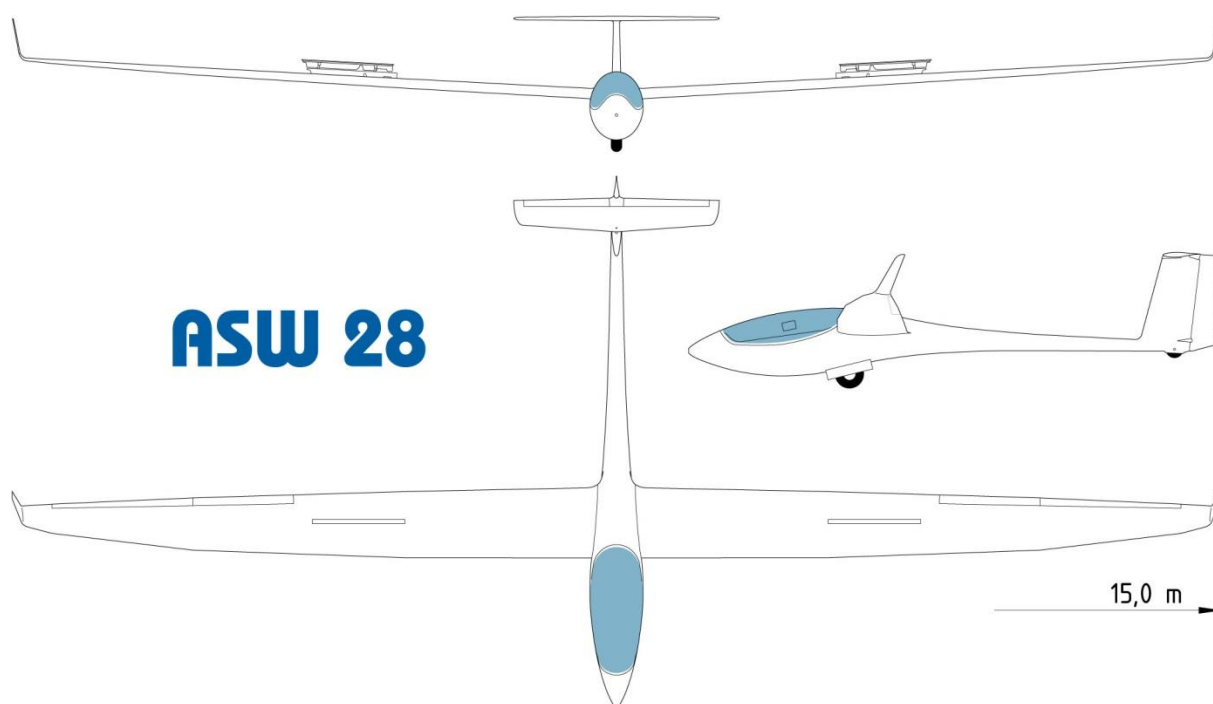


Figura 8 – Alexander Schleicher ASW 28 (ALEXANDER SCHLEICHER, 2000)



Figura 9 - SZD-48 Jantar Standard 2 (AIRLINERS, 2009)

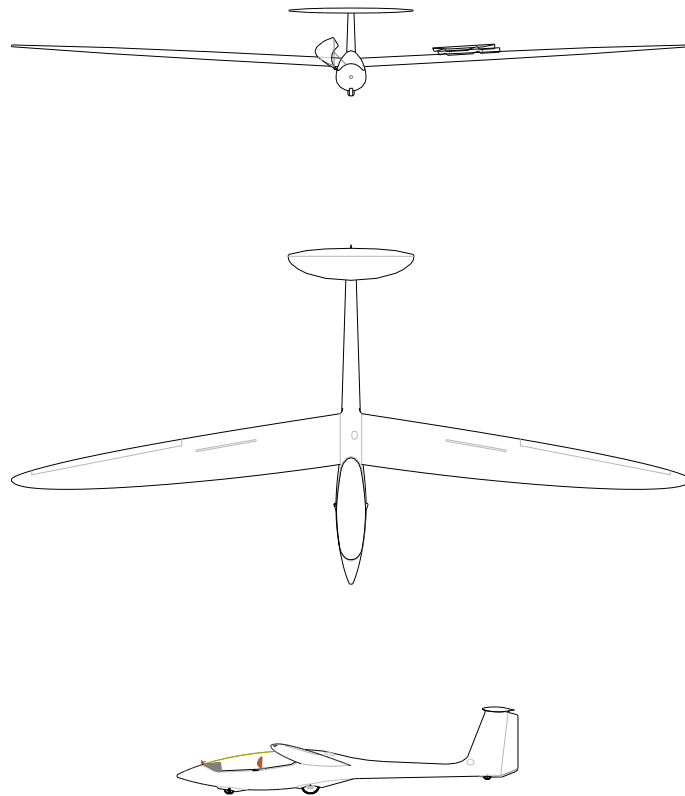


Figura 10 - P1 (SCHUBERT, 2016)

É possível notar uma preferência pelo formato trapezoidal, com todas as aeronaves exceto o P1 adotando esta configuração. O Jantar 2 tem a asa mais simples dentre as analisadas, sendo trapezoidal sem afilamento na ponta de asa ou *winglets*, seguida da asa retangular-trapezoidal com *winglets* do LS-8. O Discus 2b utiliza uma asa trapezoidal dupla (com dois níveis de afilamento), enquanto o Discus 2a e o ASW-28 têm uma configuração trapezoidal tripla com *winglets*. A asa do P1 é radicalmente diferente, com um formato elíptico, enflechamento de -8° (*forward sweep*) ao longo da envergadura e afilamento na ponta de asa.

Deste modo, é possível concluir que o projeto de uma asa elíptica para um planador standard tem diferenças significativas para o estado da arte atual, e provavelmente irá requerer iterações posteriores ao processo documentado neste relatório.

5.2.1.3. Comparação dos formatos de asa

A primeira medida tomada para melhorar a eficiência aerodinâmica da asa é o estudo do efeito de uma mudança do formato retangular para elíptico. O objetivo é que a razão de aspecto da asa seja aumentada para um valor em torno de 20 para diminuir o arrasto por ela gerado, sem que isso comprometa a sustentação gerada

pela asa nem proporcione um aumento demasiado das cargas aerodinâmicas que atuam sobre ela. A comparação a ser realizada tem como objetivo identificar as desvantagens do formato elíptico para que sejam corrigidas através de melhoramentos no projeto. Deve-se, entretanto, notar que uma distribuição elíptica de carregamentos não requer um formato em planta elíptico: asas trapezoidais podem atingir distribuições igualmente adequadas utilizando recursos de projeto como torção geométrica e aerodinâmica.

Possíveis formatos

Há cinco formatos principais utilizados em asas de planadores: retangular, trapezoidal, retangular-trapezoidal, trapezoidal dupla e elíptica, como ilustrado na Figura 11 (THOMAS, 1999).

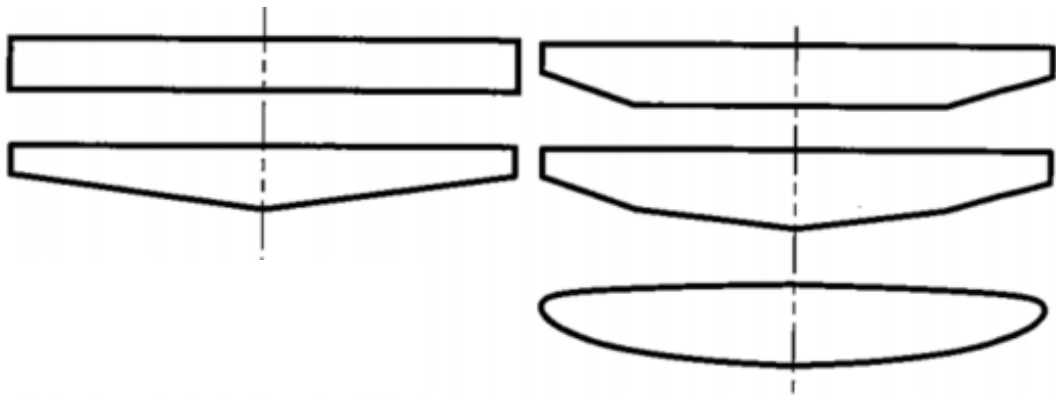


Figura 11 - Formatos típicos de asa (adaptado de THOMAS, 1999)

Asas retangulares e trapezoidais costumam ter suas características dimensionais expressas através de dois parâmetros principais: a razão de aspecto e a razão de afilamento, definidas respectivamente pelas equações (2) e (3):

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3)$$

Em que b é a envergadura, S é a área plana da asa, c_t é a corda na ponta da asa e c_r a corda na raiz da asa, conforme ilustrado na Figura 12 (THOMAS, 1999). A figura ainda mostra parâmetros específicos para asas trapezoidais duplas e

retangular-trapezoidais: c_k é a corda no ponto de mudança (ou início) de afilamento e y_k é o ponto a partir da raiz da asa em que ocorre a mudança de afilamento.

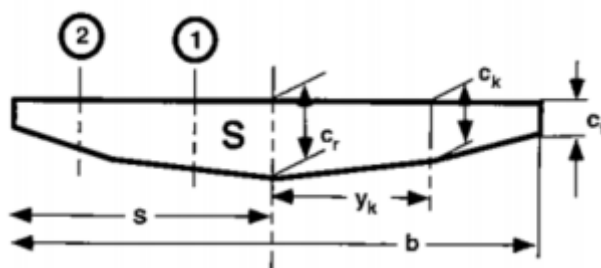


Figura 12 - Parâmetros dimensionais da asa (THOMAS, 1999)

Para os fins desta avaliação, foram definidas uma asa trapezoidal-retangular e uma trapezoidal dupla com os mesmos ângulos de diedro e enflechamento da asa atual, que também foi avaliada para fins de comparação. As especificações destas duas asas são apresentadas na Tabela 6 e Tabela 7.

Tabela 6 - Parâmetros da asa retangular-trapezoidal

Parâmetro	Valor
b	14,98 m (projetado)
c_t	0,85 m
c_k	0,85 m
c_r	0,65 m
y_k	5,0 m
S	12,25 m ²
AR	18,37
λ	1,308
Corda média aerodinâmica	0,821 m

Tabela 7 - Parâmetros da asa trapezoidal dupla

Parâmetro	Valor
b	14,98 m (projetado)
c_t	0,85 m
c_k	0,75 m
c_r	0,65 m
y_k	5,0 m
S	11,50 m ²
AR	19,57
λ	1,308
Corda média aerodinâmica	0,771 m

Além das asas trapezoidais, será avaliado também um modelo de asa elíptica. Tal formato apresenta *downwash* constante ao longo da asa, tendo a melhor eficiência aerodinâmica teórica entre todos os formatos de asa. Entretanto, essa distribuição uniforme faz com que o coeficiente de sustentação máximo, condição limite para o estol, seja atingido simultaneamente em todo o comprimento da asa, o que pode dificultar a pilotagem do planador.

A corda da asa elíptica modelada varia com seu comprimento de acordo com a equação da elipse:

$$c = c_r * \sqrt{1 - \frac{y^2}{\left(\frac{b+1}{2}\right)^2}}, \quad 0 \leq y \leq \frac{b-1}{2} \quad (3)$$

com c_r igual a 0,9 m e b igual a 15 m. O valor de c_r foi escolhido por gerar uma asa com corda média aerodinâmica equivalente à corda da asa trapezoidal dupla. Os dados gerais da asa são mostrados na Tabela 8.

Tabela 8 - Parâmetros da asa elíptica

Parâmetro	Valor
S	10,52 m ²
AR	21,39
λ	18,00
Corda média aerodinâmica	0,757 m

Método de avaliação

Os formatos descritos na seção 5.1 foram modelados no *software* XFLR5 (versão 6.10.03), para que fosse realizada uma análise de sua sustentação e arrasto. O modelo contém apenas a asa a ser avaliada e uma massa pontual posicionada no centro de gravidade do planador, que fica aproximadamente 120 mm à frente da asa com um piloto de 90 kg (COSTA, 2015). O método computacional utilizado para a análise foi o VLM2, uma evolução do *Vortex Lattice Method* utilizado para asas finas, e o escoamento foi modelado como invíscido e incompressível.

A avaliação dos formatos se dará pela análise da velocidade de estol obtida para cada um, bem como a posição de início do estol ao longo da asa. A eficiência aerodinâmica será um critério secundário, visto que os planadores da classe standard têm um foco maior na facilidade de pilotagem e não no máximo desempenho. É importante que o perfil escolhido proporcione o início do estol próximo à raiz da asa e que o estol ocorra de maneira gradual, para que o piloto consiga perceber a perda de sustentação e tenha tempo hábil de executar uma manobra corretiva.

O ângulo máximo de ataque de cada modelo de asa corresponde ao ângulo no qual o C_L máximo do aerofólio foi atingido; para o aerofólio SM701, este valor máximo é de aproximadamente 1,53. (STEEN et al., 1992). Este ângulo pode ser obtido facilmente através do software, pois é o último ponto de operação (*operating point*) para o qual o programa consegue fornecer um conjunto de dados; ângulos maiores geram mensagens de erro alertando que o valor de C_l se encontra fora do envelope de manobras.

Determinado o ângulo máximo de ataque, faz-se uma análise do escoamento com sustentação fixa para a asa nesse ângulo, obtendo-se os coeficientes

aerodinâmicos ao longo da envergadura e a velocidade do avião correspondente ao valor definido de sustentação.

Resultados

A Tabela 9 compara os resultados gerais obtidos pelas quatro asas avaliadas. Pode-se notar que o aumento da razão de aspecto ocasiona aumento considerável da velocidade de estol e da carga média aerodinâmica na asa; a asa elíptica destaca-se no valor de eficiência aerodinâmica. A eficiência é avaliada pelo fator de Oswald e_0 , que se relaciona com o arrasto na aeronave pela seguinte expressão:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR} \quad (2)$$

Em que C_D é o coeficiente global de arrasto, C_{D_0} é o coeficiente de arrasto em sustentação zero, C_L é o coeficiente de sustentação global e AR é a razão de aspecto da asa.

Tabela 9 - Resultados gerais dos formatos de asa

Propriedade	Trapezoidal	Ret.-trap.	Trap. dupla	Elíptica
α máximo	11,5°	11,5°	11,5°	10,5°
C_L médio	1,489	1,481	1,492	1,436
Vel. de estol	19,17 m/s	21,01 m/s	21,60 m/s	23,03 m/s
Carga aerodinâmica	34,24 kg/m ²	40,87 kg/m ²	43,54 kg/m ²	47,61 kg/m ²
Eficiência	0,968	0,953	0,961	1,017

Na Figura 13, pode-se perceber o comportamento bastante distinto da asa elíptica com respeito ao coeficiente de sustentação: o C_L se mantém praticamente constante ao longo de toda a envergadura da asa, enquanto nas asas trapezoidais ele tende a zero nas pontas.

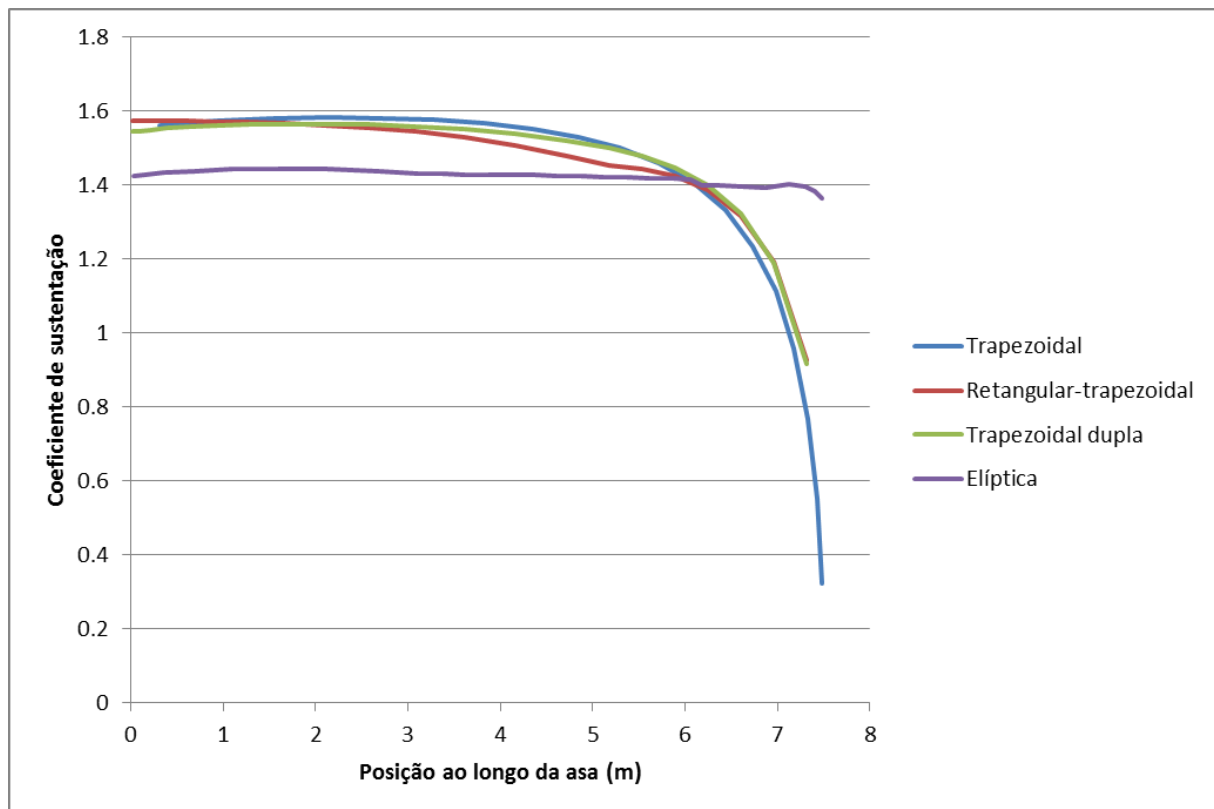


Figura 13 - Coeficiente de sustentação em função da posição y ao longo da asa

Entretanto, as características pouco amigáveis da asa elíptica na condição de estol ficam evidentes na Figura 14, que mostra a posição de início do estol em função do ângulo de ataque da asa. Enquanto as asas trapezoidais estolam de maneira gradual a partir da raiz da asa para ângulos acima dos 12° , a elíptica começa a estolar na ponta com um ângulo de ataque de 11° ; com $12,5^\circ$, o estol é completo. O início na ponta move o centro de sustentação para frente, causando um movimento repentino de arfagem e piorando o estol. Como o planador a ser desenvolvido tem como público-alvo pilotos iniciantes, será necessário incluir no projeto da asa medidas para mitigar esse comportamento.

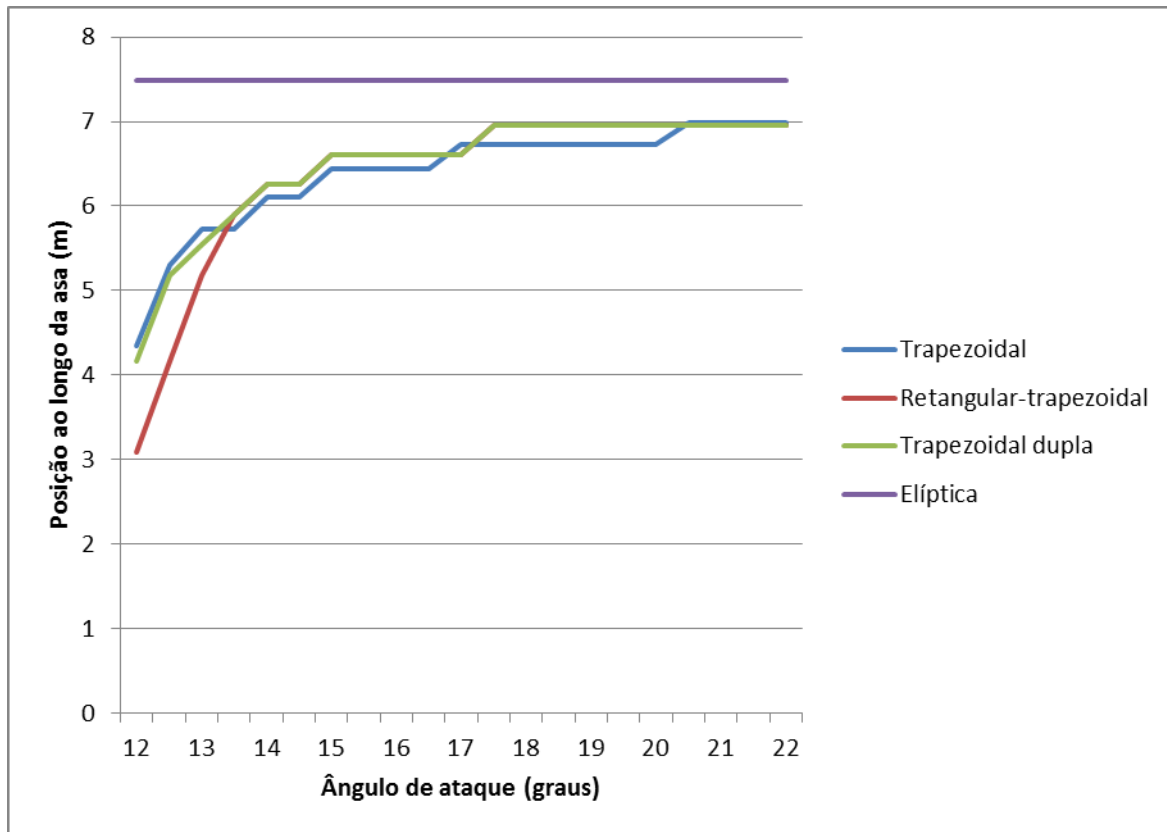


Figura 14 – Posição de início do estol em função do ângulo de ataque

A vantagem do aumento significativo da razão de aspecto das asas sugeridas com relação à atual se mostra na Figura 15, que ilustra a variação do coeficiente de arrasto induzido ao longo do comprimento da asa. O formato trapezoidal duplo apresenta uma distribuição do C_d muito semelhante à distribuição da asa atual, porém com valores mais reduzidos, enquanto a curva do formato retangular-trapezoidal mostra uma inflexão no início do afilamento. A asa elíptica mostrou um bom comportamento quanto ao arrasto, com a queda drástica a partir dos 7 metros se devendo à diminuição acentuada da corda.

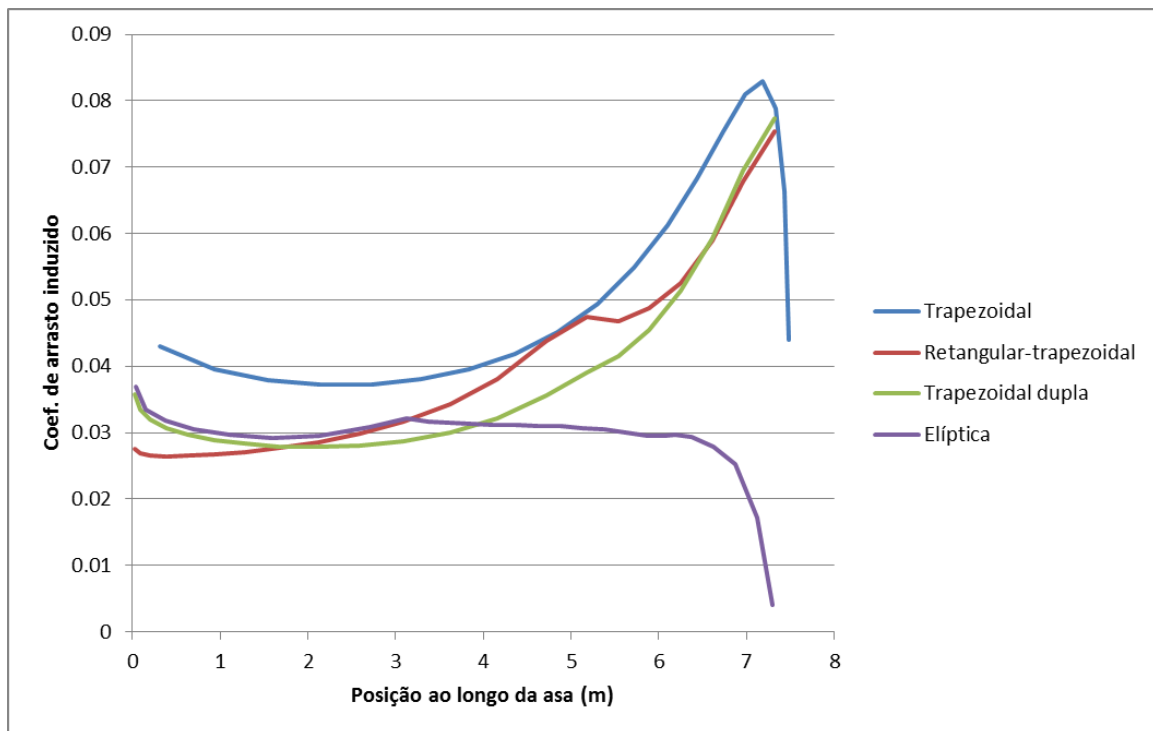


Figura 15 - Coeficiente de arrasto induzido em função da posição y ao longo da asa

Tendo em vista os resultados obtidos, pode-se perceber que a asa elíptica se destaca em relação às trapezoidais na sua eficiência aerodinâmica, que está ligada ao seu baixo coeficiente de arrasto induzido. Entretanto, medidas de projeto devem ser tomadas para melhorar o comportamento em manobras e tornar o avião mais amigável a pilotos iniciantes.

5.2.2. Delimitação do protótipo

As asas serão montadas em uma região médio-alta do planador, atrás do *cockpit* (COSTA, 2015). De modo a melhorar as características indesejadas do formato elíptico, foram feitas algumas alterações no projeto da asa.

Dadas as características indesejadas de estol observadas no formato elíptico, é necessário buscar alternativas para mitigar este comportamento, sendo uma delas o enflechamento. A Tabela 10, adaptada de ROSKAM (1986), mostra a influência do enflechamento no comportamento da asa em estol.

Tabela 10 - Efeito do enflechamento no desempenho da asa (adaptado de ROSKAM, 1986)

Característica	Para frente	Sem enflechamento	Para trás
Inclinação da curva de sustentação	Baixa	Alta	Baixa
Ângulo de arfagem em cruzeiro	Alto	Baixo	Alto
Comportamento em turbulência	Bom	Fraco	Bom
Comportamento em estol assimétrico	O melhor	Bom	Fraco
Controle lateral em estol	O melhor	Bom	Fraco
Arrasto de compressibilidade	Baixo	Alto	Baixo
Peso da asa	Mais alto	Baixo	Alto

Observando a tabela, pode-se concluir que a melhor opção é projetar uma asa enflechada para frente. As principais desvantagens desta configuração são o alto ângulo de arfagem em cruzeiro, que precisa ser levado em conta em futuras análises de controle e desempenho, e o peso mais elevado, que pode ser mitigado utilizando materiais leves e de alta resistência. Isso, entretanto, acarreta em um aumento do custo de produção da asa.

A adoção de um ângulo de diedro positivo auxilia a estabilização do avião em manobras, criando um momento de rolagem que tende a retornar o avião a uma posição de equilíbrio. O ângulo de diedro usual para asas subsônicas enflechadas para trás fica entre -5° e -2° ; entretanto, asas enflechadas para frente produzem um diedro efetivo negativo (anedro), requerindo ângulos de diedro positivos (RAYMER, 1992).

5.3. Anteprojeto

5.3.1. Considerações sobre o formato em planta da asa

Tendo como referência a asa do planador P1 do prof. Schubert (SCHUBERT, 2016), foi adotado um enflechamento a 25% da corda de -8° na linha de centro da fuselagem e um ângulo de incidência de 3° . O formato final da asa é mostrado na Figura 16 e Figura 17.

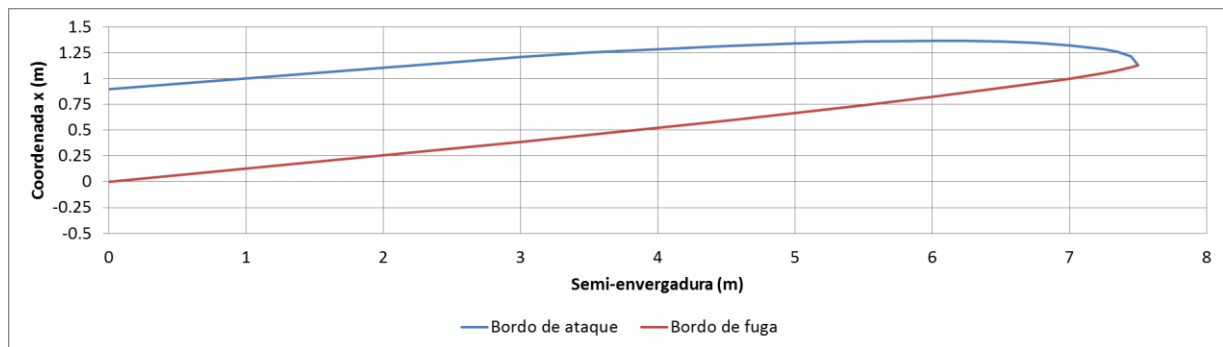


Figura 16 – Determinação do formato da asa

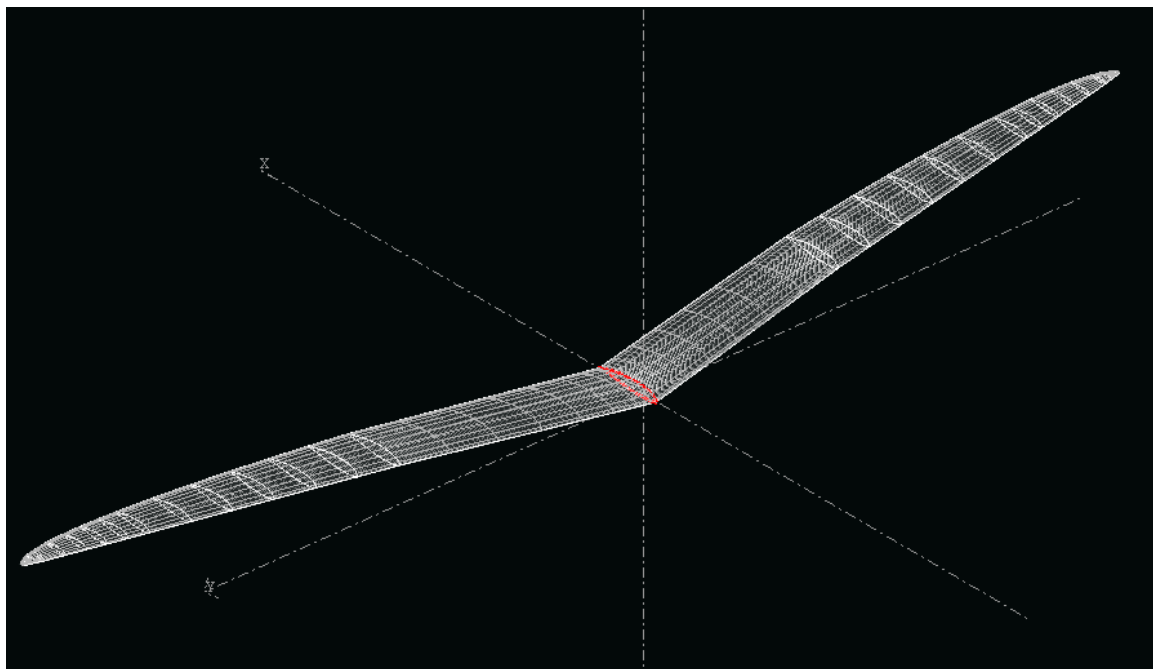


Figura 17 – Asa modelada no XFLR5

A execução das análises aerodinâmicas no XFLR5 resulta em uma velocidade de estol V_{s1} de 24,33 m/s, bem acima da meta de 18 m/s estipulada no projeto conceitual, e uma velocidade máxima teórica de 53,23 m/s. De acordo com a norma CS-22, a velocidade máxima do envelope de manobras de um planador é dada por:

$$V_a = V_{s1} \sqrt{n_1} \quad (1)$$

Em que n é o fator de carga utilizado para o cálculo dos esforços. Utilizando o fator de carga de 5,3 adotado para a asa trapezoidal, tem-se uma velocidade máxima permitida de 56,01 m/s, acima do valor teórico da asa. Sendo assim, o ponto de operação utilizado para o cálculo dos esforços aerodinâmicos será o próprio ponto de velocidade máxima. As distribuições dos coeficientes de sustentação (C_l) e de momento (C_m) para este ponto de operação são mostradas na Figura 18 e Figura 19.

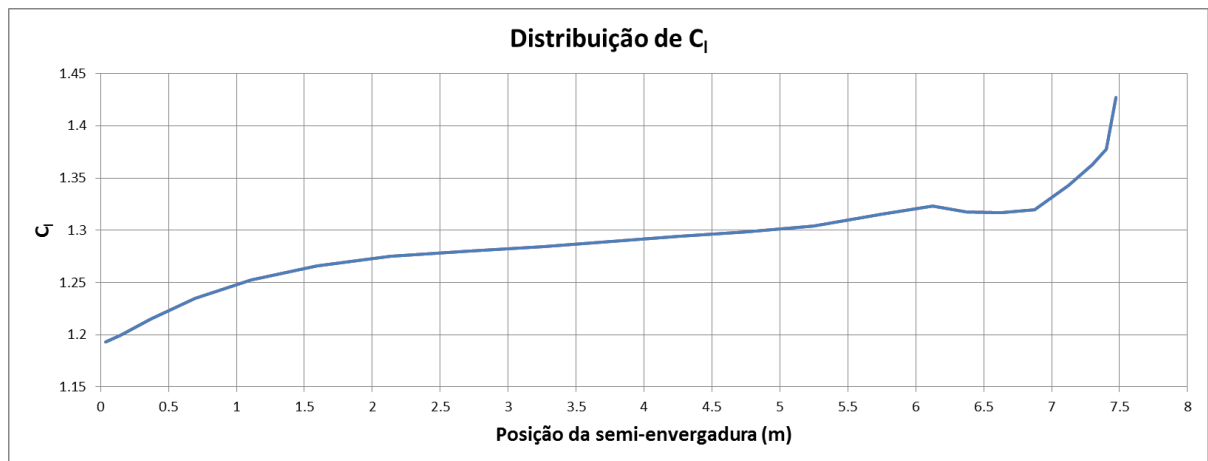


Figura 18 - Distribuição do coeficiente de sustentação

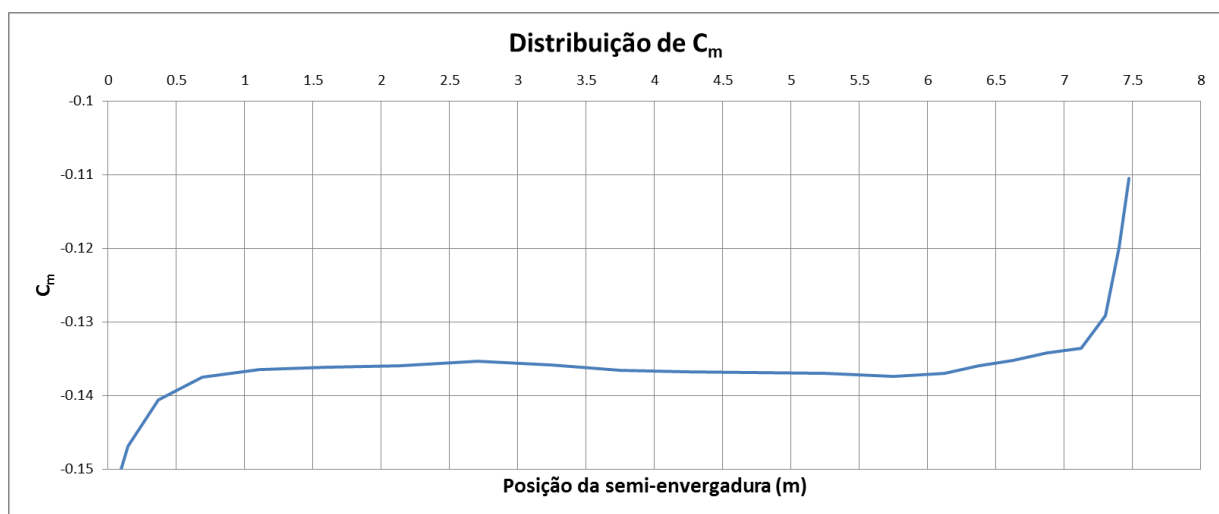


Figura 19 - Distribuição do coeficiente de momento

A partir dos coeficientes obtidos, é possível calcular a força de sustentação (cortante) e o momento torçor ao longo da asa através das seguintes equações, respectivamente:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_l S \quad (5)$$

e

$$M_\alpha = \frac{1}{2} \rho V^2 C_m S \quad (6)$$

Nessas equações, L é a força de sustentação, M_α é o momento torçor aerodinâmico, S é a área da seção, ρ é a densidade do ar e V é a velocidade do ponto de operação. A equação do momento fletor pode ser obtida integrando-se a equação da

força e aplicando-se a condição de contorno em que o momento é máximo na raiz e nulo na ponta da asa:

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 C_l S \left(\frac{b}{2} - y \right) \quad (7)$$

Em que $b/2$ é a semi-envergadura e y é a posição ao longo da asa. Aplicando as equações (5), (6) e (7) aos pontos y e coeficientes obtidos nas simulações, são obtidas as forças de reação atuantes sobre a asa, mostrados na Tabela 11 e nos gráficos da Figura 20, Figura 21 e Figura 22.

Tabela 11 – Forças de reação

Posição y (m)	Cortante (N)	Momento fletor (Nm)	Momento torçor (Nm)
0,03	21686,32	161890,55	-2794,22
0,15	21487,76	158040,34	-2631,44
0,37	21137,81	150748,51	-2443,78
0,69	20535,73	139782,61	-2286,68
1,11	19620,16	125435,59	-2137,53
1,59	18401,13	108689,95	-1978,24
2,13	16936,94	90885,32	-1805,19
2,71	15303,57	73337,79	-1618,33
3,25	13762,67	58483,11	-1455,27
3,75	12360,44	46345,46	-1309,10
4,25	10951,30	35586,26	-1157,48
4,75	9544,01	26242,20	-1005,94
5,25	8143,90	18320,52	-855,27
5,75	6759,43	11826,97	-706,13
6,13	5692,05	7823,72	-589,03
6,38	4917,50	5530,22	-507,30
6,63	4140,91	3622,05	-425,03
6,88	3333,74	2082,92	-338,91
7,13	2469,53	925,83	-245,43
7,30	1715,97	342,85	-162,54
7,40	1143,91	114,28	-99,48
7,48	480,56	12,01	-37,19

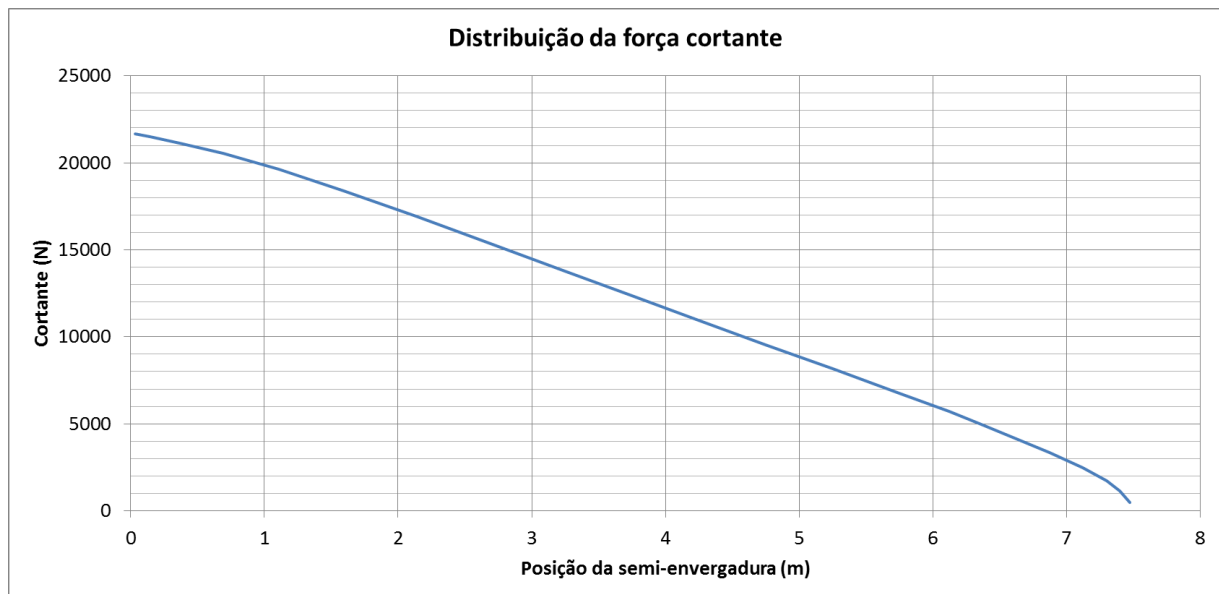


Figura 20 - Distribuição da força cortante

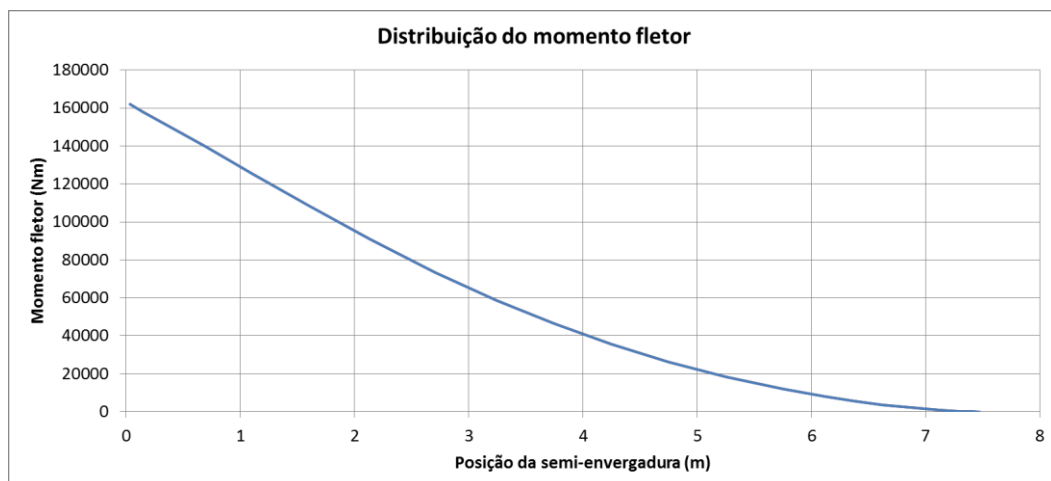


Figura 21 - Distribuição do momento fletor

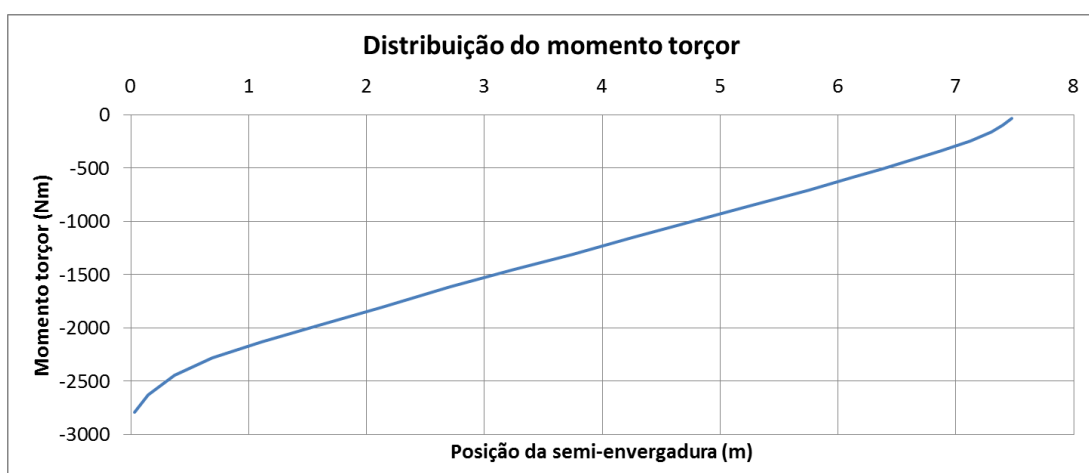


Figura 22 - Distribuição do momento torçor

5.3.2. Estudo de proporções

Para iniciar o estudo de proporções da asa, partiu-se do método de projeto utilizado para a asa trapezoidal desenvolvida anteriormente (GODOY, 2015). Sendo assim, o formato da asa será sustentado por seu revestimento e por duas longarinas em caixão em seu interior, perpendiculares ao plano longitudinal do planador.

A longarina principal será responsável por suportar as tensões causadas pela força cortante e pelo momento fletor, calculados na seção 6 do trabalho. Sua alma será posicionada na coordenada x em que o aerofólio é mais espesso. Para o caso do aerofólio SM701, este ponto se encontra a uma distância de 36% da corda em relação ao bordo de ataque; logo, para a corda de 900 mm da raiz da asa, o centro da alma será posicionado a 324 mm do bordo de ataque.

A longarina secundária será posicionada a uma distância de 75% da corda em relação ao bordo de ataque para prover pontos de apoio aos comandos da aeronave; na raiz, isto corresponde a uma distância de 675 mm. A junção entre asa e fuselagem se dará a partir de extensões das longarinas principais dos dois lados, as quais devem se conectar no interior da fuselagem. Serão utilizados exclusivamente materiais compósitos de fibra de vidro em todos os componentes da asa.

Para os cálculos iniciais, considerou-se que a alma da longarina principal suportará as tensões geradas pela força cortante, as mesas suportarão as tensões geradas pelo momento fletor e o revestimento comportará as tensões provocadas pelo momento torçor. O fator de segurança adotado em todos os cálculos é igual a 2,5.

5.3.2.1. Hipóteses de projeto

Mesas da longarina

As mesas da longarina devem suportar as tensões normais oriundas do momento fletor incidente na asa. Mantendo-se a proporção adotada para a asa trapezoidal, de uma mesa com 100 mm de largura para uma raiz de 1100 mm, foi definida uma largura de aproximadamente 82 mm para as mesas da asa elíptica. Aplicando-se um momento M às mesas, a tensão resultante é estimada por (SCHÜRMANN, 2007):

$$\sigma_m = \frac{M}{hA} \quad (8)$$

Em que h_m é a distância entre os centros das mesas e A é a área das duas almas, dada por:

$$A = 2bt_m \quad (9)$$

sendo b a largura das mesas e t_m sua espessura. Como a distância entre os centros das mesas corresponde à diferença entre a altura da longarina e a espessura de uma mesa, é possível reescrever a expressão da tensão diretamente em função da espessura:

$$\sigma_m = \frac{M}{2bt_m(h - t_m)} \quad (10)$$

Deve-se notar que a distância entre os centros das mesas varia ao longo da semi-envergadura da asa, portanto, para uma σ_m determinada, a espessura também varia.

A diminuição drástica da corda na ponta da asa elíptica significa que a longarina não pode se estender até a ponta. Tendo em vista a largura definida para as mesas de 82 mm, a longarina chegará até o ponto $y = 7,45$ m, no qual a corda é de aproximadamente 100 mm.

Alma da longarina

A alma da longarina será composta de dois perfis verticais, cuja altura é determinada pela espessura do aerofólio. O SM701 apresenta uma espessura máxima de 16% da corda; logo, a altura máxima possível para a alma na raiz da asa é de 144 mm. Entretanto, é necessário levar em conta a largura da longarina, que faz com que a real altura na raiz da asa seja em torno de 140 mm, ou aproximadamente 97,5% da máxima. Portanto, a altura da alma em função da corda c da asa é dada por:

$$h = 0,16 * 0,975 * c = 0,156c \quad (11)$$

A alma deve suportar as tensões de cisalhamento τ causadas pela ação da força cortante Q . A relação entre o carregamento e as dimensões da alma é (SCHÜRMANN, 2007):

$$\tau = \frac{Q}{ht_a} \quad (12)$$

Além do dimensionamento para o cisalhamento, é também necessário dimensionar a alma para a resistência à flambagem. Para isso, a tensão de cisalhamento utilizada na equação (12) foi substituída pela tensão de flambagem, que é estimada para materiais isotrópicos através da seguinte expressão (SCHÜRMANN, 2007):

$$\sigma_{Ki} = k \frac{\pi^2}{12(1 - \nu^2)} E \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (13)$$

Para o cálculo da flambagem, adotou-se uma altura constante da longarina e fixação em apoios móveis em todas as bordas, condição para a qual o fator k tem o valor de 5,35. E e ν são o módulo de elasticidade e o coeficiente de Poisson do material, que foi considerado isotrópico; t e b são a espessura e a largura da alma. O cálculo foi realizado considerando-se que cada uma das almas está submetida a toda a tensão de cisalhamento.

Revestimento

O revestimento do intra- e extradorso da asa será dimensionado de modo a suportar todas as cargas torcionais incidentes, visto que a resistência à torção da longarina foi desprezada nas hipóteses de projeto. A espessura de um perfil fechado sujeito somente a torção é dada pela primeira fórmula de Bredt (SCHÜRMANN, 2007):

$$\tau_p = \frac{M_t}{2A_m t_p} \quad (14)$$

sendo A_m a área interna do revestimento e τ_p a tensão de cisalhamento admitida pelo material.

5.3.2.2. Seleção de materiais

A seleção dos materiais para os componentes da asa seguiu as recomendações feitas pela banca avaliadora da asa trapezoidal (GODOY, 2015). Sendo assim, o material utilizado para a alma da longarina continua sendo um compósito de resina epóxi e tecidos de fibra de vidro classe E bidimensional, com densidade de 300 g/m² e *plain weave* (fibras tramadas a 90°) cuja tensão de falha é de aproximadamente 500 MPa (HEXCEL, 2013).

Para as mesas da longarina, foi sugerido que se adotasse um *roving* de fibra de vidro devido às altas tensões encontradas na asa trapezoidal; como a asa elíptica apresenta menor corda e área, as tensões serão ainda maiores e, portanto, faz-se necessário encontrar um material mais resistente.

Entretanto, não foi possível encontrar especificações para um material com fibra de vidro que superasse a tensão máxima de falha do material utilizado na asa trapezoidal, de 690 MPa; logo, o material escolhido foi a matriz de resina epóxi e fibra de carbono HexPly 8552 AGP 280-5H, da fabricante Hexcel. A matriz apresenta uma densidade de 286 g/m², módulo de Young de 66 GPa e coeficiente de Poisson de 0,05, além de um comportamento aproximadamente ortotrópico, com tensão de falha de 876 MPa para carregamentos na direção das fibras e 800 MPa para carregamentos perpendiculares às fibras (HEXCEL, 2016). Tais características levaram à adoção da matriz também para compor o revestimento da asa.

5.3.2.3. Resultados

Os cálculos de dimensionamento foram realizados a partir das seções definidas e dos esforços aerodinâmicos determinados na seção 6; utilizou-se um fator de segurança igual a 2,5 para todas as situações.

Para as mesas da longarina, o novo material ainda se mostrou insuficiente para suportar o alto momento fletor exercido sobre a asa, requerindo uma espessura de 24,3 mm na raiz da asa. Desse modo, o material foi trocado pela matriz HexPly 8552 AS4 unidimensional, com tensão máxima de falha de 2207 MPa (HEXCEL, 2016). Com o novo material, foi possível alcançar uma espessura máxima de 8,48 mm, que será extrapolada para todo o comprimento da asa.

O dimensionamento das almas da longarina teve como fator determinante a tensão de flambagem, que exigiu uma maior espessura da alma para todas as

seções calculadas. A máxima espessura encontrada adotando-se o critério da tensão de cisalhamento foi de 0,77 mm; adotando-se o critério da resistência à flambagem, o valor máximo foi de 1,64 mm, que será adotado para toda a extensão da longarina.

Os resultados encontrados para cada seção da longarina são mostrados na Tabela 12.

Tabela 12 - Cálculos da longarina por seção

Posição y (m)	Cortante (N)	Momento fletor (Nm)	Altura (mm)	Esp. mesas (mm)	Esp. almas (mm)
0,03	21686,32	161890,55	140,40	8,48	1,64
0,15	21487,76	158040,34	140,37	8,26	1,62
0,37	21137,81	150748,51	140,23	7,87	1,60
0,69	20535,73	139782,61	139,80	7,29	1,56
1,11	19620,16	125435,59	138,86	6,55	1,50
1,59	18401,13	108689,95	137,20	5,71	1,42
2,13	16936,94	90885,32	134,60	4,84	1,33
2,71	15303,57	73337,79	130,93	3,99	1,24
3,25	13762,67	58483,11	126,53	3,28	1,15
3,75	12360,44	46345,46	121,58	2,69	1,08
4,25	10951,30	35586,26	115,68	2,17	1,00
4,75	9544,01	26242,20	108,65	1,69	0,93
5,25	8143,90	18320,52	100,26	1,28	0,86
5,75	6759,43	11826,97	90,14	0,92	0,80
6,13	5692,05	7823,72	81,01	0,67	0,75
6,38	4917,50	5530,22	73,95	0,52	0,71
6,63	4140,91	3622,05	65,80	0,38	0,67
6,88	3333,74	2082,92	56,10	0,26	0,63
7,13	2469,53	925,83	43,83	0,15	0,60
7,30	1715,97	342,85	32,19	0,07	0,57
7,40	1143,91	114,28	22,84	0,03	0,53

Os cálculos referentes às cargas torcionais resultaram em espessuras muito inferiores às encontradas nas matrizes mais finas, cujas espessuras giram em torno de 0,25 mm. Para evitar potenciais problemas de estabilidade do perfil e falha quando submetido a outros tipos de carga, adotou-se uma espessura de 2 mm, seguindo o que foi feito para a asa trapezoidal.

A Tabela 13 apresenta um resumo dos resultados do dimensionamento e seleção de materiais.

Tabela 13 - Resultados do dimensionamento

Componente	Material	Massa/unidade de área (g/m²)	Espessura (mm)
Mesas da longarina	HexPly 8552 AS4 UD	286	8,48
Almas da longarina	Fibra de vidro classe E UD	300	1,64
Perfis de revestimento	HexPly 8552 AGP 280-5H BD	286	2,00

5.3.2.4. Esboço da junção asa-fuselagem

A conexão entre asa e fuselagem se dá de maneira peculiar em planadores. Como são geralmente transportados até os aeródromos em trailers, suas asas precisam ser removíveis, de modo que a aeronave inteira possa ser transportada por um veículo de passeio, sem equipamentos adicionais. As asas são conectadas e desconectadas pelo próprio piloto da aeronave, exigindo que a junção seja de simples manuseio ao mesmo tempo em que desempenha sua função de transmitir os esforços para a estrutura.

Um modelo comum de junção que atende a estes requisitos é um prolongamento da longarina principal para além dos perfis de revestimento da asa, no qual se encontram furos para a fixação da estrutura. Uma nervura localizada na raiz da asa fornece pontos de fixação adicionais.

O momento fletor gerado pela força de sustentação atuante na asa é o principal esforço a que a junção deve resistir. Como explorado no trabalho de GODOY (2015),

Sendo assim, adotou-se uma configuração em que as duas asas se conectam diretamente, formando uma estrutura contínua que passa através da fuselagem. Isto faz com que os pinos dos prolongamentos das longarinas sejam responsáveis pela transmissão do momento, enquanto os pinos da nervura têm apenas a função de posicionar a asa e não resistem a momentos.

Technical drawing of a boat hull cross-section. The drawing shows the hull shape with a yellow outline and a blue dashed centerline. Key dimensions are indicated:

- Overall length: 720
- Distance from bow to first vertical section: 100
- Distance from bow to second vertical section: 25
- Distance between the two vertical sections: 550
- Distance from the second vertical section to the third vertical section: 25
- Distance from the third vertical section to the stern: 80
- Distance from the stern to the end of the hull: 35
- Vertical dimensions: 35 (top), 25 (middle), and 25 (bottom) are shown for the sections.

39

A Figura 25 ilustra como se dá a conexão entre as asas. Para este projeto, foi mantida a largura de 1000 mm da fuselagem, determinada no trabalho de FORMIGARI (2015). As dimensões do prolongamento são mostradas na Figura 26.

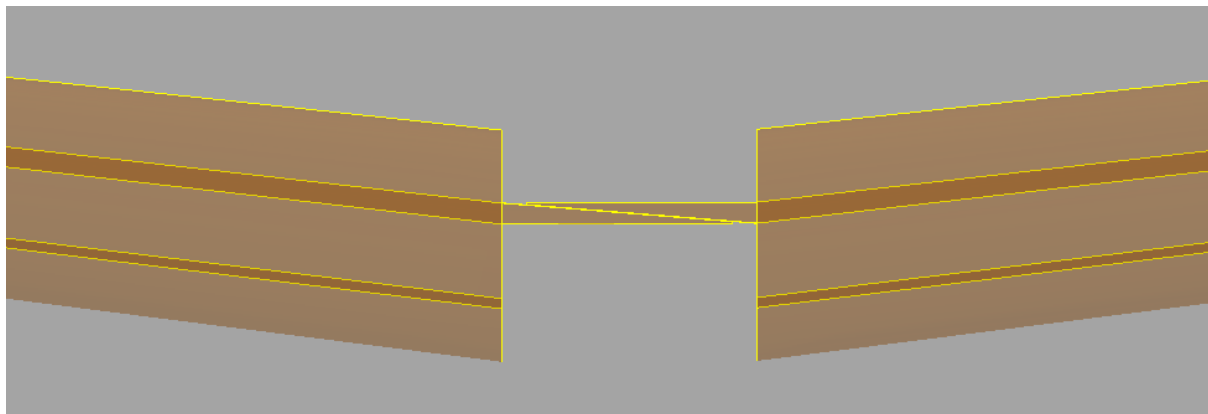


Figura 25 - Conexão entre as asas

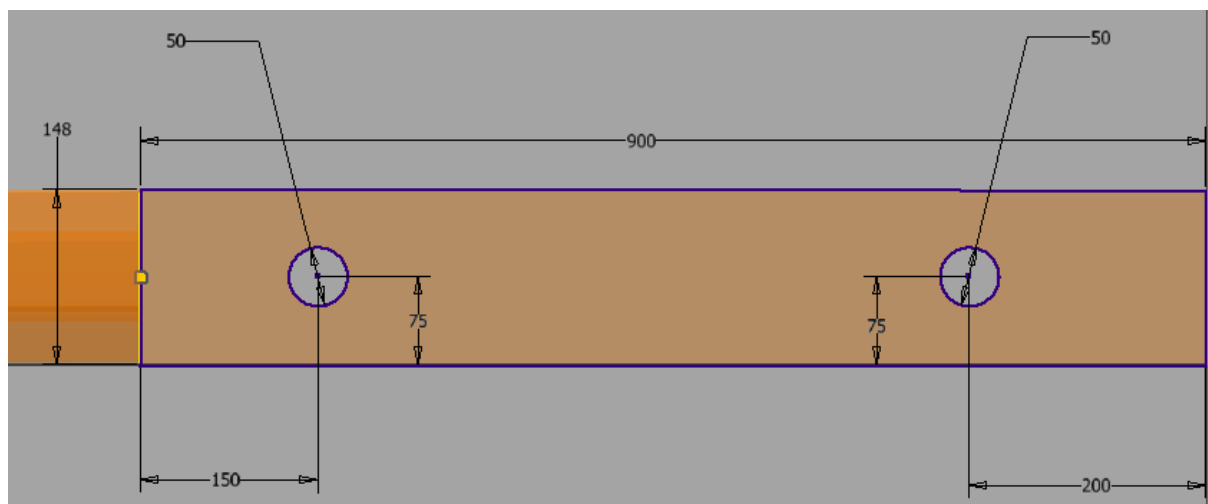


Figura 26 - Vista lateral do prolongamento da longarina

5.3.2.5. Modelo em CAD

O modelo da asa no software de CAD Autodesk Inventor 2016, mostrando os componentes dimensionados nesta seção, é mostrado nas figuras seguintes. A Figura 27 mostra as dimensões das longarinas na raiz da asa, com o perfil de revestimento colorido de azul. A longarina de apoio aos comandos foi desenhada com base na altura do aerofólio à distância de 675 mm do bordo de ataque previamente determinada.

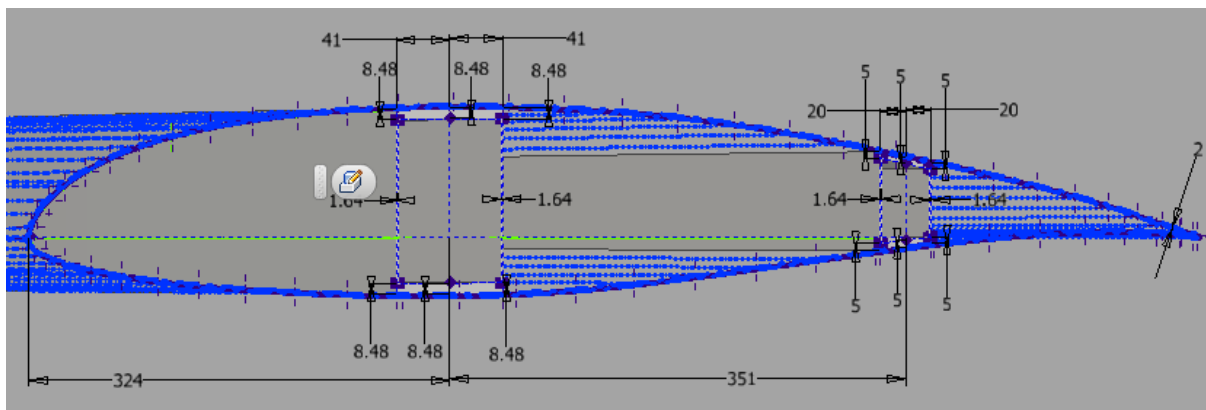


Figura 27 - Dimensões das longarinas

A Figura 28 mostra uma perspectiva isométrica da asa e da junção com a fuselagem, a ser descrita na seção 8. É possível notar o enflechamento observando a intersecção do plano XZ da peça com a superfície da asa.

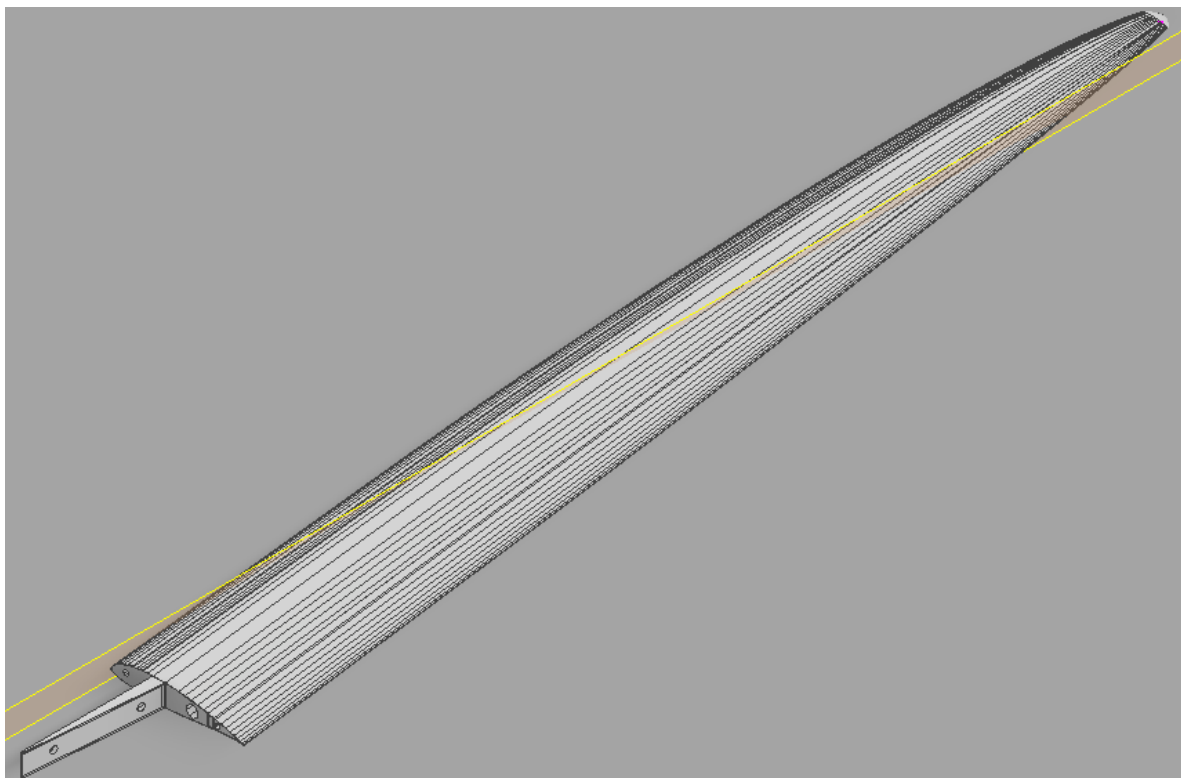


Figura 28 - Perspectiva isométrica da asa

5.4. Projeto detalhado

De posse do dimensionamento e do modelo em CAD da asa elaborados no anteprojeto, o próximo passo é a avaliação da integridade estrutural da proposta através de uma análise computacional pelo método dos elementos finitos. Após esta validação, serão gerados desenhos técnicos do modelo da asa de modo a servir como referência para as futuras etapas do desenvolvimento da aeronave, não cobertas neste relatório.

5.4.1. Cálculo das cargas aerodinâmicas

O modelamento dos esforços aerodinâmicos foi realizado de maneira bastante diferente dos cálculos iniciais apresentados. Embora o cálculo das reações aos esforços possa servir de referência inicial para um projeto de asa, o uso de um *solver* de elementos finitos permite que sejam feitas aproximações melhores para a distribuição dos esforços ao longo da asa.

A determinação exata desta distribuição para asas fora das características previstas por teorias clássicas como a da linha de sustentação (*lifting line*) é extremamente complexa e fora do escopo dos livros gerais sobre estruturas aeronáuticas. O livro *Analysis and Design of Airplane Structures* (BRUHN, 1952) indica uma aproximação computacional elaborada pela Administração Federal de Aviação dos Estados Unidos (FAA), disponível no manual de projeto *ANC-1: Spanwise Airload Distribution* (FAA, 1938).

O manual descreve um método de cálculo do coeficiente de sustentação ao longo da envergadura da asa, válido para qualquer asa simétrica a um ângulo de ataque predefinido. No caso da análise realizada neste trabalho, adotou-se um ângulo de ataque de $-1,5^\circ$, correspondente à velocidade de 53,23 m/s atingida pela asa em uma manobra com o fator de carga máximo de 5,3.

Para o cálculo dos coeficientes, são utilizadas sete tabelas, inclusas no anexo A deste trabalho. A Tabela A.1 é utilizada para descrever as características geométricas da asa, dividindo-a em 10 segmentos de comprimentos predefinidos, sendo o maior localizado próximo à raiz da asa e o menor, próximo à ponta. Dados como espessura máxima e corda média de cada segmento foram obtidos a partir

dos modelos no XFLR5 e no Autodesk Inventor, enquanto o valor de $dC_l/d\alpha$ para cada segmento foi obtido a partir da aproximação sugerida pelo manual:

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi - 4\frac{t}{c} \quad (18)$$

sendo t a espessura máxima e c a corda média geométrica de cada segmento. A Tabela A.2 é necessária apenas para asas que apresentem torção aerodinâmica e, portanto, não foi utilizada.

Na Tabela A.3 são computados coeficientes relacionados ao formato em planta da asa (*planform*). Estes são combinados na Tabela A.4 para gerar determinadas constantes a serem utilizadas em um sistema de equações cujas incógnitas são coeficientes A_n , com n ímpar. Tal sistema de equações é dado por:

$$2A_1P_1 + A_3D + A_5H + A_7K + A_9M = 2B_1 \quad (19)$$

$$A_1D + 2A_3P_3 + A_5E + A_7I + A_9L = 2B_3 \quad (20)$$

$$A_1H + A_3E + 2A_5P_5 + A_7F + A_9J = 2B_5 \quad (21)$$

$$A_1K + A_3I + A_5F + 2A_7P_7 + A_9G = 2B_7 \quad (22)$$

$$A_1M + A_3L + A_5J + A_7G + 2A_9P_9 = 2B_9 \quad (23)$$

sendo $D, E, F, G, H, I, J, K, L, M$ e P_n constantes determinadas pela Tabela A.4 e B_n constantes determinadas pela Tabela A.2. No caso avaliado, B_1 é igual ao ângulo de ataque escolhido e os B_n restantes são iguais a zero. A Tabela A.5 consiste em um método de aproximações sucessivas para resolução do sistema, iniciando pelo cálculo de A_1 como se os outros A_n fossem iguais a zero.

Os A_n calculados são utilizados na Tabela A.6 para cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto induzido globais da asa, e na Tabela A.7 para o cálculo dos coeficientes para cada segmento. Em seguida, calcula-se a sustentação gerada pelo segmento em função da densidade do ar, da velocidade e da área do segmento:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 C_l S \quad (5)$$

Foi adotada uma velocidade de 53,23 m/s, como determinado na seção 6 e uma densidade do ar igual a 1,225 kg/m³. A Tabela 14 mostra os valores das áreas dos

segmentos e das forças atuantes em cada segmento de acordo com o método adotado. A força total atuante na asa é de 13914,83 N.

Tabela 14 – Áreas dos segmentos e forças aplicadas em cada segmento das superfícies sustentadoras da asa

Segmento i	y_i (m)	S (m ²)	L (N)
1	1,17	2,10	2758,21
2	2,32	2,00	2646,25
3	3,41	1,80	2362,75
4	4,41	1,54	2025,96
5	5,30	1,22	1613,57
6	6,07	0,89	1165,06
7	6,68	0,58	757,17
8	7,13	0,31	409,47
9	7,41	0,12	166,37
10	7,50	0,01	10,01

5.4.2. Dimensionamento estrutural

A integridade da junção foi avaliada por uma análise de elementos finitos linear estática, executada pelo *solver* Autodesk NASTRAN In-CAD 2016. Este *solver* foi escolhido por sua facilidade de integração à interface e aos arquivos do Autodesk Inventor, utilizado para elaboração do modelo da asa. O *solver* é instalado como um complemento do Inventor e é acessado pela própria interface do programa de CAD. Em comparação com as ferramentas de simulação disponíveis no próprio Inventor, o NASTRAN permite a elaboração de um modelo de elementos finitos muito mais refinado, adicionando opções como controle de malha, modelamento de laminados de material compósito e um pós-processamento mais elaborado.

5.4.2.1. Definição dos materiais

Os materiais adotados para a análise foram os escolhidos na seção 7.2 deste relatório: *preg* de fibra de carbono unidimensional para as mesas da longarina e bidimensional para os perfis de revestimento, além de fibra de vidro classe E para as almas da longarina. Todos foram modelados como laminados ortotrópicos 2D.

Foram adotadas espessuras de 0,3 mm para cada camada do laminado de fibra de carbono e 0,2 mm para cada camada de fibra de vidro, seguindo recomendação da fabricante Hexcel exibida na Figura 29 para compostos com 300 g/m². (HEXCEL, 2013)

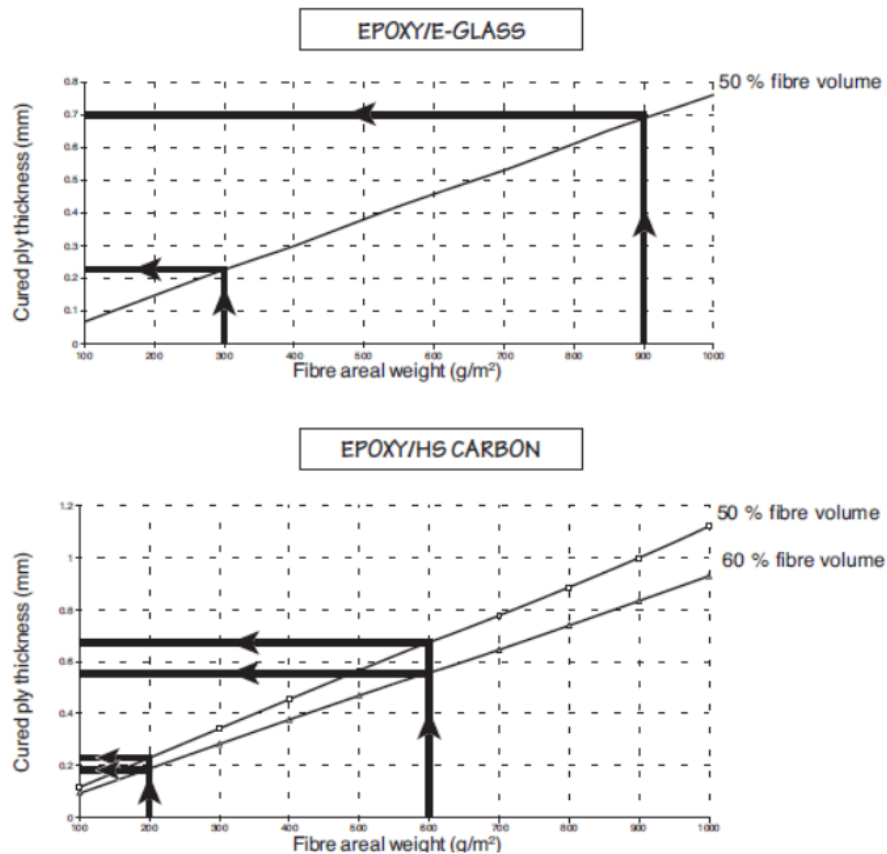


Figura 29 - Espessura de camadas curadas (HEXCEL, 2013)

As propriedades dos materiais utilizadas no modelo foram os módulos de elasticidade nas direções longitudinal e transversal, o módulo de cisalhamento, coeficiente de Poisson e densidade volumétrica, bem como as tensões máximas admissíveis de tração e compressão em ambas as direções e a tensão máxima de cisalhamento. Os valores destas propriedades para os materiais escolhidos são mostrados na Tabela 15.

Tabela 15 - Propriedades dos materiais utilizados no modelo de elementos finitos

Propriedade	HexPly 8552 AGP 280-5H BD	HexPly 8552 AS4 UD	Fibra de vidro classe E UD
Densidade	1570 kg/m ³	1580 kg/m ³	2600 kg/m ³
Módulo de elasticidade long.	67 GPa	141 GPa	20 GPa
Módulo de elasticidade transv.	66 GPa	10 GPa	19 GPa
Módulo de cisalhamento	5,5 GPa	4,4 GPa	4,2 GPa
Coef. de Poisson	0,05	0,25	0,13
Tensão longitudinal (tração)	876 MPa	2207 MPa	600 MPa
Tensão longitudinal (compressão)	924 MPa	1531 MPa	554 MPa
Tensão transversal (tração)	800 MPa	81 MPa	550 MPa
Tensão transversal (compressão)	880 MPa	88 MPa	500 MPa
Tensão de cisalhamento	79 MPa	114 MPa	55 MPa

O fator de segurança em laminados compósitos é uma função do inverso da raiz quadrada de um índice de falha escolhido:

$$FS = \frac{1}{\sqrt{F_I}} \quad (15)$$

Sendo assim, para atingir um fator de segurança igual a 2,5 vezes a máxima tensão de Von Mises do material, o índice de falha deve ser igual a 0,16.

O critério de falha padrão adotado pelo NASTRAN e mantido para esta análise é o de Tsai-Hill, cuja formulação para compósitos ortotrópicos é dada por (UNIVERSITY OF CAMBRIDGE, 2004):

$$Fl = \left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1u}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2u}} \right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{\sigma_{1u}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{\tau_{12u}} \right)^2 \quad (16)$$

Em que σ_1 e σ_2 são as tensões aplicadas nas duas direções do material, σ_{1u} e σ_{2u} são as máximas tensões admissíveis em cada direção, e analogamente para a tensão de cisalhamento τ_{12} e seu máximo τ_{12u} .

Como as tensões máximas admissíveis dos materiais adotados são similares para tração e compressão, é razoável adotar o menor valor entre as duas para uma análise conservadora. O critério de Tsai-Hill avalia somente a falha em uma camada de laminado, desconsiderando falhas entre as camadas, que também são dependentes do adesivo escolhido para construção do laminado.

A Figura 30 mostra a definição de um laminado no programa. É possível especificar o material, espessura e ângulo das fibras de cada camada na tabela à esquerda da janela; à direita, o programa mostra uma representação esquemática do laminado e as matrizes A, B e D utilizadas para determinar a rigidez equivalente do laminado, conforme a equação matricial (AUTODESK, 2015):

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix} \quad (17)$$

Em que N é a força resultante no laminado por unidade de largura, M é o momento resultante por unidade de largura, ε^0 corresponde às tensões no plano médio do laminado e κ , à curvatura no plano médio do laminado. As unidades das matrizes A, B e D no SI são kg/m, kg e kg*m, respectivamente.

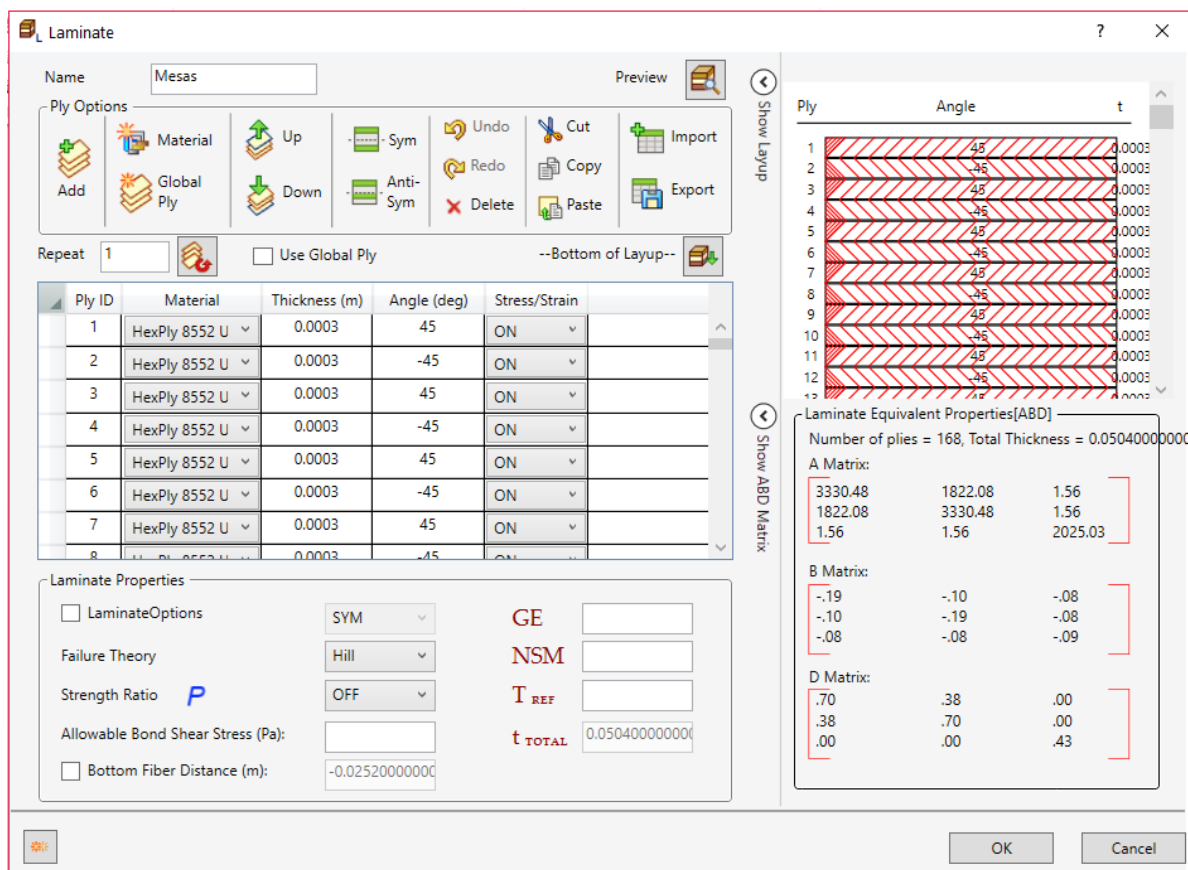


Figura 30 - Definição de laminados no NASTRAN In-CAD 2016

5.4.2.2. Preparação do CAD para a análise

Para utilizar os laminados definidos na seção anterior, é necessário transformar o modelo sólido do CAD em superfícies representativas do modelo, de modo que a determinação das espessuras seja feita pela configuração dos laminados e não pelo CAD em si. Desse modo, foram criadas superfícies (cascas) a partir dos componentes sólidos, representando as faces externas dos componentes. As superfícies foram exportadas para um novo arquivo, livre de possíveis interferências do modelo sólido no trabalho do *solver*. A asa composta por superfícies é mostrada na Figura 31.

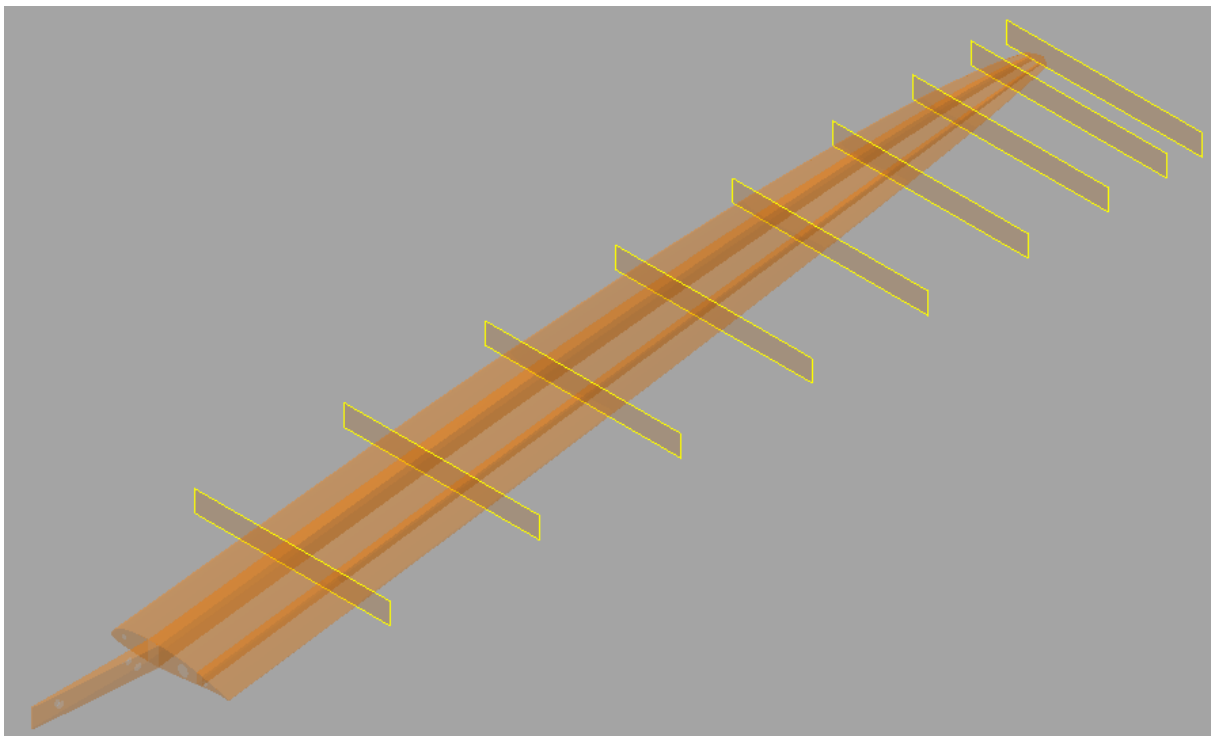


Figura 31 - Asa em cascas e divisão das superfícies sustentadoras em segmentos

O modelo do NASTRAN concentra as propriedades dos laminados nas superfícies definidas; portanto, não são consideradas possíveis sobreposições de material causadas por um espessamento dos laminados, o que significa que podem ser necessários pequenos ajustes para a construção de componentes com as dimensões indicadas neste trabalho.

As interações advindas das sobreposições de material foram desconsideradas, pois seu comportamento também depende dos adesivos ou outras fixações utilizadas nas regiões de contato e uma tentativa de modelá-las neste trabalho traria resultados de difícil verificação e possivelmente pouca relação com o comportamento real.

O modelo foi dividido nas seguintes superfícies: dorso e intradorso da asa (perfis de revestimento) em segmentos próximos à raiz da asa (até 2,4 m), perfis em segmentos distantes da raiz da asa, mesas da longarina, almas da longarina, raiz da asa (nervura) e fechamento do prolongamento da longarina. Para o fechamento do prolongamento, adotou-se a mesma fibra de vidro utilizada nas almas.

Como este trabalho não aborda detalhadamente o contato dos componentes da asa entre si, os contatos foram modelados no NASTRAN com a opção *offset*

bonded, que cria uma conexão rígida ao mesmo tempo em que determina uma distância limite entre os componentes em contato. Neste modelo, definiu-se uma distância de 10 mm.

5.4.2.3. Preparação da malha de elementos

A malha de elementos foi preparada com tamanhos diferentes de elementos para superfícies diferentes do modelo, de modo que possam ser utilizados elementos menores para refinar a malha em regiões de grandes tensões e geometria complexa sem que isso acarrete em um tempo excessivo de cálculo ou instabilidade do *solver*.

O tipo de elemento escolhido para a malha foi o triangular de ordem parabólica. Este elemento apresenta seis nós, sendo um em cada vértice e um no ponto médio de cada aresta. Os nós presentes nos pontos médios permitem o cálculo de deformações no modelo, ao contrário do que ocorre no elemento de ordem linear e nós apenas nos vértices. A malha global foi definida com tamanho de elemento igual a 40 mm, taxa de crescimento de 1,1 e taxa de refinamento de 2, seguindo o adotado no trabalho de GODOY (2015), além das opções *Project Midside Nodes* e *Quality Midside Adjustment*, recomendadas na documentação do NASTRAN para elementos parabólicos (AUTODESK, 2013). A Figura 32 mostra parte da malha do extradorso da asa, na região próxima à raiz.

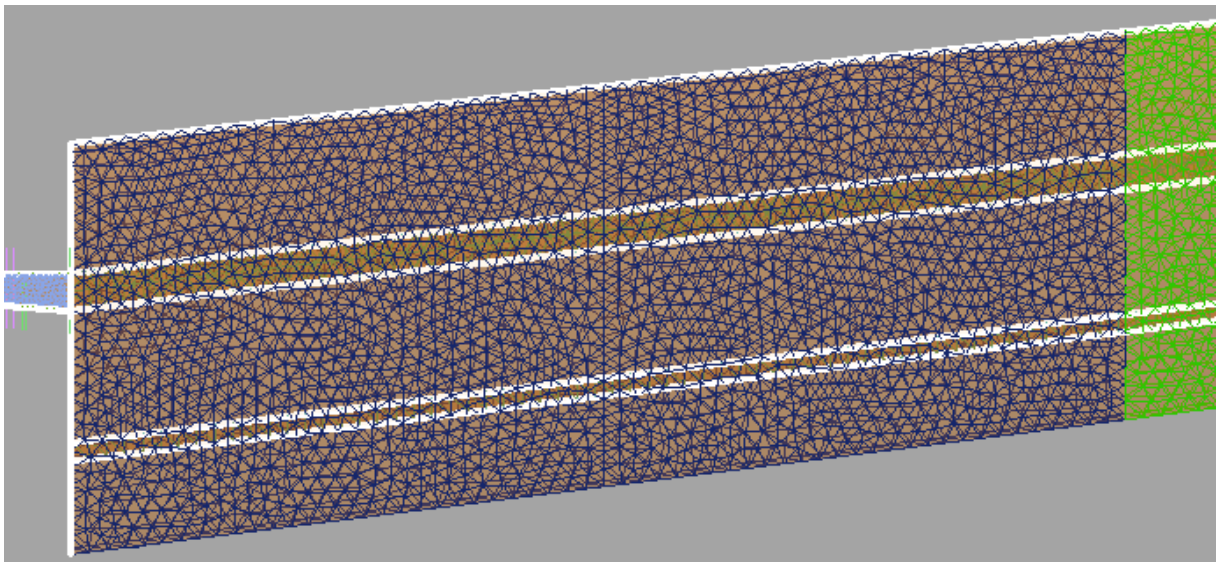


Figura 32 - Malha do extradorso da asa

Para as superfícies da junção sujeitas a maiores esforços, foram adotados dois controles de malha (*mesh controls*), que determinam tamanhos diferentes de elementos ou um número especificado de elementos para vértices, arestas e faces

escolhidos no modelo. Foram definidos elementos de 1 mm em todos os furos da raiz da asa e do prolongamento da longarina, além de elementos de 1 mm nas arestas do prolongamento, como mostrado na Figura 33 e Figura 34. Estes valores para os controles de malha foram definidos após testes sucessivos com a simulação, que indicaram focos de tensão e grande descontinuidade de valores entre elementos adjacentes.

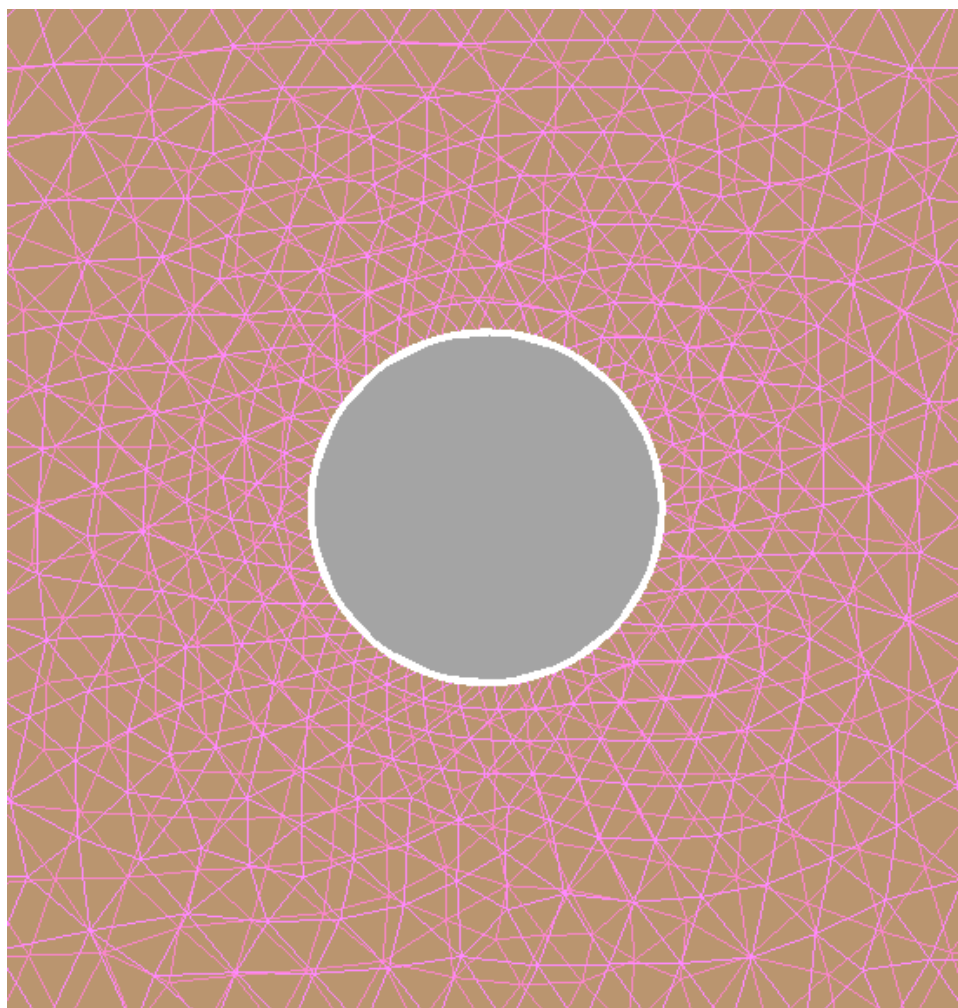


Figura 33 - Refinamento de malha ao redor do furo do prolongamento da longarina

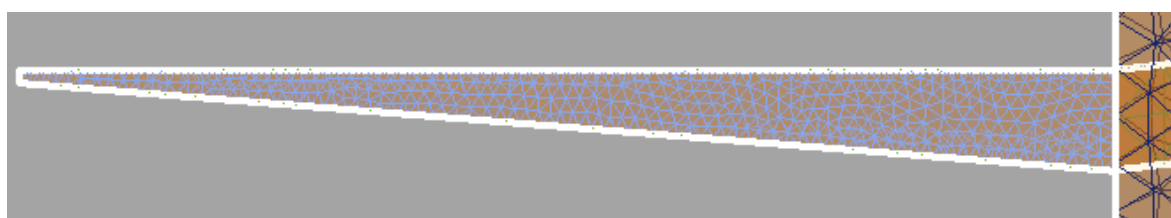


Figura 34 - Vista superior do prolongamento da longarina com refinamento de malha

Para assegurar a boa preparação da malha, o *solver* dispõe de uma ferramenta de verificação da qualidade dos elementos, avaliando a razão de aspecto, a

distorção e o jacobiano. Utilizando os parâmetros padrões do programa, foram encontrados 120 elementos falhos de 32446, correspondendo a 0,37% da malha. Estes elementos foram agrupados e isolados pelo programa, de modo a não interferirem nos resultados da análise.

5.4.2.4. Representação das cargas e condições de contorno

Foram aplicadas ao modelo condições de contorno que simulam a proposta de fixação das asas entre si e de cada asa à fuselagem. Nos furos da raiz da asa, foi aplicada uma restrição de movimento equivalente a uma rótula esférica, limitando translações nos eixos transversais ao eixo longitudinal do dorso da asa (eixos X e Y, pelo sistema de coordenadas adotado no modelo). Nos furos do prolongamento da longarina, foram adotadas restrições equivalentes a uma conexão com pino, permitindo apenas translação e rotação no eixo perpendicular ao prolongamento (eixo X). Embora a rotação no eixo X não esteja explicitamente restrita, ela desencadearia uma translação em Y dos furos do prolongamento, que está restrita.

As cargas foram aplicadas conforme descrito na seção 5.4.1 do relatório, dividindo o modelo da asa em 10 segmentos ao longo da envergadura.

O modelo final, com a malha, as condições de contorno, os segmentos e as forças aplicadas, é mostrado em perspectiva na Figura 35.

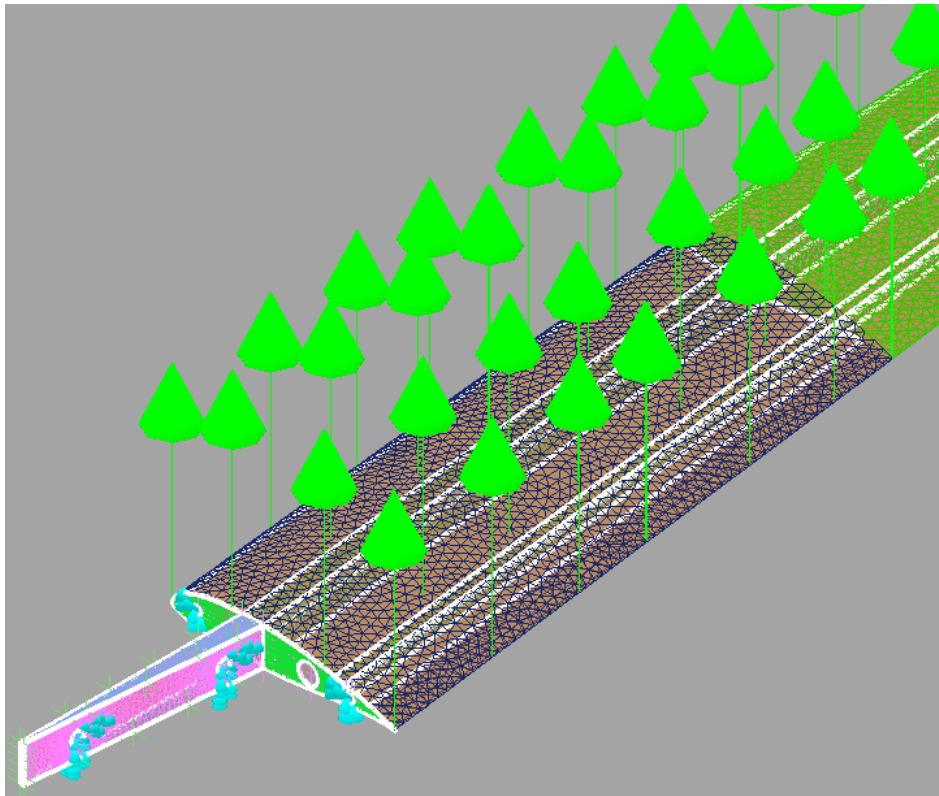


Figura 35 - Modelo final no NASTRAN

5.4.3. Resultados

As simulações realizadas com as espessuras e materiais definidos no cálculo inicial apresentaram índices de falha superiores ao limite de 0,16 em grande parte do prolongamento da longarina e da raiz da asa, além de deslocamentos acentuados da ponta de asa. Após alguns testes com adição de material e utilizando somente laminados de fibra de carbono, foi possível chegar a um índice de falha que atendesse aos requisitos do projeto. A Figura 36 mostra o deslocamento dos elementos sob a ação das forças de sustentação; o valor máximo foi de 0,259 m na ponta da asa.

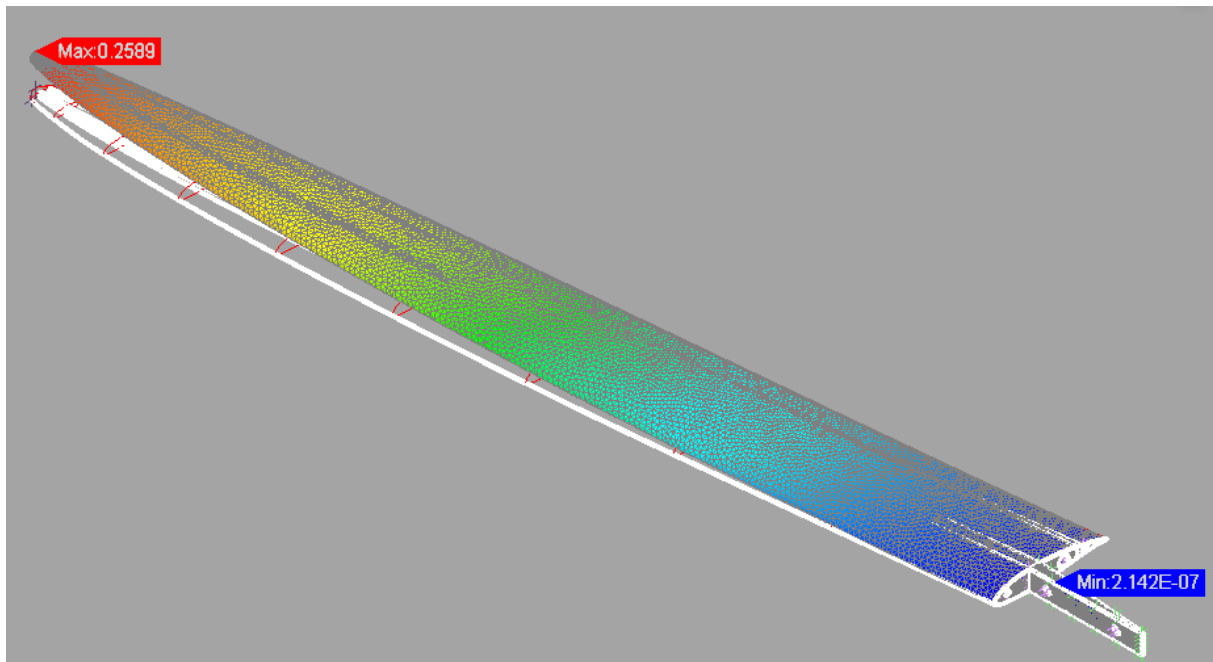


Figura 36 - Deslocamento da asa sob a ação dos esforços aerodinâmicos

A Figura 37 mostra a rotação da asa no eixo Z, que corresponde a uma variação do ângulo de ataque. O maior valor encontrado na ponta de asa foi de 0,036 radianos, ou $2,06^\circ$; logo, as forças incidentes na asa a um ângulo de ataque de $-1,5^\circ$ colaborarão para o retorno do ângulo de ataque a aproximadamente $0,6^\circ$.

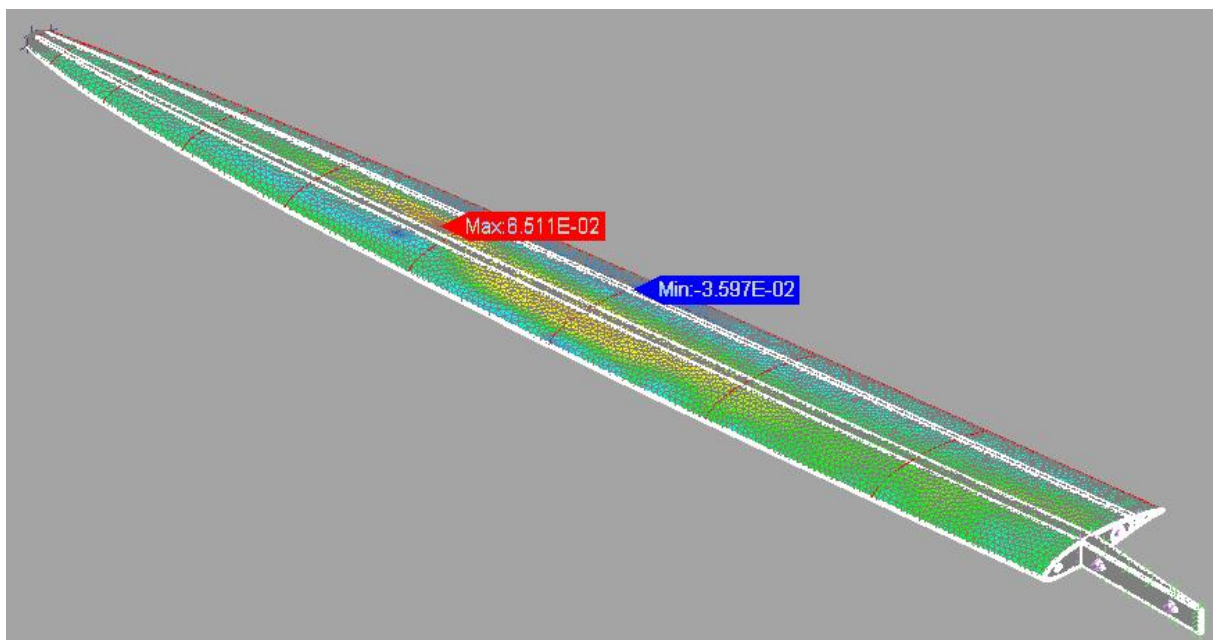


Figura 37 - Rotação da asa ao redor do eixo Z do modelo sob a ação da sustentação

A Figura 38 mostra a distribuição da tensão de Von Mises na raiz da asa. É possível perceber que há concentração de tensões próximo aos furos e à interface com o prolongamento da longarina, e não se encontram tensões que poderiam levar à falha da raiz em regiões distantes. A maior tensão encontrada na raiz foi de aproximadamente 160 MPa.

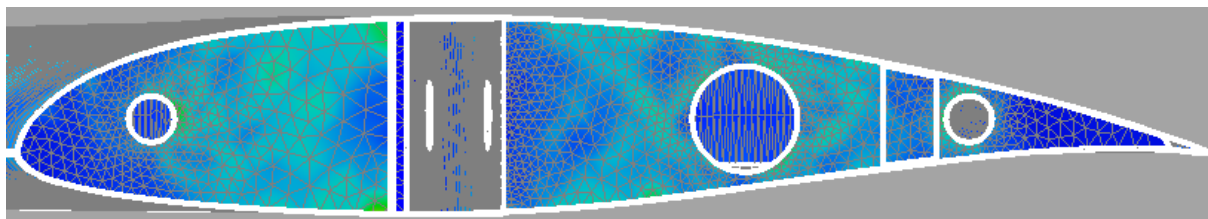


Figura 38 - Distribuição de tensões ao longo da raiz da asa

A Figura 39 mostra as tensões na interface entre o prolongamento da longarina e a raiz da asa. A maior tensão de Von Mises da estrutura foi de aproximadamente 365 MPa, encontrada na base do prolongamento, próximo à raiz.

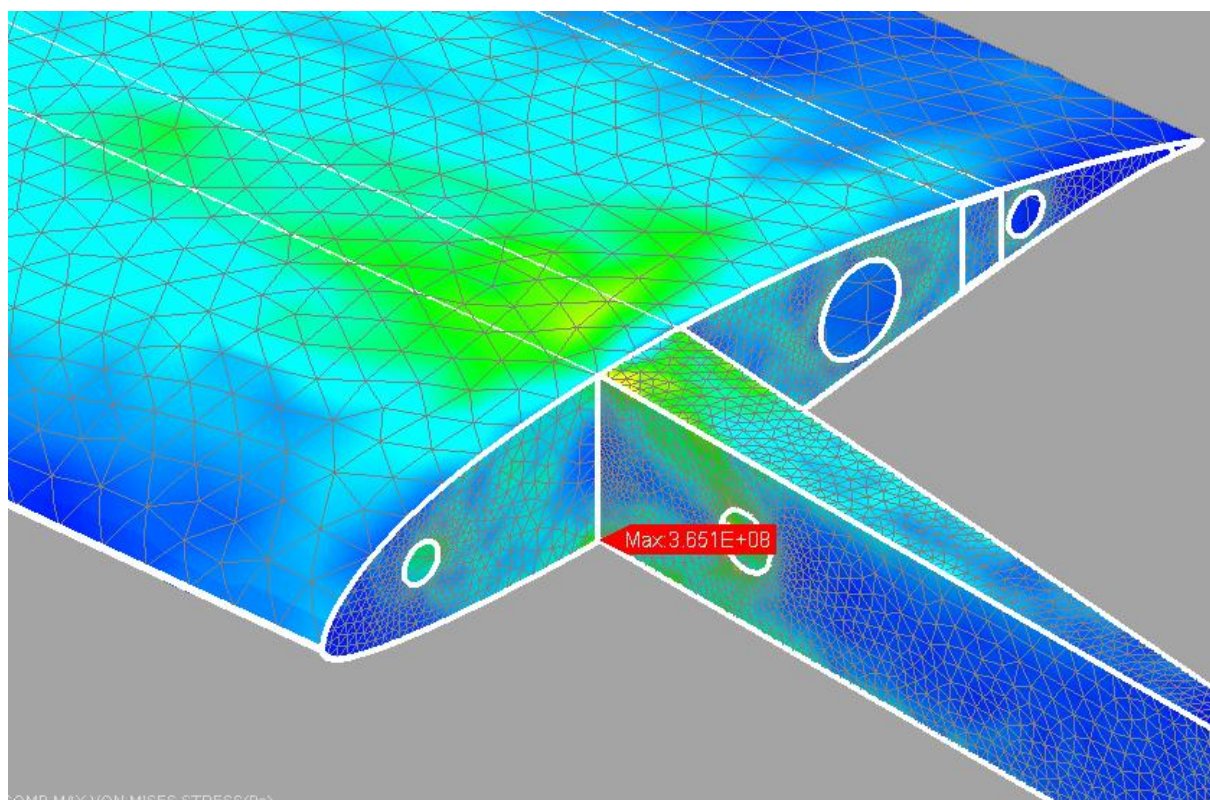


Figura 39 - Tensões na interface entre a raiz da asa e o prolongamento da longarina

A Figura 40 mostra a distribuição dos índices de falha no furo do prolongamento da longarina próximo à raiz da asa, onde foi observado o máximo índice de falha da estrutura, com 0,1597.

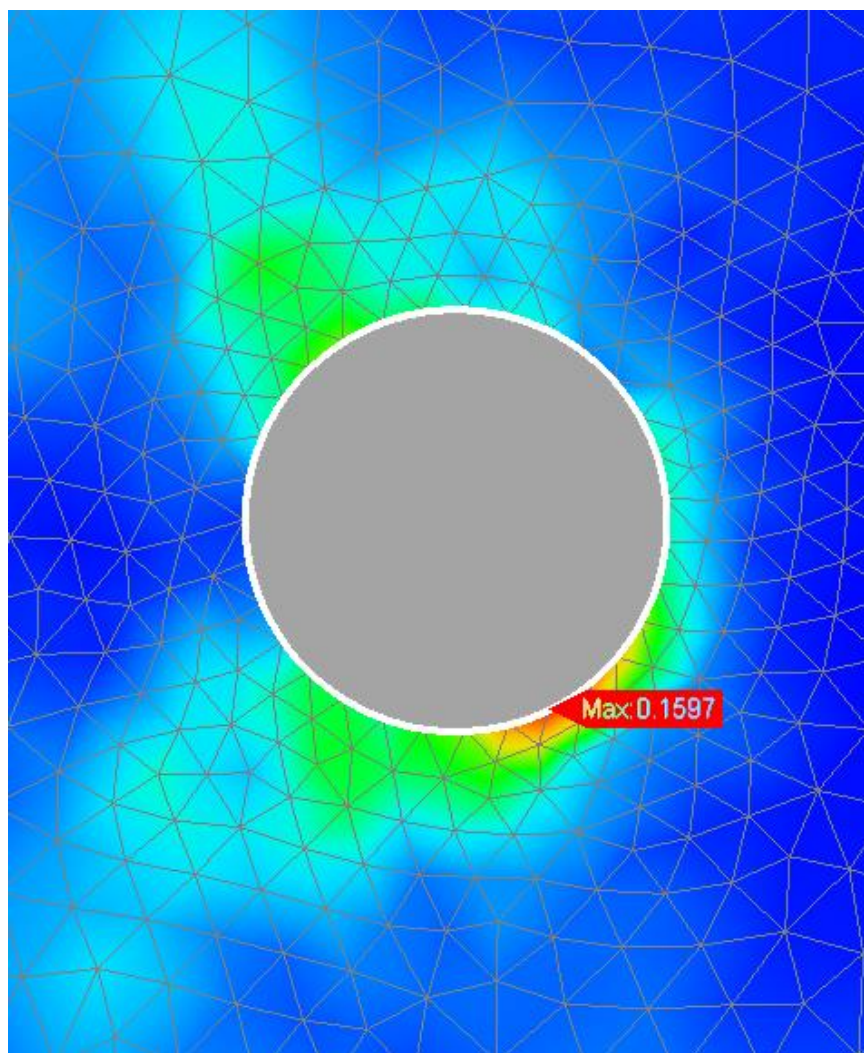


Figura 40 - Índice de falha no furo do prolongamento da longarina próximo à raiz da asa

As espessuras novas utilizadas para atingir estes resultados estão mostradas na Tabela 16.

Tabela 16 - Espessuras utilizadas na simulação final

Superfície	Espessura
Mesas da longarina	12,6 mm
Almas da longarina	9,0 mm
Mesas do prolongamento da longarina	18,6 mm
Almas do prolongamento da longarina	16,2 mm
Nervura da raiz da asa	29,4 mm
Perfis de revestimento	5,4 mm

A partir destes resultados, pode-se concluir que a combinação do modelo de estrutura da asa e da junção com a fuselagem a partir de uma longarina prolongada para além da raiz da asa necessitou de espessuras maiores que as previstas no cálculo inicial das reações. As espessuras obtidas são maiores que as determinadas para a asa trapezoidal, o que se explica pela análise mais precisa da distribuição das forças na asa e, principalmente, pela área significativamente menor da asa elíptica em comparação com a trapezoidal.

As tensões reais no futuro protótipo físico da asa podem ser menores que as aqui apresentadas devido ao efeito da sobreposição de material. Entretanto, convém selecionar os adesivos e projetar as junções entre as superfícies com base nestes valores, como medida de segurança.

Os desenhos técnicos do modelo da asa com as espessuras determinadas nesta análise estão incluídos no Apêndice A.

6. CONSIDERAÇÕES DA BANCA AVALIADORA

O trabalho descrito neste relatório foi apresentado no dia 26 de julho de 2017 a uma banca avaliadora composta pelo professor orientador do projeto, Marcelo Massarani, bem como os professores convidados Ernani Vitillo Volpe e Roberto Spinola Barbosa, todos do departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de São Paulo. As considerações feitas pela banca sobre o trabalho são aqui apresentadas e devem ser estudadas na próxima iteração do projeto antes de prosseguir com o detalhamento e prototipagem da asa.

Foi apontado que é necessário realizar uma análise aerodinâmica mais aprofundada da asa antes de entrar em considerações sobre sua estrutura, tendo em vista que o planador depende quase totalmente da asa para atingir um bom desempenho. Tanto este trabalho quanto o trabalho anterior sobre a asa tiveram um enfoque predominantemente estrutural, com análises aerodinâmicas simplistas visando apenas à determinação dos carregamentos aerodinâmicos.

Ao conduzir esta análise, devem ser estudadas outras maneiras de conseguir uma distribuição de carregamentos elípticos na asa, preferencialmente adotando uma forma em planta trapezoidal, mais próxima da forma adotada pelos planadores existentes. Nas referências de projeto de aeronaves consultadas para esse projeto, há muito mais informações sobre a otimização da distribuição de carregamentos para asas trapezoidais do que asas com formato em planta elíptico, em linha com as práticas mais comuns no projeto de aeronaves leves. Pode ser possível, desta maneira, eliminar o enflechamento acentuado para frente, que traz consigo certas desvantagens que encarecem o projeto e aumentam sua complexidade.

A maneira mais comum de atingir uma distribuição elíptica de carregamentos com formas em planta trapezoidais é através da indução de uma torção na asa, seja ela geométrica (alteração do ângulo de ataque ao longo da envergadura) ou aerodinâmica (alteração do aerofólio utilizado ao longo da envergadura). Nos próximos estudos, é recomendado desenvolver de maneira mais elaborada os conceitos aerodinâmicos que justificam a adoção destas ou outras decisões de projeto.

Além das considerações sobre o formato em planta da asa, outra recomendação feita pela banca é a revisão do aerofólio selecionado para o projeto. O perfil SM701

adotado não é horizontalmente simétrico; desta maneira, seu centro aerodinâmico está substancialmente deslocado da posição a 25% da corda que é frequentemente adotada como base de cálculo. O deslocamento do centro aerodinâmico, além de trazer maior complexidade aos cálculos de estabilidade da asa e da aeronave como um todo, desloca a distribuição de momentos ao redor do perfil de maneira a induzir um ângulo de arfagem acentuado no voo em cruzeiro, o que compromete a estabilidade da aeronave e o conforto na pilotagem.

No dimensionamento estrutural, o fator de segurança de 2,5 vezes a máxima tensão de Von Mises dos materiais utilizados na asa também foi questionado, dado que o fator de carga adotado a partir da norma CS-22 já é bastante elevado, e este fator de segurança também é elevado para padrões aeronáuticos. A diminuição deste fator pode resultar em uma asa mais leve e barata sem comprometer a segurança da aeronave.

7. RESUMO E CONCLUSÃO

O projeto da asa elíptica iniciou-se com uma análise e adaptação de metodologias estabelecidas de projeto de aeronaves ao problema específico desta iteração do projeto de asa. Após a revisão de aspectos gerais da aeronave, definidas em projetos anteriores ao deste relatório, procedeu-se a uma avaliação do projeto de asa existente, bem como uma comparação com o estado da arte desta classe de aeronaves, na qual foi possível observar que o desenvolvimento de uma asa elíptica seria algo pouco usual na classe de planadores a que o avião se destina.

Deste modo, foi realizada uma discussão sobre as vantagens e desvantagens aerodinâmicas deste formato de asa quando comparado com os outros formatos comumente utilizados em planadores da classe standard. A asa elíptica mostrou clara vantagem na eficiência aerodinâmica, com um coeficiente de arrasto induzido muito menos do que as variações do formato trapezoidal; entretanto, o comportamento em estol mostrou-se inadequado para o propósito do planador, que é de ser uma aeronave monoplacé para pilotos iniciantes.

Por isso, foi necessário adotar medidas que mitigassem o estol repentino exibido pelo formato elíptico. Baseando-se em manuais consagrados de projeto e, como referência construtiva, no planador P1 construído pelo prof. Schubert, do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, que apresenta uma asa elíptica, foi adotado como primeira medida um enflechamento de -8° a 25% da corda por toda a envergadura da asa; tal medida, além de melhorar o comportamento em estol, aumentando significativamente o coeficiente de sustentação na ponta da asa, também diminuiu o coeficiente de arrasto induzido na ponta, proporcionando maior eficiência aerodinâmica.

Como a asa foi desenhada para se aproximar da razão de aspecto encontrada em planadores comerciais, os cálculos dos esforços aerodinâmicos resultaram em cargas consideravelmente mais altas do que as obtidas para a asa trapezoidal. Como consequência, alguns dos materiais selecionados anteriormente para a asa se mostraram pouco capazes de sustentar as tensões incidentes na nova asa; foram selecionados novos compostos de resina epóxi e fibra de carbono unidimensional, para as mesas da longarina, e bidimensional, para os perfis de revestimento.

Os novos materiais e espessuras obtidos neste trabalho sinalizaram a necessidade de um novo dimensionamento da junção asa-fuselagem. O método de projeto da junção da asa trapezoidal foi mantido para a asa elíptica; no entanto, a raiz da asa passou a utilizar material compósito no lugar de alumínio e foi submetida a cargas consideravelmente maiores que as exercidas pela asa trapezoidal. A partir do modelo em CAD da junção, desenvolveu-se um modelo de elementos finitos no *solver* Nastran In-CAD, e o cálculo das forças atuantes na asa foi completamente revisto, utilizando uma aproximação para o cálculo das forças sustentadoras no lugar do cálculo das reações feito no modelamento preliminar. A carga total imposta na asa para a análise foi de 13915 N, ligeiramente maior que a carga à qual a asa trapezoidal foi submetida.

A análise mostrou a necessidade da utilização de espessuras maiores que as encontradas nos cálculos iniciais, em especial nas almas da longarina e de seu prolongamento, embora todas as espessuras ainda estejam em um limite aceitável para que se construa a estrutura com este projeto. O prolongamento da longarina, por concentrar os momentos exercidos sobre a asa, mostrou-se a parte mais crítica da junção e exigiu espessuras consideravelmente maiores que as encontradas no restante da longarina. Para o protótipo físico, é conveniente que a transição de espessuras não seja tão abrupta de modo a evitar concentrações de tensão, o que também contribuiria para reduzir ainda mais o índice de falha da asa.

Depois de estudadas as correções e considerações apontadas pela banca avaliadora do trabalho, um possível próximo passo no projeto da asa é o aprofundamento nas técnicas de fabricação a serem utilizadas para a prototipagem, além da seleção de componentes como adesivos, pinos e rótulas que serão utilizados no protótipo. Além deste refinamento de projeto, um possível novo desenvolvimento é a elaboração de extensores de asa, substituindo a ponta de asa fixa por uma removível, que pode ser trocada por *winglets* ou um prolongamento de asa, de modo a permitir que o planador seja utilizado na classe de competição 18m.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AIRLINERS. *Aviation Photo #1694978*. Airlines.net, 2010. Disponível em <http://www.airliners.net/photo/Hosei-University-Aviation-Club/Rolladen-Schneider-LS-8-18/1694978>. Acesso em 5 de julho de 2017.
- AIRLINERS. *Aviation Photo #1622285*. Airlines.net, 2009. Disponível em <http://www.airliners.net/photo/Untitled/PZL-Bielsko-SZD-48-Jantar-Standard-2/1622285>. Acesso em 5 de julho de 2017.
- ALEXANDER SCHLEICHER. *ASW 28*. Alexander Schleicher, 2000. Disponível em <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/asw-28/>. Acesso em 5 de julho de 2017.
- AUTODESK. *Autodesk Heliux Composite – [ABD] Matrices and [ABD] Inverse Matrices*. Autodesk Inc., Westminster, EUA, 04 de novembro de 2015. Disponível em <https://knowledge.autodesk.com/support/heliux-composite/downloads/caas/CloudHelp/cloudhelp/2016/ENU/ACMPDS/files/GUID-FC91F385-B1FF-4836-B52C-3150F01ABC9A-htm.html>. Acesso em 18 de abril de 2017.
- AUTODESK. *Autodesk Nastran 2016 Reference Manual*. Autodesk Inc., Westminster, EUA, 2013.
- BARROS, C.P. *Introdução ao projeto de aeronaves leves*. Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG. Belo Horizonte, Brasil, 2001.
- BRUHN, E.F. *Analysis and Design of Airplane Structures*. 1949 revised edition. Cincinnati, EUA: Tri-State Offset Company, 1952.
- CAWSEY, R. *Schempp-Hirth page*. Richard Cawsey, 2012. Disponível em <http://www.rcawsey.co.uk/shirth.html>. Acesso em 5 de julho de 2017.
- COSTA, R. C. *Projeto aerodinâmico da fuselagem de um planador monoplaca de competição*. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2015.

FAA. *ANC-1: Spanwise Airload Distribution*. Washington DC, EUA: Government Printing Office, 1938.

FORMIGARI, J. *Projeto estrutural da fuselagem de um planador monoplace de competição*. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2015.

GODOY, R. *Projeto da estrutura da asa de um planador monoplace de competição*. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2015.

HEXCEL. *HexPly Prepreg Technology*. Hexcel, 2013. Disponível em http://www.hexcel.com/resources/datasheets/brochure-data-sheets/prepreg_technology.pdf. Acesso em 28 de outubro de 2016.

HEXCEL. *HexPly 8552 Epoxy Matrix – Product Data*. Hexcel, 2016. Disponível em http://hexcel.com/Resources/DataSheets/Prepreg-Data-Sheets/8552_eu.pdf. Acesso em 29 de outubro de 2016.

HP AIRCRAFT. *HP-24 Project – Update 21 June 2010*. HP Aircraft, 2010. Disponível em http://www.hpaircraft.com/hp-24/update_21_june_10.htm. Acesso em 3 de março de 2017.

RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 2. ed. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA education series), 1992.

ROSKAM, J. *Airplane design – part III: layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: cutaways and inboard profiles*. 1. ed. Lawrence, EUA: DARcorporation, 1986.

SCHUBERT, E. *Especificação técnica – planador biplace P1*. Prof. Dr. Ekkehard Schubert, São José dos Campos, Brasil, 2016.

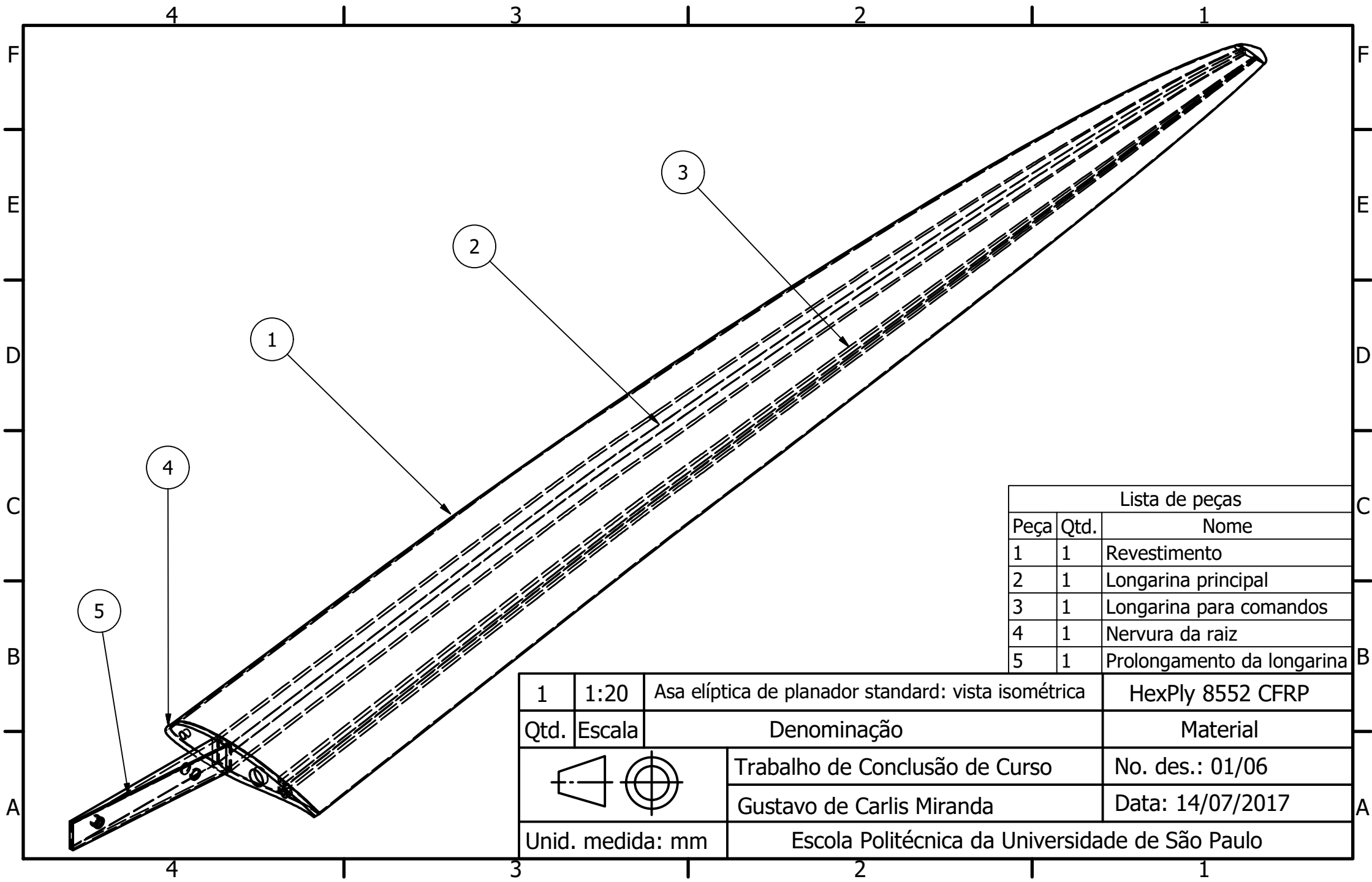
SCHÜRMANN, H. *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. 2. ed. Darmstadt, Alemanha: Springer Verlag, 2007.

- STEEN, G.; NICKS, O.; HEFFNER, M: *Further wind tunnel investigation of the SM701 airfoil with aileron and turbulators*. College Station, EUA, 1992.
- THOMAS, F.; MILGRAM, J. *Fundamentals of sailplane design*. 3. ed. College Park, EUA: College Park Press, 1999.
- TORENBEEK, E. *Synthesis of subsonic airplane design*. 1. ed. Dordrecht, Holanda: Kluwer Academic Publishers, 1982.
- UNIVERSITY OF CAMBRIDGE. *Failure of laminates and the Tsai-Hill criterion*. University of Cambridge, Cambridge, Reino Unido, 2004. Disponível em https://doitpoms.admin.cam.ac.uk/tlplib/fibre_composites/laminate_failure.php. Acesso em 18 de abril de 2017.
- VAN BERGHEM; Y.C. *Projeto conceitual aerodinâmico de um planador monoplace de competição*. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Universidade de São Paulo, São Paulo, 2014.

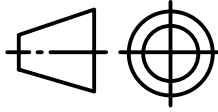
APÊNDICE A: DESENHOS TÉCNICOS

Os desenhos apresentados neste apêndice ilustram o projeto da asa elíptica com suas dimensões gerais e a disposição dos componentes. Não estão inclusas informações detalhadas para a fabricação do protótipo da asa. Os desenhos inclusos neste relatório são, em ordem:

- Figura A.1: Desenho de conjunto da asa em vista isométrica
- Figura A.2: Desenho em três vistas do perfil de revestimento
- Figura A.3: Desenho em três vistas da longarina principal
- Figura A.4: Desenho em três vistas da longarina para apoio dos comandos
- Figura A.5: Desenho em três vistas da nervura da raiz
- Figura A.6: Desenho em três vistas do prolongamento da longarina principal



Lista de peças		
Peça	Qtd.	Nome
1	1	Revestimento
2	1	Longarina principal
3	1	Longarina para comandos
4	1	Nervura da raiz
5	1	Prolongamento da longarina

1	1:20	Asa elíptica de planador standard: vista isométrica		HexPly 8552 CFRP
Qtd.	Escala	Denominação		Material
		Trabalho de Conclusão de Curso		No. des.: 01/06
		Gustavo de Carlis Miranda		Data: 14/07/2017
Unid. medida: mm		Escola Politécnica da Universidade de São Paulo		

F

E

D

C

B

A

4

3

2

1

F

E

D

C

B

A



181

67

6917

Vista frontal - escala 1:10

Aerofólio SM701

155

5,4

910,8

Curvas elípticas
descritas nos itens
5.2 e 5.3 do relatório

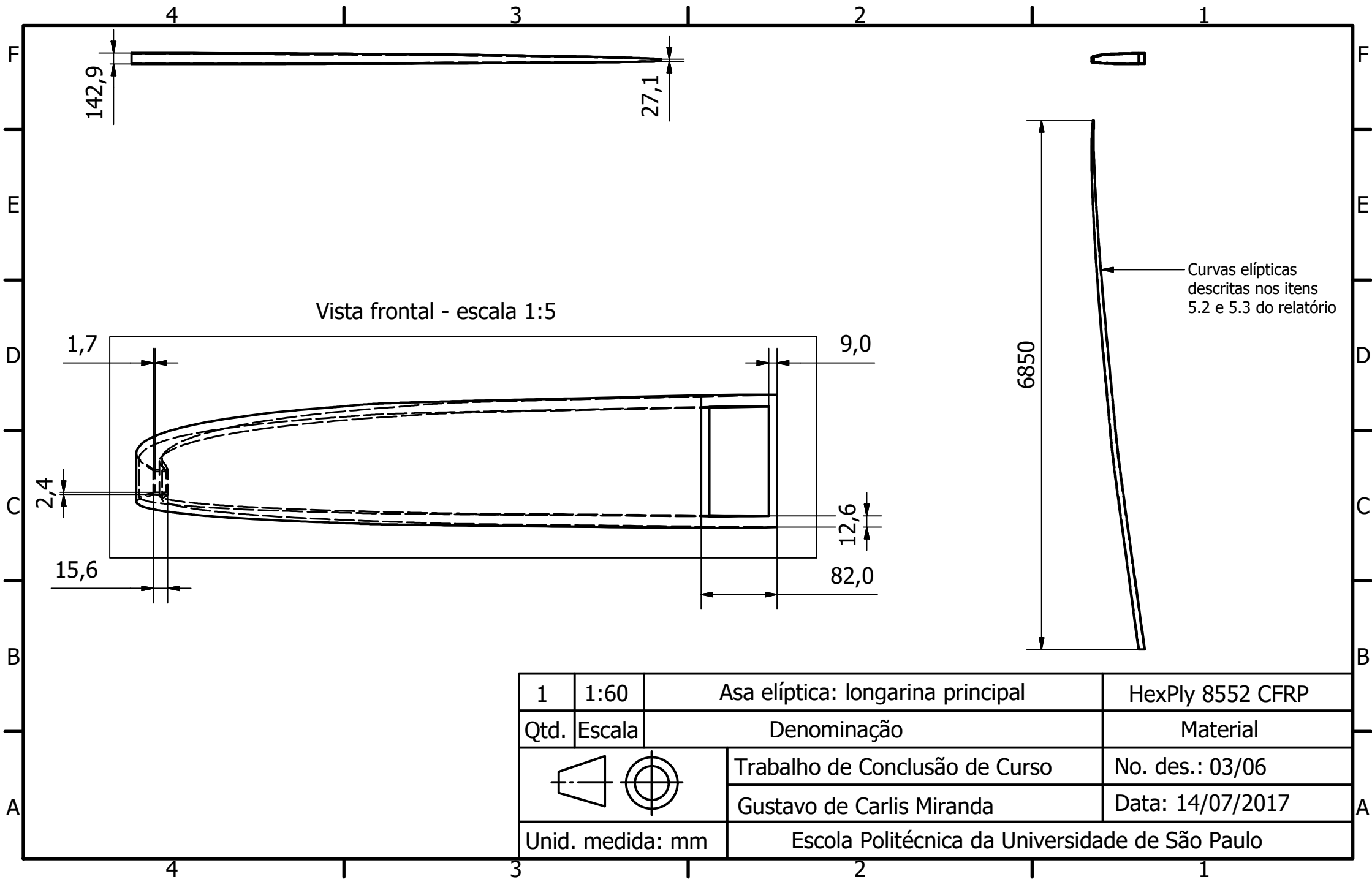
1	1:60	Asa elíptica: revestimento	HexPly 8552 CFRP
Qtd.	Escala	Denominação	Material
		Trabalho de Conclusão de Curso	No. des.: 02/06
		Gustavo de Carlis Miranda	Data: 14/07/2017
Unid. medida: mm		Escola Politécnica da Universidade de São Paulo	

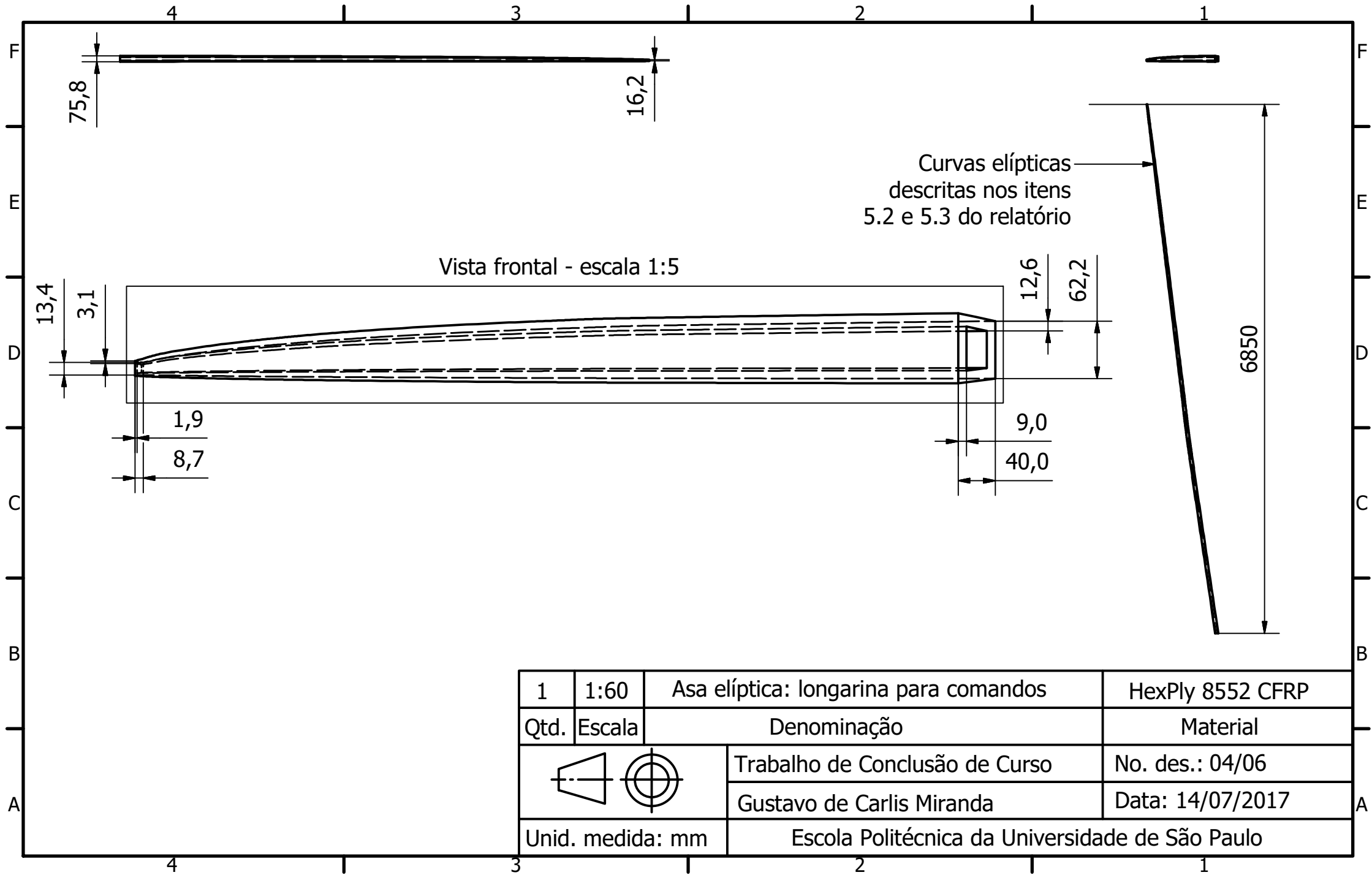
4

3

2

1



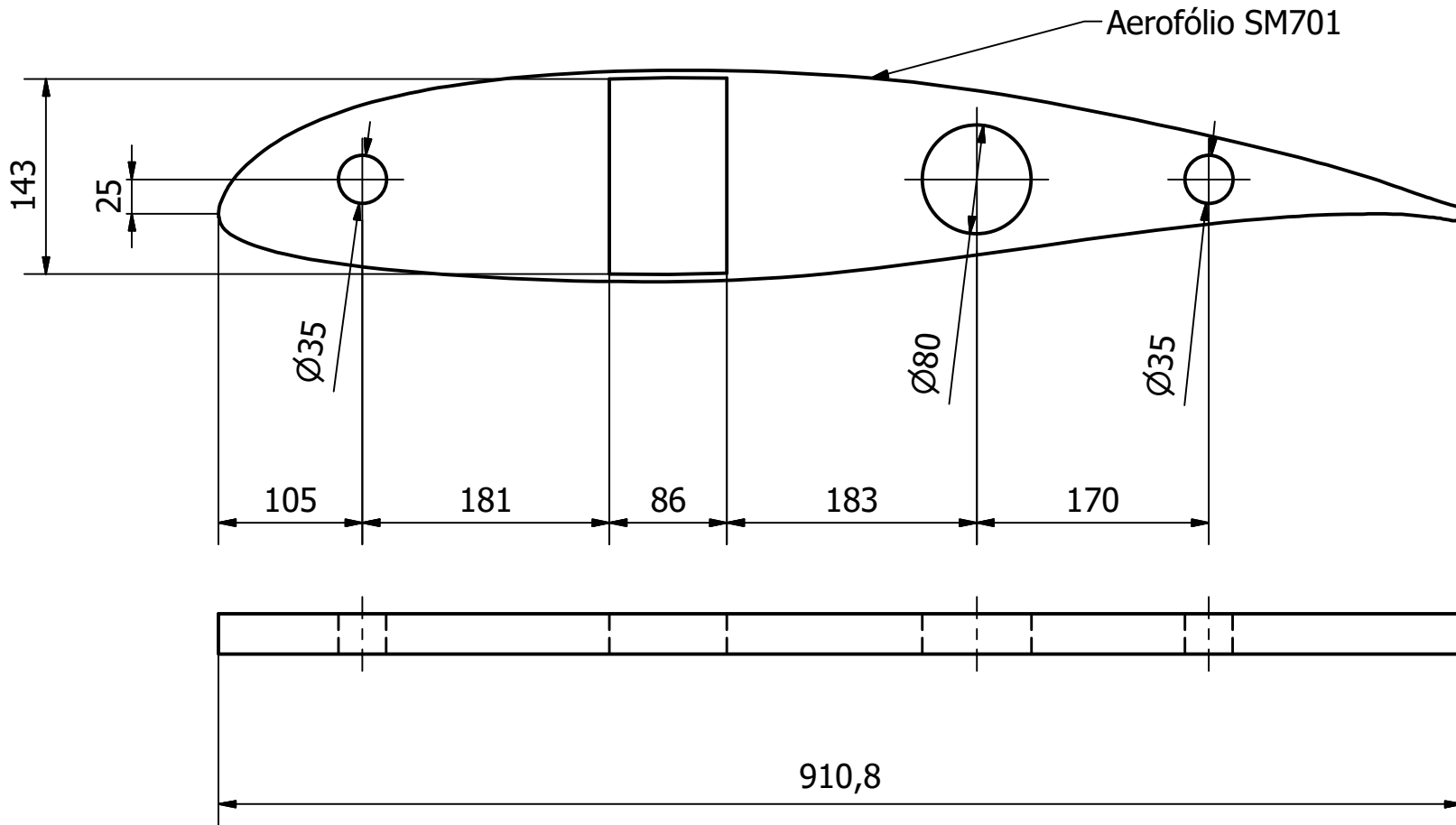
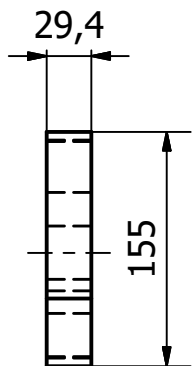


F
E
D
C
B
A

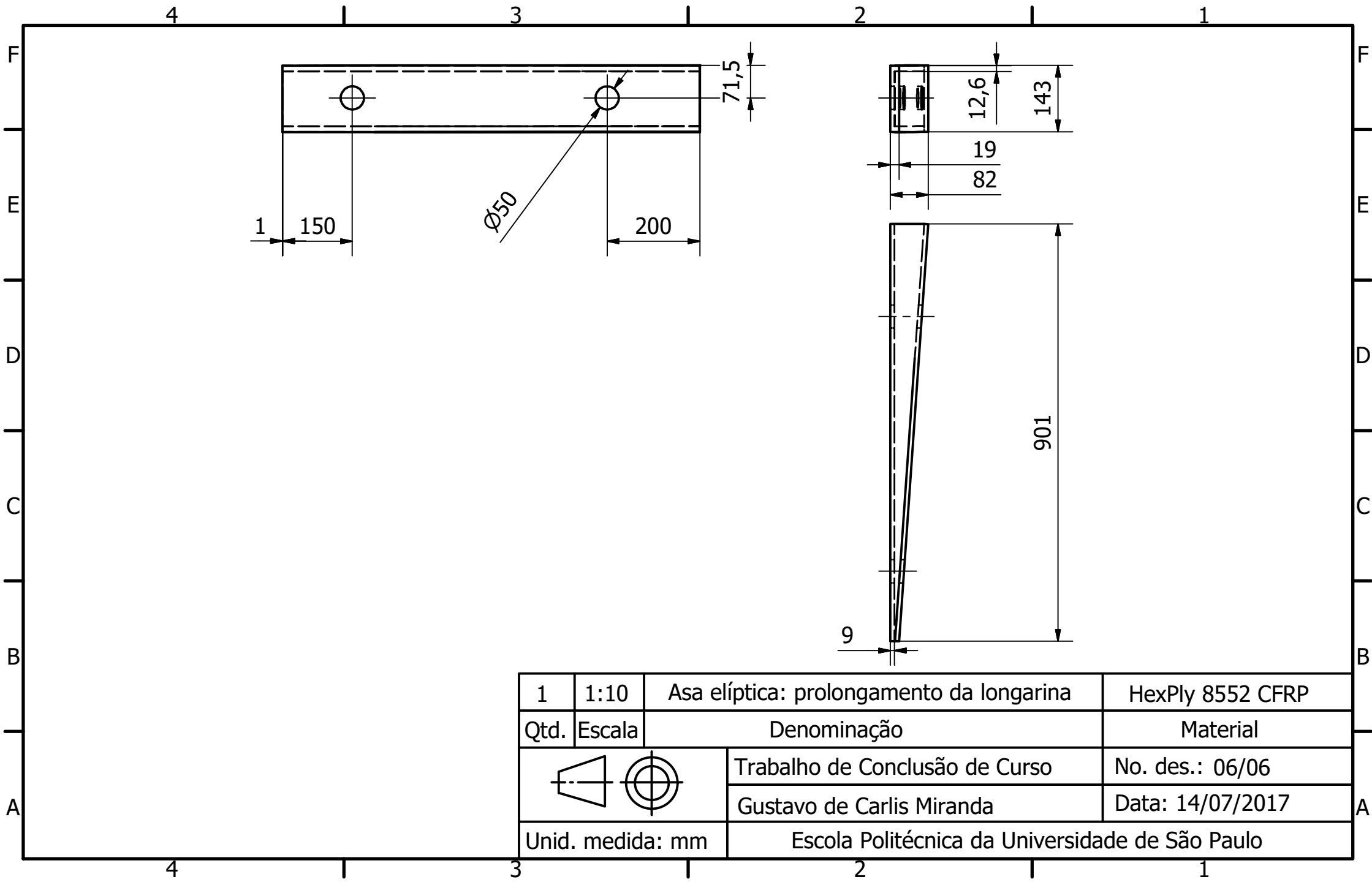
F
E
D
C
B
A

4 3 2 1

4 3 2 1



1	1:5	Asa elíptica: nervura da raiz	HexPly 8552 CFRP
Qtd.	Escala	Denominação	Material
		Trabalho de Conclusão de Curso	No. des.: 05/06
		Gustavo de Carlis Miranda	Data: 14/07/2017
Unid. medida: mm		Escola Politécnica da Universidade de São Paulo	



ANEXO B: TABELAS PARA O CÁLCULO DA FORÇA DE SUSTENTAÇÃO

Todas as tabelas foram retiradas de FAA (1938) e seu funcionamento está explicado na seção 5.4.1 do relatório.

Tabela B.1 - Características geométricas da asa

TABLE 1.
GEOMETRIC CHARACTERISTICS OF WING

[illegible]

$$C_{AVE.} = S/b =$$

22

$$S = \frac{b^2}{A}$$

$$A = \frac{b}{s}$$

॥
ॐ

Tabela B.2 - Cálculo dos coeficientes angulares B_n

TABLE II.
COMPUTATION OF ANGLE COEFFICIENTS, B_n

TABLE I.	$y_0/2$	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6	y_7	y_8	y_9
LINE 7										

$y_1 - y_3 - y_5 + y_7 + y_9 = \pi_1$	$y_0/2 - y_4 + y_8 = \pi_2$
---------------------------------------	-----------------------------

	MULTIPLIER	1 - 19		3 - 17		5 - 15		7 - 13		9 - 11	
		a	b	a	b	a	b	a	b	a	b
1	.1564	y_9		$-y_3$				$-y_7$		y_1	
2	.3090		y_8		y_4				y_4		y_8
3	.4540	y_7		y_9				$-y_1$		$-y_3$	
4	.5678		y_6		$-y_2$				y_2		$-y_6$
5	.7071	y_5		y_5		π_1		$-y_5$		y_5	
6	.8090		y_4		y_8				y_8		y_4
7	.8910	y_3		$-y_1$				y_9		$-y_7$	
8	.9511		y_2		y_6				$-y_6$		$-y_2$
9	.9877	y_1		y_7				y_3		y_9	
10	1.0000		$y_0/2$		$-y_0/2$		π_2		$-y_0/2$		$y_0/2$
11	TOTAL										
12	$a + b$										
13	$a - b$										
14	(12) + (13) 2.5										
15	$2B_n$	$2B_1$	$2B_{19}$	$2B_3$	$2B_{17}$	$2B_5$	$2B_{15}$	$2B_7$	$2B_{13}$	$2B_9$	$2B_{11}$

CHECK: $2B_1 - 2B_3 + 2B_5 - 2B_7 + 2B_9 - 2B_{11} + 2B_{13} - 2B_{15} + 2B_{17} - 2B_{19} = 2y_0 = 2\alpha_s$

NOTE: IF α_s IS CONSTANT ALONG THE SPAN, $B_1 = \alpha_s$ & B_3 TO B_{19} ARE ZERO.

Tabela B.3 - Cálculo dos coeficientes de formato C_{2n}

TABLE III
COMPUTATION OF PLAN FORM COEFFICIENTS, C_{2n}

1	TABLE I	y_9	y_8	y_7	y_6	y_5	y_0	v_1	v_2
2	LINE 14	$\frac{y_0}{2}$	y_2	y_3	y_4	y_5	v_5	v_4	v_3
3	①+②	v_0	v_2	v_3	v_4	v_5	p_0	p_1	p_2
4	①-②	w_0	w_2	w_3	w_4		q_0	q_1	q_2

5	MULTI-PLIER	0	20	2	4	6	8	10
6	.3090			a w_4	q_2	a $-w_2$	p_1	
7	.5878							
8	.8090			w_2	q_1	$-w_4$	$-p_2$	
9	.9511							
10	1.0000	$p_0 + p_1 + p_2$	$q_0 - q_1 + q_2$	w_0	q_0	w_0	p_0	$w_0 - w_2 + w_4$
11	TOTAL							
12	a + b							
13	a - b							
14	DIVIDE BY 5							
15	C_{2n}	$2C_0$	$2C_{20}$	C_2	C_4	C_6	C_8	C_{10}

CHECK: $\frac{2C_0 + 2C_{20}}{2} + C_2 + C_4 + C_6 + C_8 + C_{10} + C_{12} + C_{14} + C_{16} + C_{18} = 0$

Tabela B.4 - Constantes necessárias para a solução dos coeficientes A_n

TABLE IV
CONSTANTS REQUIRED IN SOLUTION OF A_n COEFFICIENTS

ITEM		
U_0	$\frac{m_s C_s}{4 b}$	
$2P_1$	$2C_0 - C_2 + 2U_0$	
$2P_3$	$2C_0 - C_6 + 6U_0$	
$2P_5$	$2C_0 - C_{10} + 10U_0$	
$2P_7$	$2C_0 - C_{14} + 14U_0$	
$2P_9$	$2C_0 - C_{18} + 18U_0$	
D	$C_2 - C_4$	
E	$C_2 - C_6$	
F	$C_2 - C_{12}$	
G	$C_2 - C_{16}$	
H	$C_4 - C_6$	
I	$C_4 - C_{10}$	
J	$C_4 - C_{14}$	
K	$C_6 - C_8$	
L	$C_6 - C_{12}$	
M	$C_8 - C_{10}$	

Tabela B.5 - Solução dos coeficientes A_n TABLE V.
SOLUTION OF A_n COEFFICIENTS

	1	2	3a	3b	3c	4a	4b	4c
1	$(C_2 - C_4) A_3$							
2	$(C_4 - C_6) A_5$							
3	$(C_6 - C_8) A_7$							
4	$(C_8 - C_{10}) A_9$							
5	$(1) + (2) + (3) + (4)$							
6	$2B_1 = (5)$	$2B_1 =$						
7	$A_1 = (6) / 2P_1$	$2P_1 =$						
8	$(C_2 - C_4) A_1$							
9	$(C_2 - C_6) A_5$							
10	$(C_4 - C_{10}) A_7$							
11	$(C_6 - C_{12}) A_9$							
12	$(8) + (9) + (10) + (11)$							
13	$2B_3 = (12)$	$2B_3 =$						
14	$A_3 = (13) / 2P_3$	$2P_3 =$						
15	$(C_4 - C_6) A_1$							
16	$(C_2 - C_8) A_3$							
17	$(C_2 - C_{12}) A_7$							
18	$(C_4 - C_{14}) A_9$							
19	$(15) + (16) + (17) + (18)$							
20	$2B_5 = (19)$	$2B_5 =$						
21	$A_5 = (20) / 2P_5$	$2P_5 =$						
22	$(C_6 - C_8) A_1$							
23	$(C_4 - C_{10}) A_3$							
24	$(C_2 - C_{12}) A_5$							
25	$(C_2 - C_{16}) A_9$							
26	$(22) + (23) + (24) + (25)$							
27	$2B_7 = (26)$	$2B_7 =$						
28	$A_7 = (27) / 2P_7$	$2P_7 =$						
29	$(C_8 - C_{10}) A_1$							
30	$(C_6 - C_{12}) A_3$							
31	$(C_4 - C_{14}) A_5$							
32	$(C_2 - C_{16}) A_7$							
33	$(28) + (30) + (31) + (32)$							
34	$2B_9 = (33)$	$2B_9 =$						
35	$A_9 = (34) / 2P_9$	$2P_9 =$						

Tabela B.6 - Cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto da asa

TABLE VI
COMPUTATION OF WING LIFT AND DRAG COEFFICIENTS

1	2	3
$A_1 =$	$(A_1)^2 =$	$A_1/3 =$
$A_3 =$	$3(A_3)^2 =$	$A_3/5 =$
$A_5 =$	$5(A_5)^2 =$	$-A_5/21 =$
$A_7 =$	$7(A_7)^2 =$	$A_7/45 =$
$A_9 =$	$9(A_9)^2 =$	$-A_9/77 =$
	$\sum n A_n^2 =$	$\sum =$

$$1 + \sigma = \frac{\sum n A_n^2}{A_1^2} =$$

$$C_L = \pi A u_{o1} =$$

OR

$$\frac{\pi m_{SCS}}{4 C_{AVE.}} A_1 =$$

$$C_{D_i} = \left(\frac{1 + \sigma}{\pi A} \right) C_L^2 = C_{D_{i1}} \times C_L^2 = \text{—————}$$

FOR WING WITH NO AERODYNAMIC TWIST, $C_{D_{i1}} = C_{D_{ia1}}$

$$\bar{y}_L = \left(\frac{4}{\pi} \times \frac{\sum C_{OL} 3}{A_1} \right) \frac{b}{2} =$$

Tabela B.7 - Cálculo das distribuições de esforços

TABLE VII
COMPUTATION OF LOAD DISTRIBUTIONS

$C_{D_i} =$			$C_L =$									
1	a	b	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
2	TABLE I LINE 3	e	90	81	72	63	54	45	36	27	18	9
3	TABLE I LINE 4	SIN 9	1.0000	.9877	.9511	.8910	.8090	.7071	.5878	.4540	.3090	.1564
4		SIN 36	-1.0000	-.8910	-.5878	-.1564	.3090	.7071	.9511	.9877	.8090	.4540
5		SIN 59	1.0000	.7071	0	-.7071	-1.0000	-.7071	0	.7071	1.0000	.7071
6		SIN 79	-1.0000	-.4540	.5878	.9877	.3090	-.7071	-.9511	-.1564	.6090	.8910
7		SIN 99	1.0000	.1564	-.9511	-.4540	.6090	.7071	-.5878	-.8910	.3090	.9877
8	$A_1 =$	$A_1 \sin \theta$										
9	$A_3 =$	$A_3 \sin 36$										
10	$A_5 =$	$A_5 \sin 59$										
11	$A_7 =$	$A_7 \sin 79$										
12	$A_9 =$	$A_9 \sin 99$										
13	(8) + (9) + (10) + (11) + (12)	$\sum A_n \sin n\theta$										
14	TABLE I (11) x (13)	$\frac{m s c s}{c}$										
15	(13) x (14)	C_L										
16	TABLE I LINE 11	m_0										
17	TABLE I LINE 6	α_a										
18	(15) / (16)	α_o										
19	(17) - (18)	$\frac{w}{v}$										
20	(19) x (15)	C_{d_i}										
21	TABLE I LINE 9	c										
22	(15) / C_L	C_{L_i}										
23	(22) x (21)	$c C_{L_i}$										
24	(23) x (3)	$c C_{L_i} \sin \theta$										
25	(20) / C_{D_i}	$C_{d_{i_i}}$										
26	(25) x (21)	$c C_{d_{i_i}}$										
27	(26) x (3)	$c C_{d_{i_i}} \sin \theta$										

CHECKS:
LINE 24: $\frac{\pi}{20} \frac{b}{s} \sum c C_{L_i} \sin \theta = \frac{\pi}{20 C_{AVE}} \left(\sum (24) - \frac{1}{2} (24)_0 \right) = 1.0$

LINE 27: $\frac{\pi}{20} \frac{b}{s} \sum c C_{d_{i_i}} \sin \theta = \frac{\pi}{20 C_{AVE}} \left(\sum (27) - \frac{1}{2} (27)_0 \right) = 1.0$