

PROJETO DE PLANADOR ULTRALEVE

Oswaldo Palomba Neto
Manoel Fylype Linhares
Matheus Lech
Victor França

Universidade Federal de Santa Maria, Av. Roraima, 1000
oswaldopbmc@outlook.com.br, matheus.lech@acad.ufsm.br

Tiago dos Santos

Universidade Federal de Santa Maria, Av. Roraima, 1000.
tiago.santos@ufsm.br

Resumo. Projeto de planador ultraleve em material compósito à se enquadrar como aeronave aerodesportiva sem certificado de aeronavegabilidade conforme RBAC 103. Discorre-se sobre o conceito, desempenho e envelope de voo do planador. A estrutura da empenagem horizontal e seu cálculo estrutural é apresentada em detalhes.

Palavras chave: Planador. Compósitos.

1. INTRODUÇÃO

Os planadores são aeronaves de altíssima eficiência aerodinâmica desprovidas de motor e assim fazem uso de correntes ascendentes para ganhar altura, podendo percorrer grandes distâncias.

O planador foi projetado para se enquadrar na categoria de operação aerodesportiva sem certificado de aeronavegabilidade, conforme a legislação vigente na RBAC n 103, (ANAC, 2018). Essa estabelece que os planadores com peso vazio inferior ou igual à 80 kgf e VNE (Velocidade à Nunca Exceder) menor que 100 knots (185 km/h) não requerem nenhuma homologação ou certificação para sua operação assim reduzindo drasticamente os custos do projeto. Apesar de não ser necessária nenhuma certificação o projeto estrutural segue o previsto pelas norma CS-22 (EASA, 2019) para certificação de planadores, adaptando os itens quando necessário.

2. DESCRIÇÃO GERAL

O planador é um “monoplace” com 9,5 m de envergadura, sua construção emprega majoritariamente resina epóxi reforçada com fibra de vidro (PRFV) e estruturas sanduíche com núcleo de espuma rígida de PVC.

Fuselagem e empenagem vertical são integradas, a empenagem horizontal tem configuração em “T”. A asa é alta e o trem de pouso é fixo, em tandem com roda principal e bequilha. A aeronave possui comandos de aileron, profundor, leme, freio aerodinâmico e freio de roda. A Tabela 1 apresenta os principais parâmetros do planador.

Tabela 1. Parâmetros básicos do planador

| Parâmetro | Valor |
|--------------------------------|-------|
| Envergadura [m] | 9,5 |
| Comprimento [m] | 5,4 |
| Área de asa [m ²] | 4,48 |
| Alongamento [-] | 20,2 |
| Peso vazio [kgf] | 80 |
| Peso mínimo de decolagem [kgf] | 135 |
| Peso máximo de decolagem [kgf] | 185 |
| Velocidade de estol [km/h] | 61 |
| VNE [km/h] | 185 |
| Máximo planeio [-] | 27,6 |
| Mínimo afundamento [m/s] | 0,70 |

Na Figura 1 pode-se visualizar o planador em suas três vistas e vista isométrica.

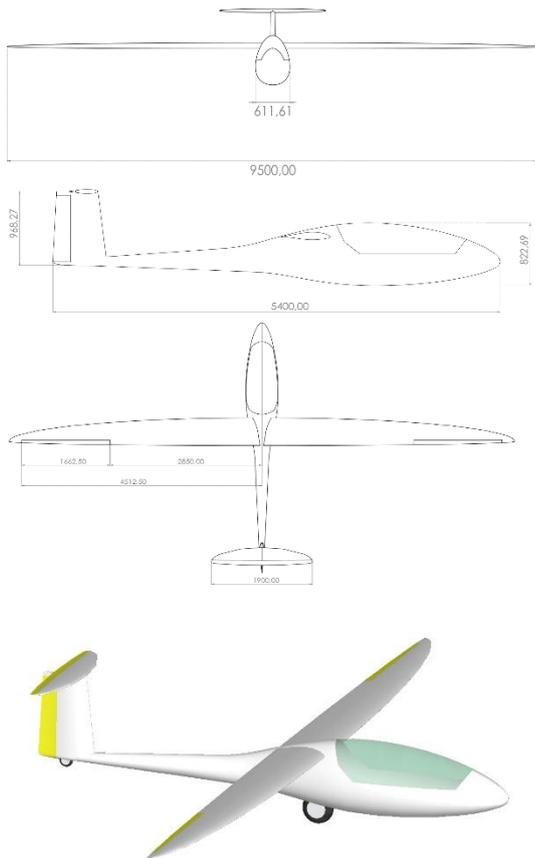


Figura 1. Três vistas e vista isométrica do planador, em amarelo destacam-se as superfícies de controle

3. DESCRIÇÃO DETALHADA

3.1. Asa

A asa contitui-se de 7 seções trapezoidais de 0,6 m de envergadura, uma seção de 0,4 m de envergadura e na ponta uma seção elíptica de 0,15 m. A distribuição de cordas se aproxima da elíptica obtendo, assim, uma alta eficiência de forma em planta sem agregar complicações na fabricação devido as seções serem trapezoidais.

3.2. Fuselagem e empenagem vertical

A fuselagem foi projetada derivando-se o perfil NACA63A210, conforme o proposto por (GALVÃO, 1968) para se obter mínimo arrasto. A fuselagem consegue abrigar com conforto um piloto de até 1,88 m de altura. A estrutura da fuselagem é do tipo monocoque em PRFV contando com algumas cavernas para fixação do trem de pouso e apoio dos tubos de comando. A deriva possui nervuras em sanduíche de espuma PVC e PRFV.

3.3. Empenagem horizontal

A empenagem horizontal contitui-se por um estabilizador fixo e o profundor, móvel, as semi-asa consistem em duas seções trapezoidais de 0,40 m de envergadura e uma seção elíptica com 0,15 m na ponta. A forma em planta foi feita de maneira que se aproxime da elíptica, como demonstrado na Fig.2 abaixo.

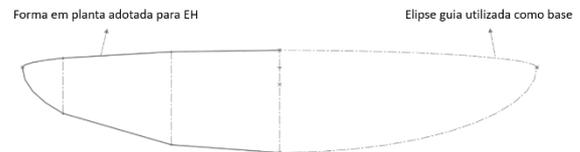


Figura 2. Comparativo da forma em planta final, à esquerda, com a elipse base, à direita

4. PROJETO ESTRUTURAL

Para o cálculo de cargas utilizou-se um banco de dados longitudinal não linear de 3 graus de liberdade. O banco de dados mescla métodos semi-empíricos propostos por (ROSKAM, 2000) e análises Vortex Lattice Method feitas no XFLR5 para as superfícies sustentadoras. O envelope de voo foi calculado conforme a CS-22 para um planador de categoria utilitária, na Figura 3 abaixo observa-se o envelope de voo para o peso máximo de operação.

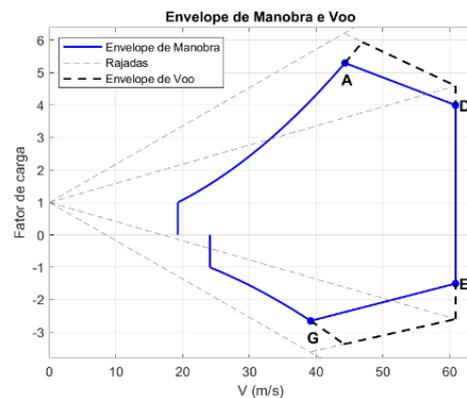


Figura 3. Envelope de voo do planador

4.1. Cargas na empenagem horizontal

Calculou-se as cargas na empenagem horizontal levando em conta os limites dianteiro e traseiro do centro de gravidade e suas respectivas margens estáticas. Vale ressaltar que com o centro de gravidade no limite dianteiro a empenagem horizontal é mais solicitada, sofrendo maiores esforços.

Analisou-se todos os casos apresentados na Tab. 2 para o peso máximo do planador.

Tabela 2. Condições de voos analisadas

| Descrição | Item | Pontos analisados |
|----------------------|----------|--|
| Cargas de equilíbrio | CS22.421 | Quinas do envelope de voo |
| Cargas em manobra | CS22.432 | Método I – Deflexões abruptas do profundor |
| Cargas de rajada | CS22.425 | Rajadas positivas e negativas na V_a e V_d |
| Cargas combinadas | CS22.447 | Pontos A e D do envelope de voo |

As cargas de equilíbrio são calculadas para os pontos A, D, E e G do envelope de voo, vide Fig.3.

Já para as cargas advindas de rajada é considerado tanto para rajadas positivas quanto negativas um acréscimo de carga de equilíbrio da EH, previsto pela (EASA, 2019) nas velocidades de manobra (V_a) e velocidade última (V_d).

Para o cálculo das cargas de manobra adotou-se o primeiro método proposto pela CS-22 por ser mais simples e também mais conservador. Esse propõe que se calcule o esforço na empenagem horizontal advindo de uma deflexão abrupta de batente positivo e negativo na velocidade de manobra e 1/3 do batentes positivo e negativo na velocidade última.

As cargas combinadas são calculadas para os pontos A e D do envelope de voo multiplicando a carga de equilíbrio da EH por fatores apresentados no item AMC22.447(a) apresentados na (EASA, 2019).

Os tipos de cargas e as configurações da aeronave mesclados totalizaram 56 casos analisados.

Utilizou-se para o cálculo dos carregamentos na EH advindos das situações de voo citadas acima uma rotina em Matlab[®].

A única exceção foram os cálculos de cargas em manobra, onde por se tratar de uma deflexão abrupta de comando o avião não se encontra em equilíbrio e, assim, dispensa-se a etapa de trimagem. As saídas aerodinâmicas são obtidas, então, diretamente do banco de dados para a deflexão de profundor especificada.

Para os esforços ao longo da envergadura assumiu-se uma distribuição de sustentação elíptica, compatível com a forma em planta da asa, arrasto proporcional a sustentação e momento proporcional a corda e a sustentação da seção.

A distribuição de peso para cada seção foi feita considerando uma distribuição proporcional à sustentação ao longo da envergadura, conforme (PAJNO, 2019).

Os 2 casos mais críticos, um de sustentação positiva e outro de sustentação negativa, são apresentados na Tab. 3 abaixo.

Tabela 3. Casos dimensionantes para empenagem horizontal (EH)

| Tipo de esforço | Ponto do envelope | Fz [N] |
|---------------------------------------|-------------------|---------|
| Deflexão máxima de profundor à picar | A | -612,07 |
| Deflexão máxima de profundor à cabrar | A | 598,25 |

3.2. Conceito da estrutura

A empenagem horizontal pode ser dividida em estabilizador, parte fixa, e profundor, parte móvel. Para o estabilizador, foi proposto uma estrutura composta por revestimento e duas longarinas, uma principal e outra para articulação do profundor. Assim existe maior tolerância à falha e também permite um dimensionamento mais simplificado e conservador. O profundor possui estrutura semelhante, apresentando apenas revestimento e uma longarina. A Figura 4 apresenta o conceito estrutural adotado.

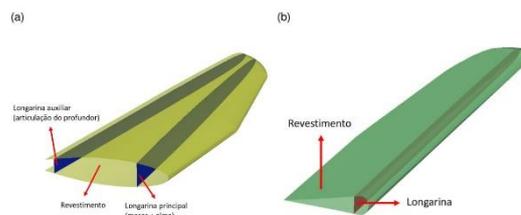


Figura 4. Conceito estrutural adotado

3. REFERÊNCIAS

- AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. RBAC n 103 – Operação Aerodesportiva em Aeronaves sem Certificado de Aeronavegabilidade. 0. Ed. São Paulo, 2018, 6 p.
- EUROPEAN AIRCRAFT SAFETY AGENCY. Certification Specification for Sailplanes and Powered Sailplanes: CS-22. European Union, 2019. 212 p.
- PAJNO, Victorio: Sailplane Design, New York: IBN, 2010. 286p.
- ROSKAM, Jan. Airplane Design part VI. Kansas: DARcorporation, 2000. 544p.
- GALVÃO, Francisco. A Note on Low Drag Bodies. OSTIV Publications, v.10, 1968.
- RUTAN, Burt. Moldless Composite Homebuilt Sandwich Aircraft Construction. New York: Rutan Aircraft Factory, 1994. 125 p.