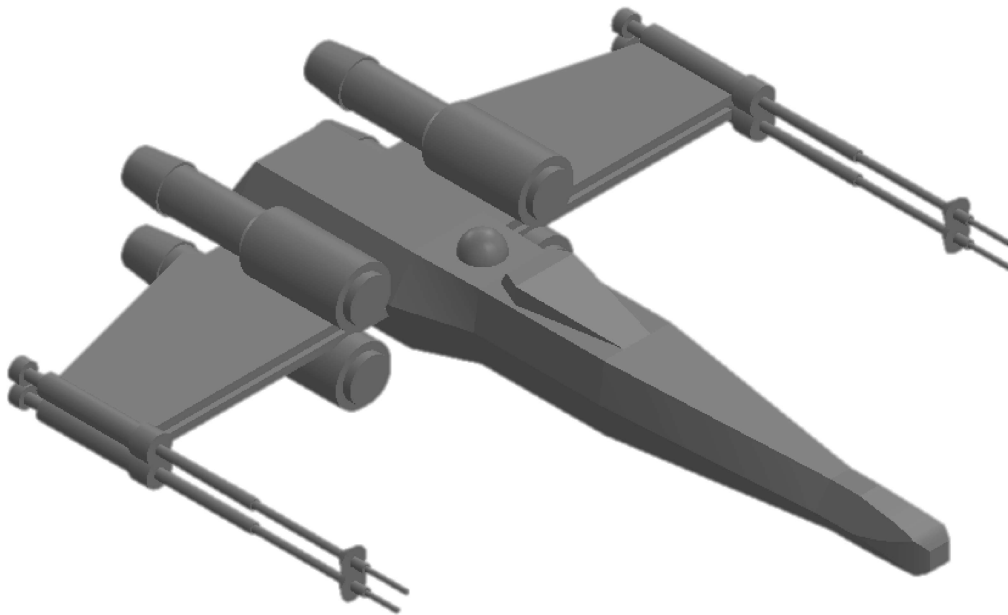




Licenciatura em Ciências da Engenharia Aeronáutica

X-Wing, Um Sucesso da Ficção Científica Projetado no Mundo Real



Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por:

Vanda Gil Felgueiras - N° de aluno 20202488

Orientador: Professor Doutor Roberto Girardi

Coorientador: Professor Doutor Tessaleno Devezas

Barcarena

setembro de 2023

Licenciatura em Ciências da Engenharia Aeronáutica

X-Wing, Um Sucesso da Ficção Científica Projetado no Mundo Real

Projeto Final de Licenciatura

Elaborado por:

Vanda Gil Felgueiras - N° de aluno 20202488

Orientador: Professor Doutor Roberto Girardi

Coorientador: Professor Doutor Tessaleno Devezas

Barcarena

setembro de 2023

O autor é o único responsável pelas ideias expressas neste projeto.

RESUMO

A famosa aeronave T-65 Starfighter é conhecida em todo o mundo pela sua aparição na série Star Wars. O objetivo principal desta pesquisa foi melhorar a compreensão das complicações envolvidas no projeto conceptual desta aeronave. Ao mesmo tempo, também foi feita uma criação inventiva de acordo com as normas científicas e as tecnologias atuais. Este projeto concentra-se num campo de estudo fascinante que se situa na interseção entre a ficção científica e a engenharia aeronáutica.

Este estudo utiliza o projeto conceptual de aeronaves, ao analisar as dimensões, aerodinâmica, desempenho e a estabilidade do T-65 Starfighter. Para fazer esta análise, primeiramente fez-se um estudo geral da aeronave pré-existente, identificando os pontos desta aeronave que não são praticáveis no mundo real, e a partir deste ponto apresenta soluções para que esta consiga voar normalmente.

Os obstáculos mais significativos foram identificados e abordados com foco nas questões mais importantes, incluindo asas, motores e trem de aterragem. Essas áreas sofreram mudanças significativas, o que confirmou a possibilidade de ter a T-65 Starfighter no mundo da aviação.

Além disso, este projeto de pesquisa descobriu áreas que podem ser melhoradas e exploradas em estudos posteriores.

Por fim, este projeto permitiu uma análise inicial de uma aeronave inventada, reunindo os vários campos de estudo, aplicando os conhecimentos teóricos adquiridos na prática.

Palavras-chave: Projeto Conceptual de Aeronaves, T-65 Starfighter. X-wing, Dogfigthing.

ABSTRACT

The renowned T-65 Starfighter aircraft is known worldwide for its appearance in the Star Wars series. The primary objective of this research was to enhance the understanding of the complications involved in the conceptual aircraft design. Simultaneously, there was also a creative endeavor adhering to scientific standards and current technologies. This project focuses on a fascinating field of study that lies at the intersection of science fiction and aeronautical engineering.

This study examines the conceptual aircraft design by analyzing the dimensions, aerodynamics, performance, and stability of the T-65 Starfighter. To conduct this analysis, a general study of the pre-existing aircraft was initially performed, identifying aspects of this aircraft that are not feasible in the real world, and from there, presenting solutions to enable it to fly normally.

The most significant obstacles were identified and addressed with a focus on the most critical issues, including wings, engines, and landing gear. These areas underwent significant changes, confirming the possibility of having the T-65 Starfighter in the world of aviation.

Furthermore, this research project uncovered areas that can be improved and explored in subsequent studies. Ultimately, this project allowed for an initial analysis of an invented aircraft, bringing together various fields of study and applying the theoretical knowledge acquired in practice.

Keywords: Aircraft Conceptual Approach, T-65 Starfighter. X-wing, Dogfigthing.

Índice

RESUMO	iii
ABSTRACT	iv
LISTA DE FIGURAS	vi
LISTA DE TABELAS	viii
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS	ix
INTRODUÇÃO	1
Materiais e Métodos a Utilizar	2
CAPÍTULO 1 – Revisão Teórica	3
1.1 Ficção vs. Realidade	3
1.2 Asa Voadora e ‘ <i>tailless</i> ’	5
1.3 Tipologia de Voo	6
CAPÍTULO 2 – Projeto Conceptual.....	9
2.1 Dimensões.....	10
2.2 Eixos de Movimento.....	12
2.3 ASW- Aircraft Sizing Calculation.....	14
2.5 Propulsão e Sistema de Combustível.....	18
2.4 Trem de Aterragem.....	21
CAPÍTULO 3 - Desempenho	27
3.1 Condições de Voo.....	27
3.2 Aerodinâmica.....	28
CAPÍTULO 4 - Estabilidade	35
CONCLUSÃO	41
BIBLIOGRAFIA	43

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 aeronave T-65 Starfighter, a) configuração com asas abertas, b) asas fechadas.	1
Figura 2 aeronave apresentada nos filmes, (StarWars Fandom, 2023)	3
Figura 3 caça espacial Sukhoi Shkval., (Artstation,2022).....	4
Figura 4 aeronave XFY – 1, (gettyimages, 2020)	5
Figura 5 geometria da asa, (Autoria própria).....	10
Figura 6 perfil NACA 6412, (autoria própria).....	11
Figura 7 eixos de momento de um avião, (the gsaljournal, 2022).....	12
Figura 8 funcionamento dos elevons, (chronic flight, 2020).....	13
Figura 9 Fração das áreas molhadas.	15
Figura 10 coeficiente de planeio em função da aera molhada, (D. Raymer, 2018).....	16
Figura 11 perfil da missão, (Autoria própria)	17
Figura 12 consumo de cada tipo de motor, em função da velocidade de voo, (D. Raymer, 2018).	18
Figura 13 Aeronaves que usam o motor escolhido a) Yak-130 b) L-15A, (Ivchenko Progress, 2020)	19
Figura 14 localização dos tanques de combustível, (Autoria própria)	20
Figura 15 centro de massa e respetivos eixos, (Autoria própria)	21
Figura 16 trem de aterragem, vistas lateral e superior, (a) tricycle (b) tail- gear (c) quadricycle (Sadraey, 2012).	22
Figura 17 desenho de duas vistas da aeronave, (Autoria própria).....	23
Figura 18 overturn angle na vista frontal da aeronave, (Autoria própria).....	24

Figura 19 overturn angle na vista de cima da aeronave. (Autoria própria).....	24
Figura 20 corte na fuselagem, (Autoria própria).....	25
Figura 21 análise do perfil alar, gráficos de a) c_l em função de Alfa b) c_d em função de Alfa, (XFLR 5).....	28
Figura 22 displacement thickness, a) ângulo de ataque a 10° , b) ângulo de ataque a $14,75^\circ$, c) ângulo de ataque a 25° , (XFLR 5).....	28
Figura 23 análise do perfil alar, gráficos de a) c_l/c_d em função de Alfa, b) c_l em função de c_d , (XFLR 5).....	29
Figura 24 análise da asa, gráficos de a) CL em função de alfa, b) CD em função de alfa, c) CD em função de CL, d) CL/CD em função de alfa, (XFLR 5).	30
Figura 25 distância de descolagem, (Raymer 2018).....	32
Figura 26 amortecimento do movimento do avião, (academic-accelerator, 2020).....	33
Figura 27 gráfico de análise da asa, coeficiente de momento em função de alfa, (Autoria própria).....	34
Figura 28 movimento do dutch roll, (leehamnews, 2018).....	35
Figura 29 estabilidade da aeronave a) longitudinal, b) lateral, (Autoria própria).....	36
Figura 30 tempo de resposta do movimento de pitch, (Autoria própria).....	36

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 parâmetros existentes da aeronave, (Autoria própria)	9
Tabela 2 parâmetros calculados da asa, (Autoria própria)	10
Tabela 3 massa no início de cada segmento de voo, (Autoria própria).....	16
Tabela 4 motores turbofan de baixa razão de diluição, (Autoria própria).....	18
Tabela 5 dados do avião obtidos no SolidWorks, (Autoria própria)	20
Tabela 6 dados do trem de aterragem, (Autoria própria).....	24
Tabela 7 valor da simulação aerodinâmica do perfil alar e da asa, (Autoria própria)	30

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AR - Aspect Ratio (alongamento)

ASW - Aircraft Sizing Calculation

BPR - Razão de diluição (*Bypass Ratio*)

C_D - Coeficiente de Arrasto da Asa

c_d - Coeficiente de Arrasto do Perfil Alar

CG - Centro de Gravidade

C_L - Coeficiente de Sustentação da Asa

c_l - Coeficiente de Sustentação do Perfil Alar

c_r - Corda da Raiz (*Root Chord*)

c_t - Corda da Ponta (*Tip Chord*)

D - Força de Arrasto (*Drag Force*)

H_{CG} - Altura do Centro de gravidade (*Height of Centre of Gravity*)

ISA - Atmosfera Internacional Padrão (*International Standard Atmosphere*)

L - Força de Sustentação (*Lift Force*)

LRM - Missão de Longo Alcance (*Long Range Mission*)

M- Número de Mach

NACA - National Advisory Committee for Aeronautics

OT - Ângulo de Capotamento (*Overturn Angle*)

SFC – Consumo Específico de Combustível (*Specific Fuel Consumption*)

VTOL - Descolagem e Aterragem Vertical (*Vertical Take-off and Landing*)

W – Peso (*Weight*)

INTRODUÇÃO

O intuito do meu projeto final de licenciatura foi analisar o comportamento de uma aeronave T-65 *Starfighter*, uma concepção de aeronave de combate originalmente presente na série de filmes de ficção científica Star Wars.

A T-65 é uma aeronave fictícia que incorpora elementos de *design* que podem ser considerados eficazes em aeronaves militares futuras. Embora alguns aspetos do *design* da T-65 sejam impossíveis de replicar no mundo real, a aeronave ainda pode ser vista como uma fonte de inspiração para engenheiros aeronáuticos que buscam criar aeronaves de combate inovadoras e de alto desempenho.

Existem algumas características da aeronave calculadas por entusiastas desta série de filmes, outras têm de ser desenhadas de raiz, uma vez que as tecnologias não são adequadas às condições reais de voo, entre as quais motores, trens de aterragem e superfícies de controlo.

A aeronave T-65 *Starfighter* apresenta duas formas possíveis, (Fuller, 2015), para funções distintas, *dogfighting* e *long range mission*, com uma geometria de asas variável, como apresentada na figura 1 abaixo.

- A primeira (a), e mais conhecida, com a forma em “X”, usada em *dogfighting*.
- A segunda (b), com as asas fechadas, usada no modo *long range mission*.

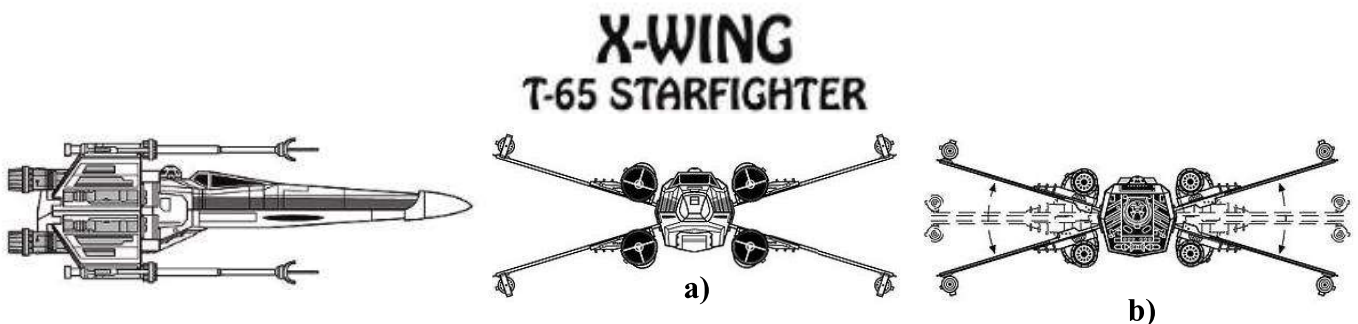


Figura 1 aeronave T-65 *Starfighter*, a) configuração com asas abertas, b) asas fechadas.

Materiais e Métodos a Utilizar

São necessários definir alguns aspetos da aeronave, incluindo características geométricas e os seus principais componentes estruturais, analisando a aerodinâmica, propulsão, autonomia, controlo e comportamento de estabilidade de modo a testar as suas capacidades de navegabilidade, indicando possíveis alterações à estrutura inicial de maneira a desenvolver uma aeronave adequada ao voo. Assim, a aeronave em questão não apresenta cauda, nem trem de aterragem convencional, dispõe de 4 motores e leva só o seu piloto. Para obter estes aspetos, pretendo recorrer ao *design* conceptual de aeronaves, através do livro ‘*Aircraft Design: A Conceptual Approach*’ (Raymer, 2018)

Neste contexto, é importante destacar que as afirmações e conclusões feitas ao longo deste projeto de pesquisa e aplicação prática, foram corroboradas por uma variedade de fontes de literatura académica e científica, listados na bibliografia. Esta abordagem foi aplicada com o objetivo de aumentar a robustez do atual trabalho.

Assim o projeto foi dividido em 4 capítulos, estes abordam os seguintes tópicos:

Capítulo 1 – é feita uma revisão teórica sobre as aeronaves passadas com o formato de “X-wing”, apresentando os pontos fracos da mesma.

Capítulo 2 - são definidos parâmetros básicos da aeronave, como dimensões e modificam-se os pontos problemáticos identificados previamente.

Capítulo 3 - exploram-se as condições de voo e o desempenho aerodinâmico da aeronave com ajuda do *software* Xflr5, calculando os parâmetros mais importantes.

Capítulo 4 - aborda a estabilidade da aeronave, com a ajuda do *software* Xflr5, verificando se é uma aeronave viável.

CAPÍTULO 1 – Revisão Teórica

1.1 Ficção vs. Realidade

A aeronave X-wing é uma criação fictícia, mas a popularidade e sucesso na cultura popular influenciaram a maneira como as pessoas pensam sobre as aeronaves de combate. O *design* inovador da aeronave, manobrabilidade e habilidades de combate são os fatores diferenciais desta aeronave.

Em termos de *design*, a T-65 é uma aeronave fictícia de asa em X que possui quatro motores de propulsão, canhões laser e torpedos de protões. A sua estrutura é composta por materiais resistentes, como titânio e a cabine é projetada para comportar um único piloto. Além disso, a capacidade dos torpedos de protões da T-65 de destruir aeronaves inimigas é um conceito que não tem base na física, (Fuller, 2015).



Figura 2 aeronave apresentada nos filmes, (StarWars Fandom, 2023)

Apesar dessas limitações, é possível que elementos do *design* da T-65 possam ser incorporados em aeronaves militares futuras. Os quatro motores de propulsão da T-65, que podemos observar na figura 2, também podem ser considerados uma maneira eficaz de fornecer energia suficiente para um voo de alto desempenho, e controlar os movimentos da aeronave.

As suas aparência e habilidades podem ser analisadas do ponto de vista da ciência e da engenharia aeronáutica, pois têm algumas semelhanças com as aeronaves de asa delta, com baixo alongamento, o que pode funcionar em aeronaves de baixo peso e que voem a alta velocidade, o que é o caso desta aeronave.

O universo Star Wars é conhecido pelos icônicos caças espaciais, incluindo a famosa aeronave X-wing. Mas, no mundo real, foi projetada uma aeronave com base no conceito de asa em X, esta aeronave é de origem soviética, o caça espacial Sukhoi Shkval, mostrado na figura 3.

Projetado na década de 1990, posteriormente ao lançamento dos filmes, o Sukhoi Shkval apresentava uma configuração de asa em X, semelhante à da aeronave analisada. A ideia por trás do *design* era construir uma aeronave altamente manobrável, capaz de se deslocar rapidamente em todas as direções e evitar facilmente ataques de mísseis. *Canards* adicionais foram montados à frente das entradas de ar para ajudar na estabilidade durante o voo. A aeronave seria alimentada por dois motores, que forneceriam energia suficiente para descolagem e aterragem vertical, um *design* pouco convencional. Uma aeronave altamente letal e capaz de realizar missões de combate aéreo complexas.

Embora o Sukhoi Shkval nunca tenha sido construído, o conceito por trás demonstra a importância da inovação e da criatividade na indústria aeronáutica. Projetos como esse mostram que a inspiração pode vir de lugares inesperados, inclusive dos filmes.

Ao contrário da T-65 as raízes das suas asas estão separadas entre si, isto impede o chamado arrasto de interseção, uma vez que o fluxo de ar que passa numa asa não colide com o da outra, o mesmo não acontece na aeronave analisada.



Figura 3 caça espacial Sukhoi Shkval., (Artstation,2022)

Outra aeronave que antecedeu a T-65 foi um caça de descolagem e aterragem vertical (VTOL), o XFY-1, da *Convair* projetada para operar em plataformas pequenas em navios de guerra e possivelmente em navios mercantes. O protótipo da *Convair* tinha um formato de asa delta modificado complementado por duas grandes superfícies de cauda verticais em forma de X, como é possível ver na figura 4. Para operações VTOL o

avião assentava em rodas giratórias montadas em todas as quatro pontas das asas. Os testes de voo XFY-1 começaram em abril de 1954 e o protótipo voou cerca de 60 horas.



Figura 4 aeronave XFY-1, (gettyimages, 2020)

1.2 Asa Voadora e ‘tailless’

As aeronaves do tipo asa voadora, apresentam um *design* de asa integrada com o corpo da aeronave, que elimina a necessidade de uma cauda, designadas como aeronaves *tailless*, e integra os controlos de voo na própria asa.

Outra característica das asas voadoras é o facto de estas não terem fuselagem, assim conseguimos perceber que a aeronave em estudo não é uma asa voadora, mas sim uma aeronave *tailless*, ou seja, sem cauda.

Estas aeronaves também têm as suas desvantagens. Asas voadoras podem ser projetadas para serem estáveis. O maior problema é uma certa dificuldade de ser controlada de forma eficiente.

Esta aeronave é chamada *tailless* e não uma asa voadora, uma vez que tem fuselagem. Como as aeronaves asa voadora e *tailless* não têm uma cauda, a estabilidade é geralmente mantida por meio de computadores de bordo, que ajustam continuamente a posição da asa para manter a estabilidade da aeronave. Isso torna essas aeronaves mais complexas. Este aspeto dificulta o controlo a baixas velocidades e durante manobras de alto desempenho, tornando estas aeronaves menos adequadas para operações de combate. Isso significa que tais aeronaves são mais adequadas para missões de reconhecimento e vigilância, em vez de operações de combate direto.

Para contornar estas dificuldades, podem ser adicionados canards. Estes são superfícies de controlo aerodinâmicas localizadas na parte frontal de uma aeronave, geralmente perto da cockpit. Eles desempenham um papel importante na estabilidade e controlo da aeronave, especialmente em caças e aeronaves de alto desempenho. Os canards são projetados para funcionar de maneira semelhante aos estabilizadores horizontais localizados na parte traseira da aeronave, mas eles estão localizados na parte frontal, (Raymer 2018).

1.3 Tipologia de Voo

Como podemos perceber, uma aeronave como esta apresenta desafios em termos de estabilidade, o que acaba por tornar-se uma desvantagem em missões de longo alcance (LRM).

As aeronaves LRM são projetadas para voos de longa duração e distância, o que permite a operação em diferentes partes do mundo sem a necessidade de aterragens intermedias. Essas aeronaves são usadas para missões de reconhecimento, transporte de tropas, patrulhamento e até operações militares, (Rose, 2010).

Alem disso existem ainda obstáculos de operação em *dogfighting*. Estas missões estão cada vez mais em desuso na era moderna da aviação militar. Com a ascensão de mísseis de longo alcance e sistemas de armas inteligentes, as batalhas de proximidade tornaram-se menos comuns (Weisshaar, 2006). Em vez disso, a ênfase está agora em realizar missões de bombardeio e reconhecimento de longo alcance, bem como na defesa aérea contra ameaças externas.

Em terminologia de aviação militar, *dogfighting* refere-se ao combate aéreo manobrável de curta distância entre aeronaves inimigas. Durante um *dogfight*, as aeronaves envolvidas estão em uma luta intensa para derrubar o oponente ou evitar serem abatidas, usando uma série de manobras evasivas e táticas ofensivas. Podem ainda existir segmentos de voo de patrulha.

A habilidade de identificar e localizar objetivos em tempo real, em conjunto com o aumento na agilidade e a capacidade de manobra das aeronaves, pode ser determinante

para o sucesso das missões. Contudo, as melhorias na velocidade e na manobrabilidade das aeronaves modernas também podem dificultar o controlo e aumentar as probabilidades de ocorrerem erros e acidentes.

Para que uma aeronave seja eficaz em combates aéreos de curta distância, também conhecidos como *dogfighting*, é preciso atender a uma série de requisitos específicos, entre os quais:

- **Manobrabilidade:** deve ser altamente manobrável para realizar manobras evasivas e ofensivas de alta energia. Isso envolve a capacidade de girar rapidamente, fazer curvas apertadas e mudanças de direção bruscas. A manobrabilidade é essencial para evitar mísseis inimigos e se posicionar para ataques.
- **Sistema de Controlo de Voo Avançado:** deve ser equipada com sistemas de controlo de voo avançados que permitam ao piloto realizar manobras precisas e controlar a aeronave em altas taxas de giro. Isso inclui superfícies de controlo aerodinâmico como lemes, ailerons, flaps e canards.
- **Alta Razão Tração-Peso:** Ter uma alta razão tração-peso significa que a aeronave tem uma potência suficiente em relação ao seu peso, o que permite acelerações rápidas e mudanças de direção ágeis. Isso é fundamental para ganhar vantagem em um *dogfight*.

A partir da descrição geral da aeronave, nos dois tipos de missão, devemos definir a aeronave em estudo. Esta compõe uma mistura das duas configurações, as asas estão fechadas, mas a tipologia de voo adotada é o *dogfight*.

CAPÍTULO 2 – Projeto Conceptual

O processo de *design* conceptual de aeronaves descrito no livro "*Aircraft Design: A Conceptual Approach*" (Raymer, 2018)., consiste numa série de etapas interdependentes que se concentram em identificar as necessidades do cliente, avaliar os requisitos de desempenho e, em seguida, seleccionar a configuração de aeronave adequada para atender a esses requisitos. O processo de *design* conceptual de aeronaves descrito neste livro, é um processo iterativo.

As etapas do processo são as seguintes:

Definição do problema: nesta fase, as necessidades do cliente são identificadas e as restrições são estabelecidas. O problema é definido em termos de missão, carga útil, alcance, velocidade, altitude e outros fatores relevantes.

Análise de requisitos: nesta etapa, os requisitos de desempenho da aeronave são avaliados, como a relação impulso-peso, eficiência aerodinâmica, carga alar, entre outros.

Geração de conceitos: neste, são calculadas configurações com base nos requisitos de desempenho e restrições estabelecidas. A seleção das configurações é realizada com base na análise de sensibilidade e outras técnicas.

Avaliação de conceitos: neste período, as configurações geradas são avaliadas com detalhes. A aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controlo, entre outros fatores, são avaliados. As configurações são comparadas com base em critérios estabelecidos.

Seleção de conceitos: com base na análise, uma configuração final é seleccionada. Esta configuração é refinada e detalhada com base em dados mais precisos, como os requisitos de desempenho e restrições estabelecidos.

2.1 Dimensões

Alguns entusiastas da série de filmes, entre os quais (Fuller, 2015), calcularam parâmetros, que podem ser usados na construção da aeronave entre os quais:

Tabela 1 parâmetros existentes da aeronave, (Autoria própria)

Especificações Aeronave	
Parâmetro	Valor
Comprimento (m)	13,4
Envergadura (m)	11,76
Altura (m)	2,4
Área de asa (m ²)	29,96
Área molhada (m ²)	43,36
Peso Max w0 (kg)	10 100
Velocidade máxima (Mach)	1

Tendo em conta estes parâmetros e a geometria da asa, apresentadas na figura 5, conseguimos obter as especificações da tabela 2.

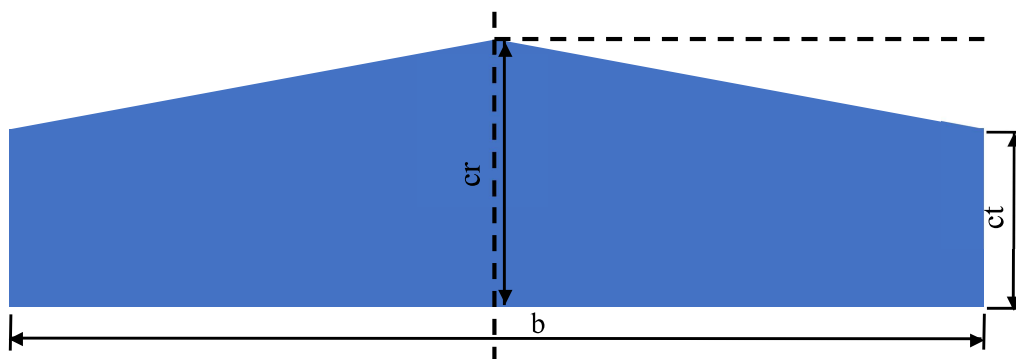


Figura 5 geometria da asa, (Autoria própria)

Para estimar as dimensões da asa, foi utilizado um desenho ilustrativo que tinha sido ajustado para estar à escala. Uma vez que eu já tinha a envergadura da asa como ponto de referência, usei uma grade quadriculada sobre a imagem à escala. Assim, calcula-se as medidas da corda na ponta da asa e na raiz e a área da asa. Ao determinar o valor da quadricula na imagem à escala, deduz-se as demais dimensões da asa com base nesses dados.

Tabela 2 parâmetros calculados da asa, (Autoria própria)

Especificações da Asa	
Parâmetro	Valor
Área asa	29,958 m ²
c_t	1,79 m
c_r	3,82 m
AR	4,62
Afilamento	0,4686
Perfil Alar	NACA 6412

A Aeronave estudada, como perfil alar tem a forma de uma placa, o que se torne aerodinamicamente insustentável. De acordo com Houghton (2003), em caças pequenos, normalmente são utilizados perfis aerodinâmicos com características mais agressivas para garantir um desempenho superior. Embora a denominação exata de um perfil aerodinâmico específico possa diversificar-se de acordo o projeto e objetivos da aeronave, um exemplo comumente usado em pequenos caças é o perfil NACA 64XX, em que os dois últimos dígitos podem variar dependendo das necessidades do mesmo.

O perfil NACA 64XX é conhecido pela sua espessura relativamente baixa e curvatura acentuada, XX significa que a espessura ainda não foi definida. o que proporciona uma melhor capacidade de manobra e velocidade máxima. A numeração "64" indica que a flexa é 6%, a flexa máxima está a 40% da corda e os dois últimos dígitos (XX) podem variar para indicando a espessura máxima do perfil.

O NACA 6412, tem 12% da corda como espessura máxima, como mostrado na figura 6. Esses perfis aerodinâmicos delgados são comumente encontrados em pequenos caças de alto desempenho, como o Northrop F-5, Tiger II e o Aero L-39 Albatros.

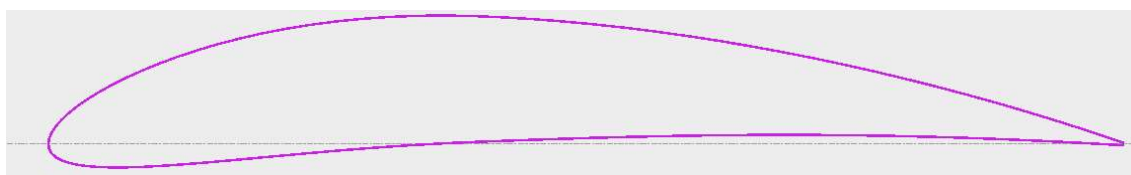


Figura 6 perfil NACA 6412, (autoria própria)

2.2 Eixos de Movimento

Os três eixos de movimento de rotação de um avião são os principais componentes que definem como uma aeronave pode mover-se e manobrar no espaço tridimensional. Como podemos ver na figura 7, os três eixos são:

- Eixo longitudinal (rolamento/*roll*): É o movimento de rotação ao redor do eixo longitudinal da fuselagem.
- Eixo lateral (picada/*pitch*): É o movimento de inclinação ao redor da envergadura, permitindo apontar o nariz do avião para cima ou para baixo, controlando a altitude.
- Eixo vertical (guinada/*yaw*): É o movimento de rotação em torno do eixo vertical da aeronave, permitindo mudar a direção do avião.

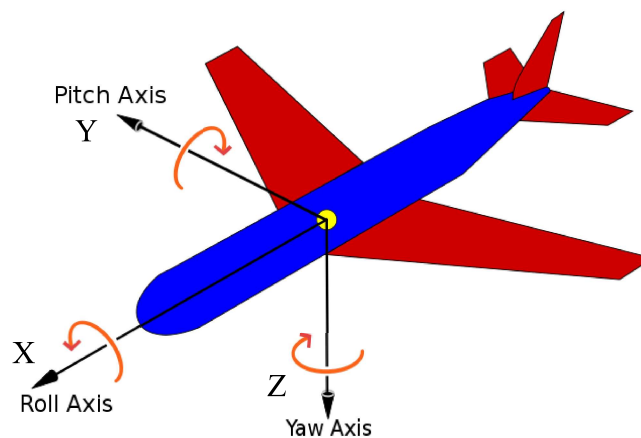


Figura 7 eixos de momento de um avião, (the gsaljournal, 2022)

A principais características das aeronaves *tailless* são a ausência de uma superfície vertical de estabilização (leme de direção) na cauda para controle da *yaw*, e também um estabilizador horizontal fixo (elevador) para controle do *pitch*.

Os ailerons são superfícies de controle no bordo de fuga da ponta das asas, operando em pares, um em cada asa. São fundamentais para controlar a rotação da aeronave. Quando o piloto movimenta o manche lateralmente, os ailerons são acionados de forma oposta, inclinando a aeronave e permitindo que ela rode em torno do seu eixo longitudinal. Os ailerons são essenciais para manobras e ajustes precisos de direção durante o voo.

Assim para controlar o *pitch* da aeronave, usa-se os elevons, uma combinação de elevadores com ailerons, são posicionados nas extremidades das asas e servem tanto como ailerons para controlo do *roll*, quanto como elevadores para controlar o momento de *pitch*, tal como os canards.

Ao ajustar a posição dos *canards*, os pilotos podem controlar o ângulo de ataque da aeronave e, assim, afetar sua sustentação e comportamento durante o voo. Isso é particularmente útil em aeronaves de alta desempenho e jatos de combate, onde a precisão nas manobras é essencial.

Quando movidos na mesma direção (para cima ou para baixo), causarão um momento de *pitch* (nariz para cima ou nariz para baixo) a ser aplicada à estrutura da aeronave. Quando movidos diferencialmente (um para cima, outro para baixo), provocam a aplicação de um momento de rolamento, como mostrado na figura 8. Estas forças podem ser aplicadas simultaneamente através do posicionamento adequado dos elevadores, por exemplo, os elevadores de uma asa completamente para baixo e os elevadores da outra asa parcialmente para baixo,

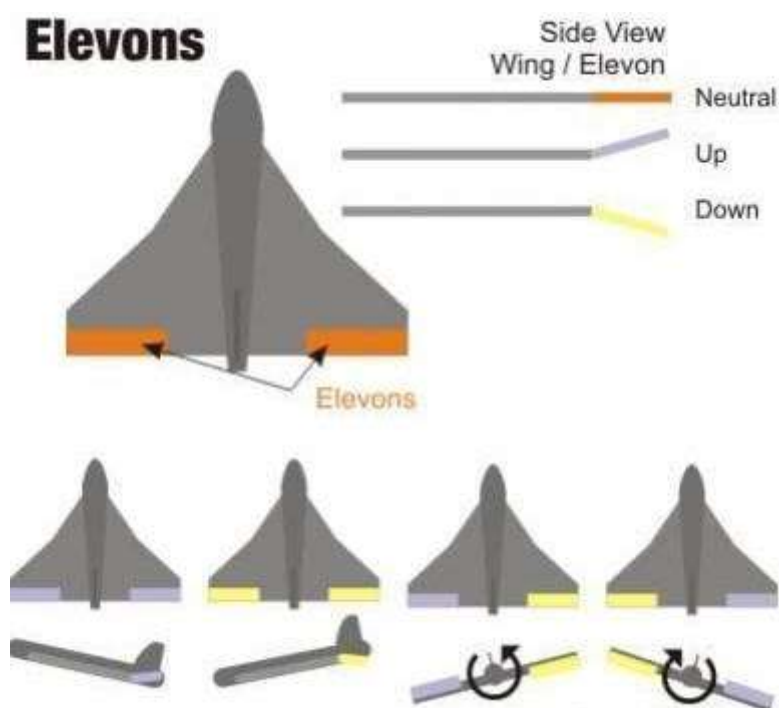


Figura 8 funcionamento dos elevons, (chronic flight, 2020)

Os elevons oferecem vantagens em termos de simplicidade de projeto e redução de peso em aeronaves com configurações de asa delta ou *tailless*, proporcionando uma abordagem eficiente para o controle de voo e manobras.

Para o controle de rotação no eixo do *yaw*, existem outros recursos técnicos para além de um leme convencional entre as quais:

- Controlo vetorial de tração, em que os motores têm a capacidade de direcionar o fluxo de ar;
- Controlo por diferença de arrasto, ao variar o arrasto em cada asa, é possível criar momentos de *yaw*, normalmente para esta solução é necessário haver um controlo de estabilidade artificial.

Com o uso de quatro motores, conseguimos controlar o *yaw* e o *pitch*, este funcionamento é semelhante ao dos elevons, com os motores atuando aos pares. Quando os motores superiores, têm mais potência, relativamente aos de baixo, criam um momento de picada, para baixo e vice-versa.

Quando os dois motores de lado, têm mais potência, relativamente às do outro lado, gera um movimento de *yaw*, estes dois controlos podem ser usados em simultâneo de modo a fornecer um momento de *pitch* e *yaw* em simultâneo.

2.3 ASW- Aircraft Sizing Calculation

O cálculo do tamanho da aeronave é um processo crítico nas fases iniciais do desenvolvimento da aeronave. A fase de conceção estabelece as bases para o desempenho geral, as capacidades e a eficiência da aeronave. Durante esta etapa, moldamos o perfil da missão da aeronave, as suas características aerodinâmicas, a configuração estrutural e o sistema de propulsão.

Para esta etapa é necessário definir alguns parâmetros entre os quais:

- **R - Range (Alcance horizontal) e E - Autonomia (tempo);**

Para encontrar este parâmetro, é necessário comparar a aeronave estudada, com outra de tipologia de voo, dimensões e peso semelhante. De acordo com Jane's All the

World Aircraft 2010-2011, o avião que se assemelha mais é o Guizhou JL-9, com 14,55m de comprimento, 8,32 m de envergadura, área de asa de 26,15 m² e W_0 de 9800 kg.

Com base neste avião, podemos estimar o alcance da X-wing por volta de 2400 km e 3h de autonomia.

- **C - Specific Fuel Consumption;**

O T/W típico para um caça é 0,9 por hora em cruzeiro e 0,8 por hora em patrulha, (Raymer 2018).

Outro método de calcular o razão entre a tração e o peso é usando a seguinte fórmula:

$$\frac{T}{W_0} = aM_{max}^c \quad (1)$$

Nesta fórmula, para jato de combate *dogfighter*, o “a” corresponde a 0,648 e o “c” corresponde a 0,594, obtendo assim um razão entre a tração e o peso de 0,64. Foram obtidos dois valores distintos para a mesma aeronave, assim devemos escolher o valor mais elevado de modo a garantir que temos o poder propulsivo necessário para a aeronave (Raymer, 2018),

- **L/D - Eficiência Aerodinâmica.**

A área molhada considera a área da superfície superior e inferior da asa, deve ainda adicionar-se a espessura da asa. A Figura 9 a baixo permite que se obtenha uma estimativa aproximada da área molhada de uma aeronave, ao fazer uma comparação entre as aeronaves mostradas na figura.

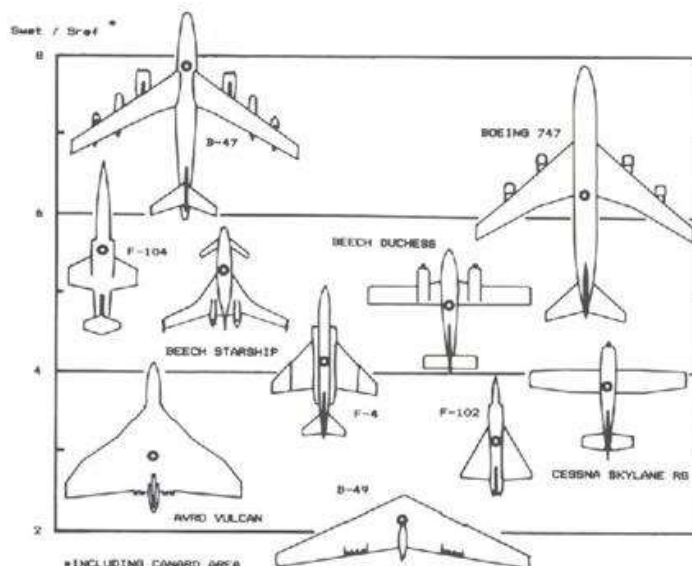


Figura 9 Fração das áreas molhadas.

De acordo com as dimensões da aeronave em estudo, podemos compará-las ao F-104 e ao Beech Starship mostrados na figura 9. A fração entre a área molhada e a área da asa é respetivamente 5,5 e 5,4, (Raymer, 2018). Neste caso a área molhada é igual à área de referência 26,96 m² multiplicada por 5,4, totalizando 162 m².

Através de dados estatísticos de várias classes de aviões, descobrimos cálculo do parâmetro (L/D) máximo com base no alongamento da asa molhada.

$$AR_{Wetted} = \frac{b^2}{S_{Wetted}} = 0,85 \quad (2)$$

Ao compararmos este valor com os valores apresentados na figura 10, na curva dos aviões militares, conseguimos perceber que o L/D máximo, ronda os 12.

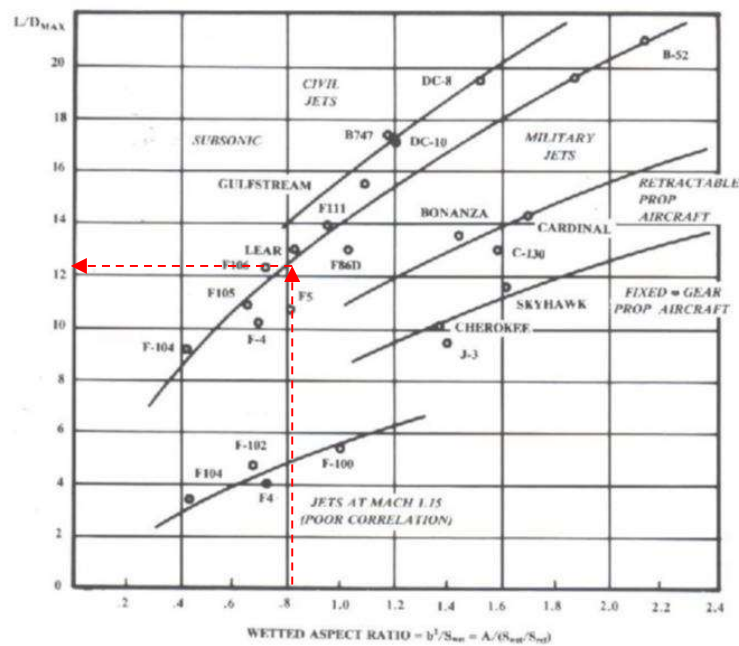


Figura 10 coeficiente de planeio em função da aera molhada, (D. Raymer, 2018).

O L/D varia de acordo com a etapa de voo, em cruzeiro este é 86,6 % do L/D máximo e em patrulha corresponde ao L/D máximo, (Raymer, 2018).

Para calcular o peso no final de cada etapa, definimos o perfil da missão (Raymer, 2018), como podemos ver na figura 11.

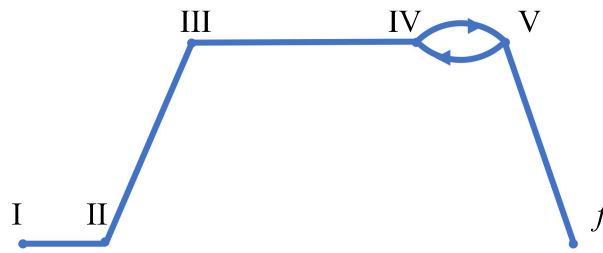


Figura 11 perfil da missão, (Autoria própria)

De acordo com os segmentos da missão temos as seguintes equações que definem o decréscimo do peso em relação ao segmento anterior. Os valores seguintes são definidos de acordo com as equações de Breguet.

$$I. \quad \textit{Warmup and Take Off} - \frac{W_I}{W_0} = 0,9718 \quad (3)$$

$$II. \quad \textit{Climb} - \frac{W_{II}}{W_I} = 0,985 \quad (4)$$

$$III. \quad \textit{Cruise} - \frac{W_{III}}{W_{II}} = e^{-\frac{RC}{vD}} \quad (5)$$

$$IV. \quad \textit{Loiter} - \frac{W_{IV}}{W_{III}} = e^{-\frac{EC}{D}} \quad (6)$$

$$V. \quad \textit{Land} - \frac{W_V}{W_{IV}} = 0,995 \quad (7)$$

Com estas equações encontramos as massas apresentadas na tabela 3.

Tabela 3 massa no início de cada segmento de voo, (Autoria própria)

Segmento	Massa-Kg
0	10100
I	9797
II	9650
III	5363
IV	4289
V	4268

A razão tração-peso T/W e a carga alar W/S são os dois parâmetros mais importantes que afetam o desempenho da aeronave. A carga alar de uma caça, na decolagem, ronda os 3352 Newton por metro quadrado, (Raymer, 2018). Se dividirmos o peso da aeronave nessa etapa pela área da asa, obtemos 3263 Newton por metro quadrado, ligeiramente melhor que um caça.

2.5 Propulsão e Sistema de Combustível

A força motriz que supera a resistência do ar e permite o deslocamento controlado é conhecida como propulsão. A aeronave não pode decolar, manter o voo ou pousar em segurança sem propulsão adequada.

Assim ao analisar a figura 12, conseguimos perceber qual é o motor que a 0,98 Mach, teria um menor consumo. As opções viáveis seriam um turbofan ou um turbojato.

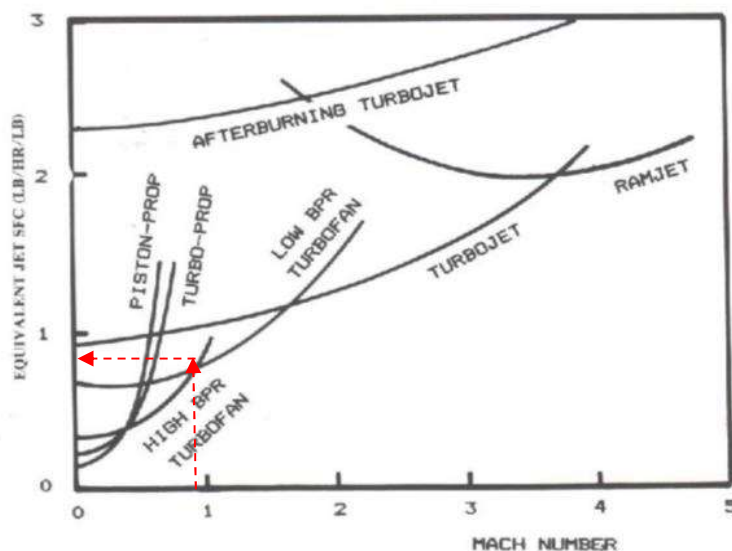


Figura 12 consumo de cada tipo de motor, em função da velocidade de voo, (D. Raymer, 2018).

Os motores das aeronaves de segmento semelhante a esta aeronave, são do tipo turbojato, mas motor turbofan “low bypass ratio” ou razão de diluição baixa, tem um menor consumo para a gama de velocidade escolhida.

Um turbofan baixo BPR é um tipo de motor turbofan em que a maior parte do ar passa diretamente pelo núcleo do motor para a combustão, embora uma pequena quantidade de ar seja desviada em torno do núcleo. O BPR é a relação entre o ar de combustão (massa de ar) e o ar de desvio (massa de ar) que passa pelo núcleo do motor, (Raymer, 2018).

Os motores em questão têm algumas características relevantes entre as quais: maior percentagem de ar usado na combustão, melhor eficiência a altas velocidades, menor eficiência em baixas velocidades.

Estes motores são usados em caças, jatos executivos de alto desempenho e algumas aeronaves militares que precisam de velocidades e potência altas.

Os motores apresentados originalmente têm um diâmetro de entrada de ar de um metro e saída de ar de 0,63 metros e um comprimento 5 metros. Ao analisar o razão de tração peso, conseguimos perceber que a tração necessária é dividida pelos 4 motores o que corresponde a 22 500 N, sendo este o parâmetro necessário para escolher um motor.

Como é possível verificar na tabela 4, foram encontradas 3 opções de motores turbofan de razão de diluição baixa.

Tabela 4 motores trubofan de baixa razão de diluição, (Autoria própria).

Motor	Fabricante	Tração (N)	Diâmetro (mm)	Comprimento (mm)	SFC lb/(lbf.h)	Peso (kg)
Turbomeca Adour	Rolls-Royce	26 689	570	2896	0,81	809
ITEC F124	Honeywell	27 934	914	2590	0,81	476
AI-222	Ivchenko-Progress	24 701	640	1960	0,66	440

Assim o motor que tem uma tração semelhante à necessária, e o menor SFC é o AI-222. Segundo Ivchenko Progress (2020), este motor é usado em aeronaves de treino a jato, sendo um motor popular em várias aeronaves militares e civis, como o YAk-130 e o L-1 mostrados na figura 13.

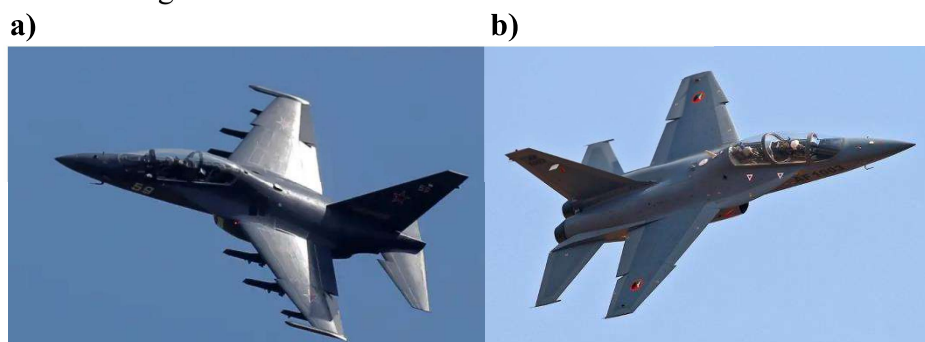


Figura 13 Aeronaves que usam o motor escolhido a) Yak-130 b) L-15A, (Ivchenko Progress, 2020)

O sistema de combustível é essencial para a operação segura, eficaz e econômica de uma aeronave. Este desempenha um papel crítico no fornecimento de energia dos motores, no controlo de peso e balanço, na gestão de autonomia e na segurança em situações normais e de emergência.

Com base no ASW, subcapítulo 2.3, percebemos que durante uma operação normal, esta aeronave gasta 5832 kg de combustível (correspondente à diferença entre o peso no início e no fim da missão, apresentados na tabela 3), usando a densidade do combustível de 0,840 kg/L, corresponde a 6,93 metros cúbicos, estes devem ser distribuídos pela aeronave, preferencialmente nas asas.

Tendo por base que as asas desta aeronave têm aproximadamente 30 metros de área, para acomodar este volume de combustível era necessário ter uma altura média do tanque de combustível de 0,23 metros.

Estas especificações tornam-se impossíveis, uma vez que a espessura média da asa, entre a máxima espessura da ponta e a máxima espessura da raiz da asa é 0,3 metros, o que torna irrealizável colocar todo o combustível nas asas, uma vez que no interior das asas são necessários os elementos estruturais para fixação da asa na fuselagem e para a fixação dos motores, além dos demais sistemas para fazer a deflexão das superfícies de controlo).

Na impossibilidade de colocar todo o combustível nas asas, os tanques podem ser na fuselagem. Esta configuração flexível permite o armazenamento de combustível tanto à frente quanto atrás do piloto, como mostrado na figura 14, oferecendo uma maior distribuição de peso e a capacidade de ajustar o centro de gravidade conforme necessário para diferentes missões e cargas úteis.

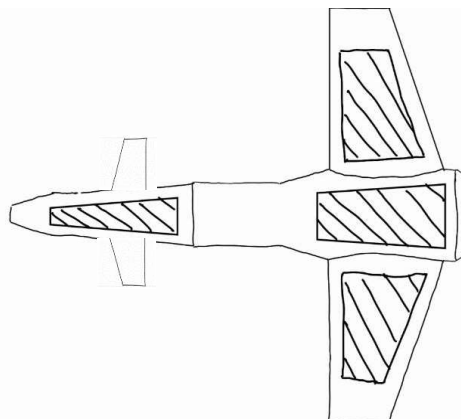


Figura 14 localização dos tanques de combustível, (Autoria própria)

2.4 Trem de Aterragem

Outro componente destas aeronaves que precisa de ser projetado é o trem de aterragem, que é a estrutura que sustenta uma aeronave no solo e permite que ela se mova pela pista, descole e pouse. Neste projeto serão discutidos os parâmetros de projeto que impactam fortemente o projeto da configuração da aeronave e a aerodinâmica da aeronave. Assim, os parâmetros mecânicos não serão considerados neste capítulo.

Na aeronave original não existe um trem de aterragem convencional, uma vez que a aterragem é vertical, assim para idealizar o trem de aterragem totalmente novo, devemos ter em conta a distribuição de peso, momentos de inércia e centro de gravidade. Com a ajuda do *software* SolidWorks, conseguimos obter estas informações, representadas na tabela 4, como pode ser visto, conseguimos inserir a massa de cada componente, assim obtendo estes valores.

Tabela 5 dados do avião obtidos no SolidWorks, (Autoria própria)

Dados obtidos	
Centro de massa (m)	X= -10,36
	Y=0
	Z=0,23
Momentos de Inércia (kg*m ²)	Ixx= 36218
	Iyy=89873
	Izz= 175986

Inicialmente, o centro de gravidade assinalado na figura 15, foi calculado com base na ponta do nariz e a partir deste foram calculados os momentos de inercia.

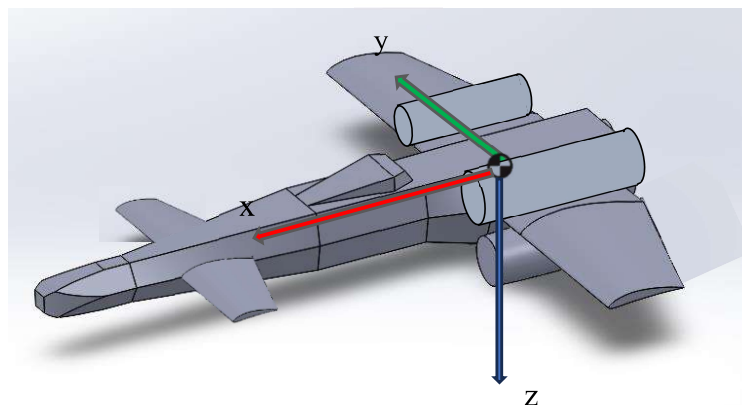


Figura 15 centro de massa e respetivos eixos, (Autoria própria)

O modelo usado para o cálculo de centro de massa, mostrado na figura 15 já possui algumas modificações entre as quais uso do perfil alar anterior.

O cálculo do peso de aterragem, feito anteriormente, é também um facto importante a ter em conta em conjunto com a distribuição do peso em cada trem de aterragem, considerando fatores como a posição do trem de aterragem em relação ao centro de gravidade.

Existem várias configurações de trens de aterragem, como *tail-gear*, *quadricycle*, figura 15 entre outros. Faz-se necessário proceder à escolha do tipo de trem de aterragem mais adequado ao projeto da aeronave e aos requisitos operacionais.

O trem de aterragem triciclo é a configuração mais utilizada. A Figura 16 mostra as vistas lateral e superior do trem de aterragem numa aeronave típica. As rodas localizadas atrás do centro de gravidade da aeronave estão muito próximas a ele (em comparação com o trem de aterragem dianteiro) e suportam grande parte do peso e da carga da aeronave, portanto, são chamadas de rodas principais.

As duas rodas principais estão à mesma distância do centro de gravidade no eixo x e nas mesmas distâncias no eixo y (lados esquerdo e direito), ambos suportam a mesma carga, como podemos ver na figura 16. O trem dianteiro está mais distante do CG (em comparação com o trem principal) portanto, carrega uma carga muito menor. A parcela do trem principal da carga total é de cerca de 80 a 90% do peso total, enquanto o trem dianteiro carrega cerca de 10 a 20%, (Sadraey, 2012).

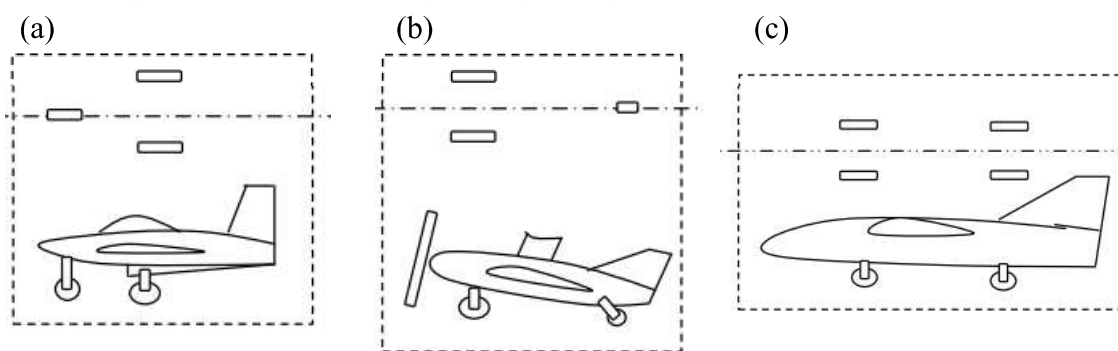


Figura 16 trem de aterragem, vistas lateral e superior, (a) tricycle (b) tail-gear (c) quadricycle (Sadraey, 2012).

Um trem de aterragem fixo tem vantagens como simplicidade, menor custo, peso mais leve, integridade estrutural e menos arrasto aerodinâmico, durante a aterragem e descolagem. No entanto, a escolha entre fixo e retrátil depende das características da aeronave e do desempenho desejado. Trens de aterragem retráteis reduzem o arrasto em

voo, permitindo maior velocidade, mas têm complexidade e custos de manutenção adicionais. Retrair o trem reduz o arrasto, melhorando o desempenho da aeronave, embora aumente o peso devido ao sistema de retração. Assim com base nestas características para as velocidades pretendidas para a aeronave, torna-se claro que o trem de aterragem deve ser retrátil.

Para calcular a altura desta aeronave vista na figura 17, é necessário ter por base a configuração onde o trem fica recolhido. Assim através de uma imagem à escala, conseguimos estimar que a altura total do avião é de aproximadamente 2,8m. Esta decisão tem por base o tamanho disponível para o compartimento em que o trem de aterragem fica recolhido.

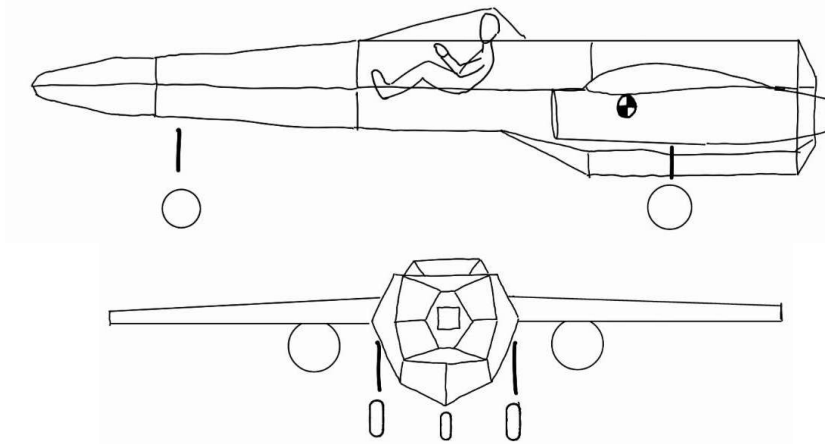


Figura 17 desenho de duas vistas da aeronave, (Autoria própria)

Para calcular a posição exata devemos definir uma localização e verificar se está de acordo com o ângulo de capotamento, (Sadraey, 2012).

A distância entre os eixos das rodas é definida como a distância entre as rodas mais à esquerda e mais à direita e é medida no solo. A distância entre os eixos das rodas da roda principal deve ser configurada de modo que a aeronave não possa capotar com muita facilidade devido ao vento ou durante uma manobra no solo. Para determinar a distância entre os eixos das rodas, o *overturn angle* (OT), ou ângulo de capotamento é introduzido.

Existem dois ângulos de capotamento, como mostrados na figura 18 e figura 19, e o menor deles é considerado neste método. A distância lateral (Y_{ot}) entre cada trem de aterrager principal e o CG deve ser maior que 25 graus.

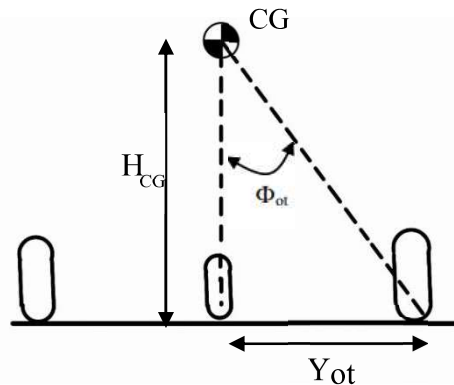


Figura 18 overturn angle na vista frontal da aeronave, (Autoria própria)

Ao observar a aeronave de frente, o ângulo entre a linha vertical que passa pelo centro de gravidade da aeronave e a linha entre o centro de gravidade da aeronave e uma das rodas principais é o OT. Nessa figura, o parâmetro H_{CG} é a altura do centro de gravidade da aeronave em relação ao solo.

Ao observar a aeronave vista de cima, figura 16, primeiro, devemos desenhar uma linha que passa por uma das rodas principais da aeronave e a roda do nariz. Em seguida, traça-se uma linha paralela a essa primeira que passa pelo centro de gravidade da aeronave. O próximo passo é formar um triângulo selecionando uma distância nessa linha igual ao comprimento de H_{cg} e desenhar uma linha perpendicular a esse ponto. O último passo é passar uma linha a partir da interseção da última linha desde o centro de gravidade da aeronave, como mostrado na figura 19.

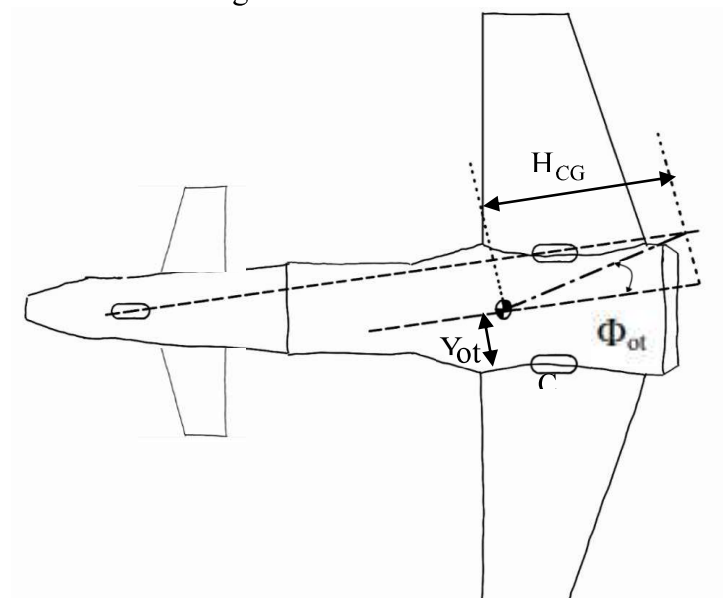


Figura 19 overturn angle na vista de cima da aeronave. (Autoria própria)

Com base nas figuras 18 e 19, conseguimos calcular trigonometricamente o OT, e obtemos as informações seguintes:

Tabela 6 dados do trem de aterragem, (Autoria própria)

Dados	
Localização do trem de nariz	X= 7,74 m
Localização do trem principal direito	X= -0,76m ; Y= 1,2 m
Hcg	1,92 m
Yot	1,2 m
Φ_{ot} frontal	32°
Φ_{ot} cima	34°

Assim conseguimos perceber que a localização do trem é plausível, uma vez que ambos os OT são maiores de 25°, sendo o ângulo limitante o obtido através da vista frontal que corresponde a 32°.

Para confirmar esta configuração devemos ainda ter em atenção ao momento gerado na descolagem da aeronave, verificando se no ângulo máximo de descolagem (ângulo de stall calculado no capítulo seguinte, 23°), a fuselagem traseira da aeronave não toca no chão.

Través de uma análise geométrica, figura 20 percebemos que não é possível garantir que a fuselagem traseira não toque no chão. Para manter esta configuração do trem de aterragem faz-se um corte na fuselagem, de modo que o ângulo máximo de descolagem possa ser atingido.

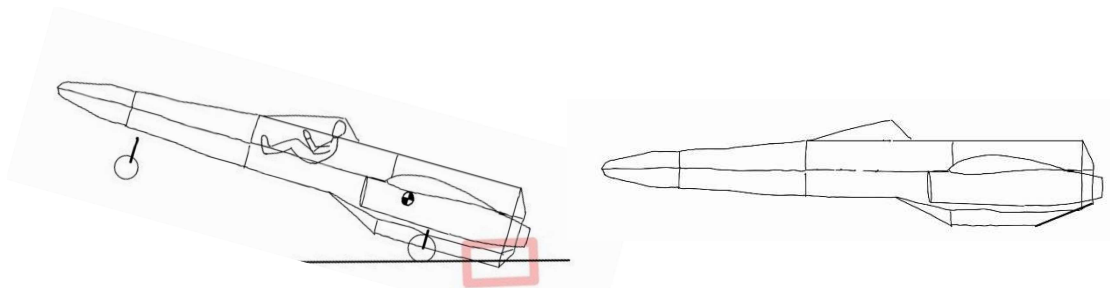


Figura 20 corte na fuselagem, (Autoria própria)

CAPÍTULO 3 - Desempenho

3.1 Condições de Voo

Para simular o comportamento aerodinâmico do avião é necessário definir as condições de voo da aeronave.

A altitude normal de um caça em *loiter* (patrulha) pode variar dependendo das necessidades da missão e do contexto operacional. Durante a fase de *loiter*, o caça mantém uma posição em determinada área para monitorar, patrulhar ou fornecer suporte.

Em geral, durante a patrulha em áreas de combate ou em operações de apoio, os caças podem operar em altitudes que variam de cerca de 3 000 metros (10 000 pés) a 7000 metros (23 000 pés). Essas altitudes são selecionadas para permitir uma visão mais ampla da área, melhor comunicação com outros elementos de combate e para reduzir o risco de detecção por sistemas de defesa antiaérea.

Para determinar as condições atmosféricas numa determinada altitude é necessário levar em consideração o modelo atmosférico padrão ISA (*International Standard Atmosphere*) e realizar os cálculos apropriados. Assim a 0,98 Mach e 7000 metros de altitude, com base no ISA, obtemos as seguintes características da mesma:

- Temperatura média é de aproximadamente -22°C ;
- Pressão atmosférica média estimada seria de cerca de 34,1 kPa;
- Densidade do ar média calculada seria de aproximadamente $0,38 \text{ kg/m}^3$;
- Viscosidade do ar em altitudes de aviação é considerada constante $1,81 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$.

Assim, tendo por base a equação de cálculo do número de Reynolds (Talay, 1975):

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (8)$$

O número de Reynolds para uma simulação de voo de cruzeiro para a velocidade e altitude definidas é então $2,6 \times 10^7$. Com base nesse valor de Reynolds, o desempenho do perfil escolhido foi analisado e determinadas as principais características aerodinâmicas do perfil para as condições de voo estabelecidas.

3.2 Aerodinâmica

No início do estudo aerodinâmico foi utilizado o perfil NACA 6412 como o perfil alar escolhido para a X-wing. Utilizando o software XFLR5, foram gerados gráficos que representam o comportamento do coeficiente de sustentação (c_l) em relação ao ângulo de ataque.

O XFLR5 é um *software* amplamente utilizado na análise de perfis alares e asas em aerodinâmica. Este gera gráficos que mostram como os coeficientes de sustentação e arrasto variam com diferentes ângulos de ataque, bem como outras informações relacionadas à desempenho aerodinâmica.

Este software usa solução inviscida de acordo com a lei de Laplace, mas também dados experimentais e modelos teóricos de turbulência.

Para usar este *software* devemos importar os dados da asa, presentes na tabela 2, as dimensões geométricas, entre os quais perfil NACA, envergadura, corda na raiz e corda na ponta da asa. A seguir é necessário executar as simulações necessárias para obter os dados de coeficientes de sustentação e arrasto em diferentes ângulos de ataque; estes gráficos podem ser exibidos numa única janela ou separados.

Tendo sido selecionados os dados do perfil alar selecionado, é necessário colocar os dados de velocidade e número de Reynolds, que encontramos anteriormente nas condições de voo. Foi feita uma análise com a ferramenta “Xfoil Direct Analysis”, com uma sequência que faz variar o ângulo de ataque (α) tendo início no -10° e fim no 25° , com uma variação de $0,25^\circ$ entre cada iteração, enquanto se mantém os dados de velocidade e número de Reynolds constantes.

O ângulo de ataque representa o ângulo entre a velocidade do ar que se aproxima e a linha de corda do perfil alar. Esta corresponde a uma linha imaginária que conecta a borda anterior (leading edge) à borda posterior (trailing edge) do perfil alar.

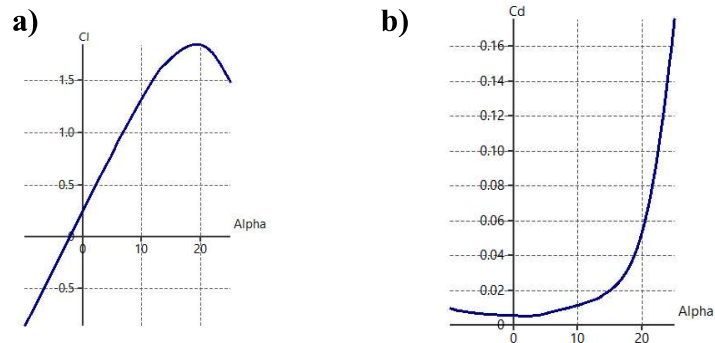


Figura 21 análise do perfil alar, gráficos de **a)** c_l em função de Alfa **b)** e c_d em função de Alfa, (XFLR 5)

Através da figura 21 a) conseguimos perceber que o ângulo de ataque em que a sustentação é zero é $-2,13^\circ$. O coeficiente de sustentação máximo, para um voo nivelado, é atingido a um ângulo de ataque de $19,23^\circ$, tendo um valor de 1,84. Em geral, para um voo nivelado o coeficiente de sustentação é menor que o coeficiente de sustentação máximo. Este fenómeno de decréscimo de sustentação ocorre devido ao efeito de *stall*, por efeito da separação do fluxo de ar do perfil alar, (Houghton, 2003).

Conseguimos comprovar este fenómeno no software XFLR5, com a ferramenta “Displacement Tickness”, mostrada na figura 22. Podemos perceber que a partir do ponto de separação, existe um descolamento significativo do fluxo de ar. Este fenómeno advém

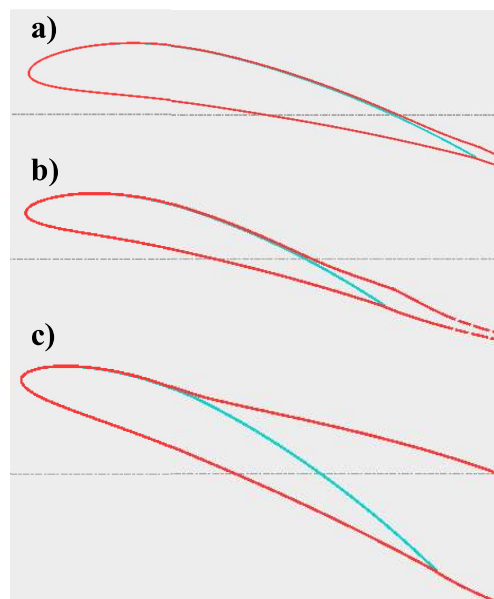


Figura 22 displacement tickness, **a)** ângulo de ataque a 10° , **b)** ângulo de ataque a $14,75^\circ$, **c)** ângulo de ataque a 25° , (XFLR 5)

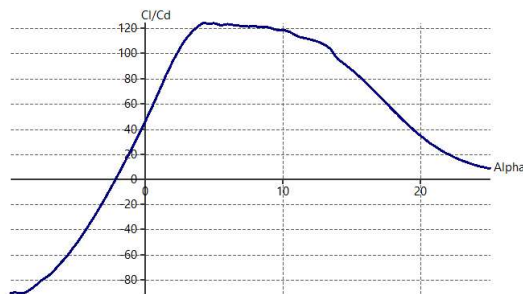
da turbulência, viscosidade do ar e do seu atrito com a superfície superior do perfil alar (Mark ,2009).

Com a ajuda do gráfico do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, representado na figura 22 b), conseguimos perceber quando atinge o seu máximo e mínimo, e quais os seus valores, apresentados na tabela 6.

Ao analisar os gráficos de cl/cd em função e de alfa e cl em função de cd , conseguimos determinar o geralmente o ponto de operação mais eficiente. Este geralmente é o ponto em que a aeronave opera com um ângulo de ataque típico. O ponto que fornece a maior relação l/d , sendo conhecido o ponto de eficiência máxima, perceptível na figura 23 a), este correspondente ao ponto $4,21^\circ$ de ângulo de ataque e o coeficiente de planeio é 123,36, para o perfil alar.

O ponto onde Cl atinge seu valor máximo e Cd começa a aumentar abruptamente é o ponto de *stall*. Nesse ponto, é gerado a máxima sustentação possível antes de perder a sustentação, como podemos analisar na figura 22 b).

a)



b)

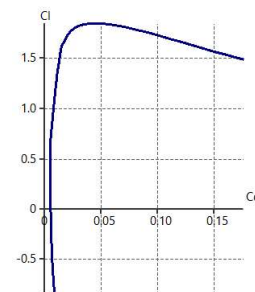


Figura 23 análise do perfil alar, gráficos de a) cl/cd em função de Alfa, b) cl em função de cd , (XFLR 5)

Depois de analisar o perfil alar é necessário fazer um estudo aerodinâmico da aeronave, uma vez que esta tem um *design* complexo. Assim é possível realizar um estudo aerodinâmico simplificado usando apenas a asa de uma aeronave para obter resultados aproximados. Isso é frequentemente feito em análises preliminares de aerodinâmica e no projeto inicial de aeronaves, especialmente quando se deseja obter uma ideia geral do desempenho aerodinâmico sem a complexidade de modelar a aeronave completa.

Ao usar os mesmos parâmetros do perfil alar, mas com as dimensões e geometria da asa da aeronave, é alcançado o objeto de estudo deste capítulo, assim conseguimos obter os gráficos da figura 24.

A sequência de iteração mantém-se de -10 a 25° . Apesar disso, e como podemos observar na figura 24 a), não conseguimos atingir o decréscimo da curva, devido ao efeito *stall* como observado na figura 17A), uma vez que o *software* identifica que os pontos necessários para completar a curva estão fora do envelope de voo.

O envelope de voo refere-se a uma região tridimensional no espaço em torno de uma aeronave que define os limites dentro dos quais a aeronave pode operar com segurança e eficiência tendo em conta o desempenho e características de voo. O envelope de voo leva em conta vários fatores importantes, incluindo limites de velocidade, altitude, força G máxima, ângulo de ataque, inclinação em curvas, massa e balanceamento, entre outros. Neste estudo não conseguimos identificar qual foi o limite atingido.

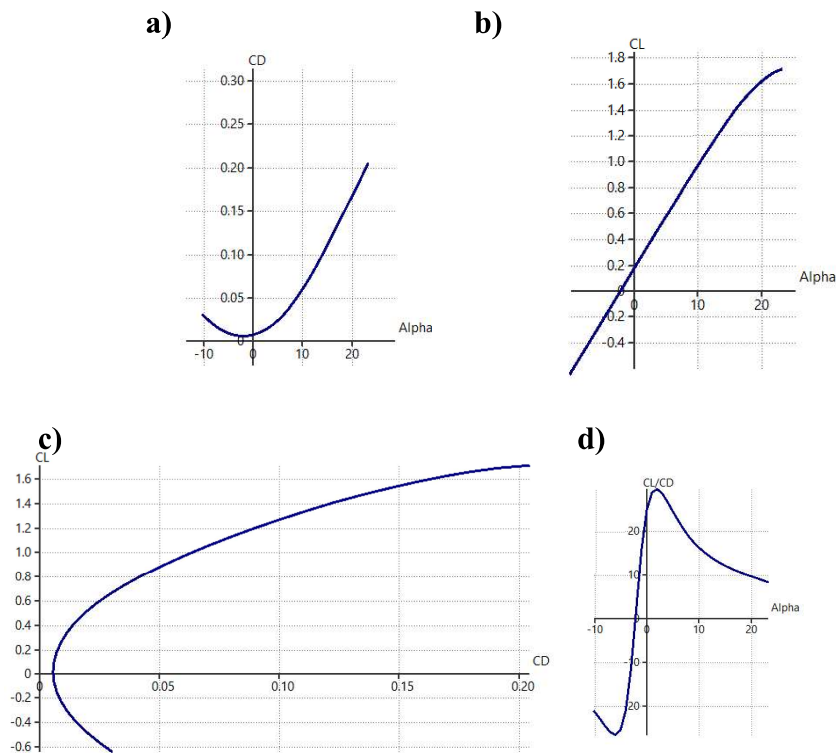


Figura 24 análise da asa, gráficos de **a)** CL em função de alfa, **b)** CD em função de alfa, **c)** CD em função de CD, **d)** CL/CD em função de alfa, (XFLR 5).

Ao analisar os gráficos da figura 20, comparando os com os resultados obtidos com as figuras 16 e 18 (análise do perfil alar), conseguimos dispor os mesmo na tabela 7.

Tabela 7 valor da simulação aerodinâmica do perfil alar e da asa, (Autoria própria)

		Perfil Alar	Asa
$\alpha_{L=0}$		-2,13°	-2,22°
Cl Max	Valor	1,84	1,72
	Ângulo correspondente	19,23°	23°
Cd Mín	Valor	0,005	0,006
	Ângulo correspondente	0°	-2,52°
Cd Max	Valor	0,17	0,20
	Ângulo correspondente	25°	23°
Cl/Cd Max	Valor	123,36	29,10
	Ângulo correspondente	4,21°	1,8°

As velocidades de perda, descolagem e aterragem da aeronave projetada foram calculadas usando os dados obtidos das simulações no *software* XFLR5, da tabela 6, referente aos dados obtidos na asa.

De acordo com D. Raymer., as fórmulas usadas para calcular estas velocidades são:

- Perda -
$$\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{l_{Max}}}} = 32,1 \text{ m/s} \quad (9)$$

- Descolagem -
$$1,2 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{l_{Max}}}} = 38,5 \text{ m/s} \quad (10)$$

- Aterragem -
$$1,3 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{l_{Max}}}} = 41,7 \text{ m/s} \quad (11)$$

A velocidade de perda é a velocidade mínima em que uma aeronave pode manter um voo controlado e nivelado, sem entrar em *stall*.

Outro parâmetro que é um indicador de desempenho é a distância de decolagem, Este pode ser encontrado com a expressão abaixo, onde inserimos o coeficiente de sustentação na decolagem, ou seja coeficiente de sustentação a dividir por 1,1 (Raymer 2018).

- Parâmetro de decolagem - $\frac{W/S}{C_{L_{TO}} T/W} = 239,2$ (12)

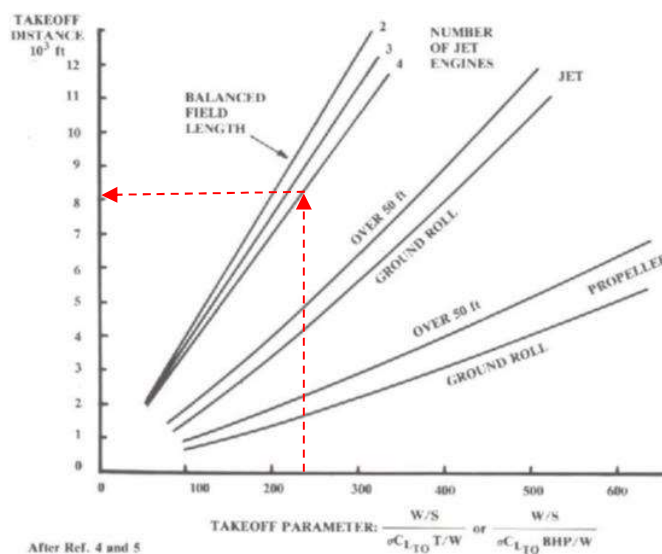


Figura 25 distância de decolagem, (Raymer 2018)

Ao colocar este parâmetro no gráfico na figura 25, obtemos a distância de decolagem. Devemos verificar a correspondência, na reta de “Balanced Field Length” com 4 motores, uma vez que este reúne condições generalistas de pista. Assim a distância de decolagem é aproximadamente 8000 ft ou 2438 m.

CAPÍTULO 4 - Estabilidade

A estabilidade de voo é uma questão crítica no que toca à projeção de aeronaves que operem de forma segura, controlável e eficiente. Este refere-se à capacidade de uma aeronave manter uma trajetória desejada de voo com um mínimo de intervenção do piloto. Em outras palavras, uma aeronave é considerada estável quando, após sofrer perturbações, ela retorna ao seu estado de equilíbrio original ou a uma trajetória desejada sem a necessidade de correções constantes por parte do piloto, como podemos ver na figura 26.

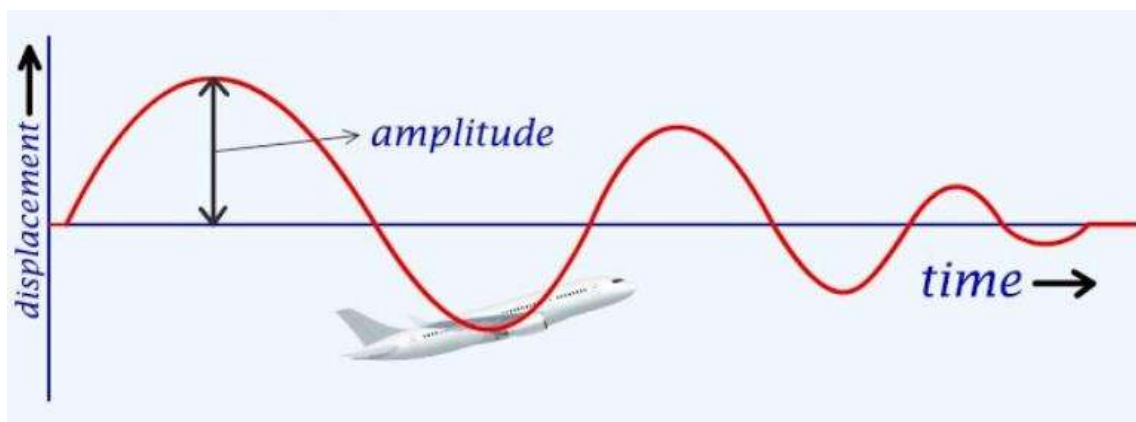


Figura 26 amortecimento do movimento do avião, (academic-accelerator, 2020)

Existem dois tipos principais de estabilidade de voo:

- **Estabilidade Estática:** Refere-se à capacidade da aeronave de retornar ao seu estado de equilíbrio original após sofrer uma perturbação. Isso inclui a estabilidade longitudinal (picada) e a estabilidade lateral (como rolamento e guinada). Um exemplo simples de estabilidade estática é quando uma aeronave, após ser inclinada para cima ou para baixo, retorna automaticamente ao nível de voo.
- **Estabilidade Dinâmica:** Refere-se à capacidade da aeronave de manter oscilações controladas em torno de seu estado de equilíbrio. Essas oscilações são naturais e podem ocorrer em várias condições de voo. A estabilidade dinâmica envolve garantir que essas oscilações sejam amortecidas ao longo do tempo e não aumentem indefinidamente. Isso evita que a aeronave entre em comportamento instável.

Para analisar a estabilidade da aeronave, podemos observar o declive da reta do gráfico C_m em função de Alfa, tal como representado na figura 27. Este coeficiente de momento, descreve a tendência de um objeto ou corpo de rodar em torno de um ponto específico quando sujeito a uma força externa, como a força do vento ou a força de um fluido, sendo descrito pela equação 12. O ponto em torno do qual é calculado o coeficiente de momento, neste caso é o centro de gravidade.

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c} \quad (12)$$

O gráfico denota uma inclinação negativa que é o indicador de estabilidade. A importância deste facto baseia-se na capacidade do sistema de reagir às perturbações atmosféricas. Por exemplo, no evento de uma rajada de vento impactar o nariz da aeronave, resultando no aumento do ângulo de ataque, o avião tende a gerar um momento restaurador que, em consequência, provoca o retorno do nariz à sua posição original. Esse fenómeno também é observado quando ocorre uma variação no sentido oposto.

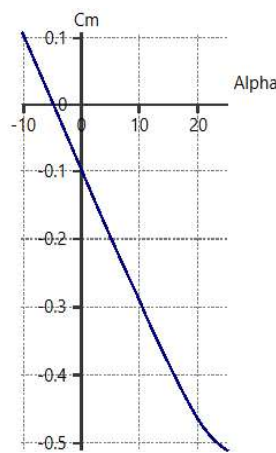


Figura 27 gráfico de análise da asa, coeficiente de momento em função de alfa, (Autoria própria)

Outro método para analisar a estabilidade estática do sistema é o uso de um gráfico Argand-Gauss, (Mark, 2009). A estabilidade é determinada pela localização dos polos no plano complexo. Neste podemos estudar a estabilidade longitudinal, mas também a lateral.

A estabilidade longitudinal refere-se ao comportamento da aeronave ao longo do eixo longitudinal, que inclui movimentos de picada (*pitch*). Dois fenómenos-chave aqui são o movimento fugoidal e o período curto de qualidade de voo.

- O movimento fugoidal é um padrão de oscilação de subida e descida acompanhado por variações na velocidade longitudinal.
- O período curto refere-se à capacidade da aeronave de retornar rapidamente ao seu estado de equilíbrio após ser perturbada.

A estabilidade lateral considera os movimentos da aeronave ao longo do eixo lateral, como *roll* e *yaw*. Dois fenômenos significativos são o *dutch roll* e o *roll dumping*.

- O *dutch roll* é uma oscilação lateral que envolve uma combinação de rolamento e guinada, como mostra a figura 28. O objetivo é garantir que o movimento seja amortecido e controlado.

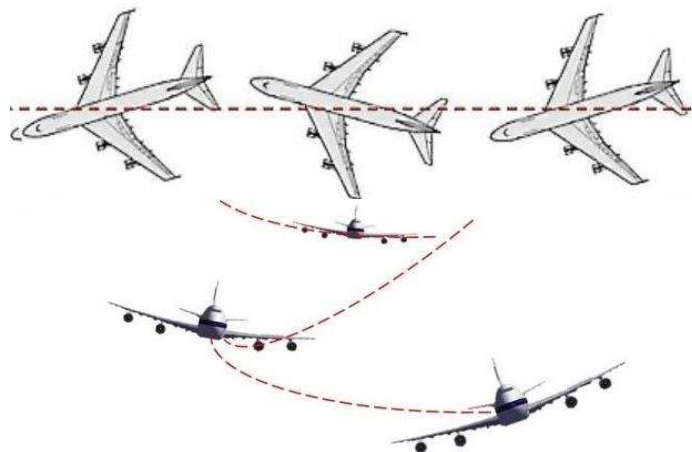


Figura 28 movimento do dutch roll, (leehamnews, 2018)

- O *roll dumping* é um movimento de rolamento indesejado que pode ocorrer em aeronaves. O objetivo é minimizar ou eliminar o *roll dumping*.

O *software* XFLR5 disponibiliza uma análise à estabilidade da aeronave, no plano complexo, para os modos apresentados anteriormente, como podemos ver na figura 29.

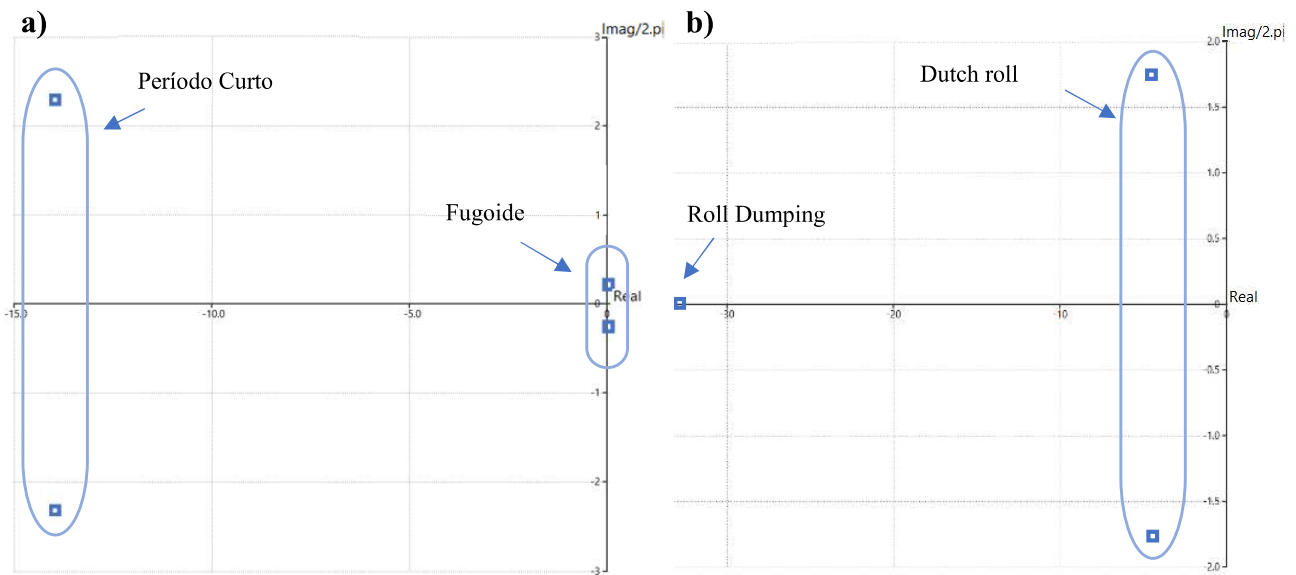


Figura 29 estabilidade da aeronave **a)** longitudinal, **b)** lateral, (Autoria própria)

Se todos os polos estiverem no semiplano esquerdo (parte real negativa), o sistema será estável, ou seja, no eixo imaginário temos a frequência do movimento, e no eixo real temos o amortecimento do mesmo. Quanto mais baixo é o valor no eixo real mais estável/amortecido é o movimento, (Mark, 2009)

Ao observar a figura 29 conseguimos comprovar que esta aeronave é estável em todas as suas possíveis oscilações, tendo todos os modos na parte esquerda do eixo real. Conseguimos ainda comprovar este facto ao usar um gráfico de tempo de resposta do mesmo *software*, como demonstrado na figura 30.

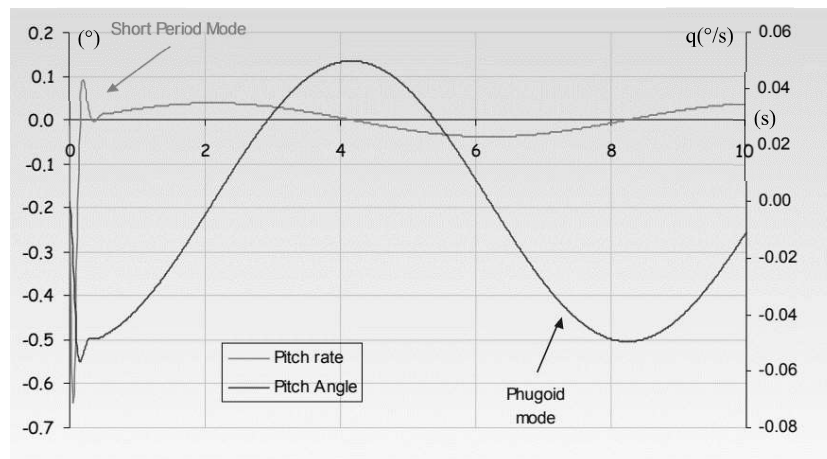


Figura 30 tempo de resposta do movimento de pitch, (Autoria própria)

O período curto é altamente amortecido, mas com uma frequência maior, em relação ao modo fugoidal, que tem uma menor frequência e também menor amortecimento, ou seja, demora mais tempo a voltar ao seu estado inicial.

CONCLUSÃO

A partir da icônica aeronave T-65 Starfighter da série Star Wars, este projeto explora a interseção entre a ficção científica e a engenharia aeronáutica. Os elementos do *design* conceptual, dimensões, aerodinâmica, desempenho, estabilidade e outros aspetos essenciais da aeronave fictícia foram examinados por meio desta pesquisa.

Depois de analisar o desempenho da aeronave, podemos informar que este estudo demonstrou de forma convincente que o projeto conceptual da aeronave T-65 Starfighter é passível de ser explorado em estudos futuros, de forma mais aprofundada, adaptando conceitos da ficção científica para a realidade da engenharia aeronáutica.

Em suma, os principais problemas desta aeronave são as asas, os motores e o trem de aterragem, estes foram totalmente modificados. Depois das modificações feitas, podemos concluir que esta aeronave é possível no mundo real, sendo estável.

Este trabalho não apenas revelou a viabilidade de tornar a T-65 Starfighter uma aeronave funcional, mas também identificou áreas de aprimoramento e desenvolvimento potenciais. Os desafios encontrados, como as asas, motores e trem de aterragem, foram enfrentados com sucesso. Ao combinar elementos da ficção científica e da engenharia aeronáutica, este estudo abre portas para a exploração de conceitos inovadores e a integração de conhecimentos teóricos na prática.

Foram identificadas potenciais áreas que podem ser abrangidas em estudos futuros, entre as quais:

- As wing tips, ou pontas das asas, são uma área de melhoria em projetos futuros. Embora tenhamos discutido a aerodinâmica das asas, um estudo mais aprofundado das pontas de asa pode revelar maneiras de melhorar o desempenho, reduzir a resistência e aumentar a eficiência geral da aeronave.
- O formato do corpo da aeronave T-65 Starfighter também pode ser alterado para torná-lo mais aerodinâmico. Um estudo mais aprofundado da forma do corpo da aeronave, incluindo a fuselagem e a distribuição de carga, pode melhorar significativamente seu desempenho, estabilidade e capacidade de manobra.
- A teoria de controlo é outra área que estudos posteriores podem explorar mais. Examinar os sistemas de controlo da T-65 Starfighter, que incluem os sistemas de voo

assistido por computador e os sistemas de estabilização, pode ajudar a entender melhor como a aeronave é capaz de executar manobras complexas e reagir a várias condições de voo.

Por fim, este projeto permitiu fazer uma análise inicial de uma aeronave fictícia, reunindo as mais diversas áreas abordadas ao longo da presente licenciatura. Além disso, este projeto demonstra como os conceitos fictícios podem ser incorporados no conhecimento científico.

BIBLIOGRAFIA

FULLER (2015), **X-wing Starfighter**. Disponível em: https://www.ign.com/wikis/starwars/X-wing_Starfighter Consultado a: maio 2023.

HONEYWELL (2023), **F124 Turbofan Engine** Disponível em: <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/engines/f124-turbofan-engine> Consultado a: setembro 2023.

HOUGHTON (2003), **Aerodynamics for Engineering Students**. (5th Edition) Great Britain: Butterworth-Heinemann.

IVCHENKO PROGRESS (2020), **Engines of the Third Millennium**. Disponível em: <https://kuwait.mfa.gov.ua/storage/app/sites/46/uploaded-files/ivchenko-engines.pdf> Consultado a: setembro 2023.

JACKSON, **Jane's All the World's Aircraft 2010-11**. Coulsdon: Jane's Information Group.

MARK (2009), **XFLR5 Analysis of Foils and Wings**. Disponível em: https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf Consultado a: agosto 2023.

MILLER. (1973), **A Technique for Determining the Radius of Action for a Tactical Fighter Aircraft**. Disponível em: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0907824> Consultado a: julho 2023.

NICKEL (1994), **Tailless Aircraft in Theory and Practice**. (2nd Edition). Virgínia: AIAA.

RAYMER (2018), **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. (6th Edition). Virgínia: AIAA.

ROLLS-ROYCE (2023), **A Collaborative Engine Between Rolls-Royce and Safran**. Disponível em: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence/aerospace/trainers/adour.aspx> consultado a: setembro 2023.

ROSE (2010), **Secret Projects: Flying Wings and Tailless Aircraft**. Midland.

SADRAEY (2012), **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. Wiley.

TALAY (1975), **Introduction to the Aerodynamics of Flight**, NASA SP_-367, Washington D. C.

WEISSHAAR (2006), **Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design**. Disponível em: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA479821> Consultado a: julho de 2023.