



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

Determinação da *Performance* de VANT da FAP – aplicação e validação do método *Bootstrap*



Tiago Filipe Santos Oliveira

Aspirante a Oficial-Aluno/Piloto-Aviador 138251-K

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar, Especialidade de Piloto-Aviador

Júri

Presidente:	Coronel/EngAer Lourenço da Saúde
Orientador:	Tenente Coronel/EngEI Maria Nunes
Coorientador:	Major/TMAEQ Paula Gonçalves
Vogal:	Capitão/EngAer Ana Lesiário

Sintra, junho de 2017



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

Determinação da *Performance* de VANT da FAP – aplicação e validação do método *Bootstrap*



Tiago Filipe Santos Oliveira

Aspirante a Oficial-Aluno/Piloto-Aviador 138251-K

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar, Especialidade de Piloto-Aviador

Júri

Presidente:	Coronel/EngAer Lourenço da Saúde
Orientador:	Tenente Coronel/EngEI Maria Nunes
Coorientador:	Major/TMAEQ Paula Gonçalves
Vogal:	Capitão/EngAer Ana Lesiário

Sintra, junho de 2017

Este trabalho foi elaborado com finalidade essencialmente escolar, durante a frequência do curso de Pilotagem Aeronáutica cumulativamente com a atividade escolar normal. As opiniões do autor, expressas com total liberdade acadêmica, reportam-se ao período em que foram escritas, mas podem não representar a doutrina sustentada pela Academia Da Força Aérea.

Agradecimentos

Este trabalho de investigação não teria sido realizado sem o apoio direta ou indiretamente de diversas pessoas, aqui deixo um sincero agradecimento a todas elas.

Em primeiro lugar, quero agradecer à minha orientadora e coorientadora, a Tenente Coronel Fátima Nunes e Major Paula Gonçalves, respetivamente, pelo incansável apoio dado, e pela sua dedicação durante todo este tempo, mostrando-se sempre disponíveis para tirar as dúvidas existentes, fora do horário de trabalho, indicando e aconselhando-me o caminho a seguir, ajudando-me a melhorar esta dissertação.

Gostaria de agradecer ao pessoal pertencente ao Centro de Investigação Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea, situado na Academia da Força Aérea, em especial ao Capitão João Caetano, que lecionou a cadeira de Tecnologias Aeronáuticas, a mim e aos meus camaradas Henrique Silva e Fábio Lourenço, no quarto ano, introduzindo assim a área da dissertação de mestrado, tendo a preocupação de me acompanhar ao longo deste trabalho; ao Capitão Gonçalo Cruz, Capitão Tiago Oliveira e Tenente Diogo Silva, que se mostraram sempre disponíveis a ajudar, tirando-me várias dúvidas.

À Capitã Ana Lesiário, por me ter introduzido à metodologia *Bootstrap* com a aeronave *Chipmunk Mk 20* no quarto ano, tendo-me auxiliado bastante e mostrando-se sempre disponível para me ajudar, servindo assim de alicerce para este trabalho.

Aos meus camaradas Fábio Lourenço e Henrique Silva, como disse anteriormente, todos fizemos trabalhos sobre Veículos Aéreos Não Tripulados no âmbito da área de Tecnologias Aeronáuticas, o meu trabalho não seria possível sem a implementação do projeto de investigação do meu camarada Fábio Lourenço, por isso o meu agradecimento, e ao Henrique Silva, também meu camarada de quarto, tendo a sua ajuda e motivação sido fulcral para a realização deste trabalho.

Quero agradecer também a todas as pessoas que compõem o Núcleo de Operações de Veículos Aéreos Não Tripulados da Força Aérea Portuguesa, situado no Centro de Formação Militar Técnico da Força Aérea, na Ota, mostrando-se sempre disponíveis para me ajudarem e realizarem os voos

necessários, com vista a dar resposta aos testes em voo que eram fundamentais para a conclusão deste trabalho, são elas o Major Carlos Silva, Major Aurélio Santos, Sargento Ajudante Paulo Teixeira, Sargento Ajudante Joaquim Gomes e Sargento Ajudante Jorge Fernandes.

Quero também agradecer à minha família, ao meu pai, Joaquim Oliveira, à minha mãe, Amália Pereira, e ao meu irmão, Vitor Oliveira, a quem dedico esta dissertação, pelos valores que me ensinaram e pelo apoio incondicional que me deram desde que entrei na Academia da Força Aérea, em especial nos primeiros tempos de adaptação, em que sentiram muito a minha ausência.

Gostaria também de agradecer à minha namorada, Catarina Ribeiro, por todo o amor e carinho que me dá, encorajando e motivando-me sempre nos momentos menos bons, por toda a paciência que tem, dispondo várias vezes do seu tempo para me ajudar, e por toda a compreensão que tem, abdicando também do nosso tempo para que esta dissertação fosse elaborada.

Por último, e sem dúvida, não menos importante, aos Barões. Por todos os momentos que passamos, bons ou maus, todos eles fazem parte de nós e fizeram de nós o que somos agora, o melhor curso de sempre. Vivam os Barões!

Resumo

Nesta tese abordou-se uma metodologia, a *The Bootstrap Approach* de Lowry (1999) que permite determinar vários parâmetros da *performance* de uma aeronave, com o objetivo de verificar se este método pode ou não ser aplicado e validado em Veículos Aéreos Não Tripulados da Força Aérea Portuguesa.

Primeiramente, foram analisados alguns métodos e verificou-se que o mais se indicava para alcançar o objetivo desejado seria o *Bootstrap*.

Este método necessita de nove dados iniciais, que compõem a *Bootstrap Data Plate*, que surge de alguns dados retirados diretamente do motor, do hélice, da estrutura da aeronave, e outros, que se obtêm indiretamente através de alguns ensaios em voo preconizados por esta metodologia. Assim, foi necessário testar este método numo veículo aéreo não tripulado, o objeto de estudo escolhido foi o *ANTEX-X02 ALFA*.

Os ensaios em voo consistiram em subidas a potência máxima e descidas planadas, com vista à determinação da velocidade de melhor ângulo de subida e de melhor planeio. De seguida, usando cálculos preconizados pela *The Bootstrap Approach*, a *Bootstrap Data Plate* fica completa.

Com o conhecimento dos nove dados, acrescidos pelo peso da aeronave e dados da atmosfera, Lowry (1999) identifica algumas fórmulas para se descobrir alguns dados da *performance* do *ANTEX-X02 ALFA*, obtendo-se os seguintes dados:

1. Velocidade máxima em voo de nível, 67,1 *kts*;
2. Velocidade mínima em voo de nível, 17,7 *kts*;
3. Velocidade para o melhor ângulo de subida, 34,4 *kts*;
4. Velocidade para a melhor razão de subida, 35,0 *kts*;
5. Velocidade para o melhor ângulo de planeio, 32,8 *kts*,
6. Velocidade para a menor razão de descida, 24,9 *kts*.

No final deste trabalho de investigação, após uma análise e reflexão relativamente a todos os dados obtidos, recomenda-se que sejam efetuados novos ensaios em voo, para que a metodologia seja aplicada de novo devido ao facto dos destes dados não corresponderem com os esperados, pois deram resultados irrealistas, tendo várias destas velocidades sido abaixo da velocidade

de perda, que é cerca de 28 *kts*, suspeita-se que o problema tenha estado nos ensaios em voo, que originaram parâmetros errados para a *Bootstrap Data Plate*.

Palavras-chave: Veículo Aéreo Não Tripulado; Força Aérea Portuguesa; *The Bootstrap Approach*; *ANTEX-X02 ALFA*; Ensaios em voo; *Performance*.

Abstract

In this thesis a methodology was approached, called «The Bootstrap Approach» of Lowry (1999) that allows the determination of several parameters of an aircraft *performance*, with the goal to verify if the application of this method may be validated, or not, in Unmanned Aerial Vehicles of the Portuguese Air Force.

Firstly, some methods were analysed, and it was concluded that the best method to achieve the desired goal was the «Bootstrap».

This method requires nine parameters, forming the «Bootstrap Data Plate», which arises from some data taken directly from the engine, propeller, the aircraft design and other indirectly through some flight tests recommended by this methodology. Thus, it was necessary to test this method in an unmanned aerial vehicle, in this case, the *ANTEX-X02 ALFA*.

The flight tests consisted in climbs at full throttle and descents at idle, to determine the speed for best angle of climb and the speed for best glide. Then, using calculations recommended by «The Bootstrap Approach», the «Bootstrap Data Plate» is complete.

With the knowledge of those nine parameters, plus the weight of the aircraft and some atmosphere data, Lowry (1999) identifies several formulas to discover some *performance* data of the *ANTEX-X02 ALFA*, obtaining the following results:

1. Maximum velocity at flight level, 67,1 *kts*;
2. Minimum velocity at flight level, 17,7 *kts*;
3. Velocity for the best angle of climb, 34,4 *kts*;
4. Velocity for the best ratio of climb, 35,0 *kts*;
5. Velocity for the best glide angle, 32,8 *kts*,
6. Velocity for the minimum descent ratio, 24,9 *kts*.

At the end of this investigation, and after an analysis of the data, it is recommendable new flights test, so that this methodology can be applied again due to the fact that the data obtained does not correspond with the expected, because the results were unrealistic, giving several velocities below the stall

speed, which is around 28 *kts*, it is suspected that the problem was in poor flight test, which led to wrong parameters for the »Bootstrap Data Plate«.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle; Portuguese Air Force; The Bootstrap Approach; *ANTEX-X02 ALFA*; flight test; *Performance*.

Índice

Índice de Figuras.....	xiii
Índice de tabelas	xv
Lista de Abreviaturas.....	xvii
Símbolos	xix
Glossário	xxi
Capítulo 1. Introdução	1
1.1 Os veículos aéreos não tripulados na Força Aérea Portuguesa	1
1.2 Enquadramento e justificação do tema	1
1.3 Objetivos	3
1.4 Metodologia.....	3
1.5 Organização da dissertação.....	4
Capítulo 2. Revisão bibliográfica.....	5
Capítulo 3. Escolha do método e objeto de estudo	13
3.1 Justificação e escolha do método	13
3.2 Veículo aéreo não tripulado escolhido	14
Capítulo 4. <i>The Bootstrap Approach</i>.....	17
4.1 Introdução	17
4.2 Primeiro nível do TBA	17
4.3 Segundo nível do TBA	26
4.4 Terceiro nível do TBA.....	27
Capítulo 5. Aplicação do TBA	29
5.1 Introdução	29
5.2 Ensaio em voo.....	30
5.2.1 Ensaio das descidas planadas	31
5.2.2 Ensaio das subidas a potência máxima.....	35

5.3	<i>Bootstrap Data Plate</i> para o VANT ANTEX-X02 ALFA	39
Capítulo 6. Análise de resultados		41
6.1	Introdução	41
6.2	<i>Outputs da performance</i> do VANT ANTEX-X02 ALFA.....	42
Capítulo 7. Conclusões		47
Capítulo 8. Bibliografia		51
ANEXOS		57
	ANEXO A - Caraterísticas Físicas ANTEX-X02 ALFA	A-1
	ANEXO B - Caraterísticas do motor TITAN ZG 20	B-1
	ANEXO C - LOG	C-1
	ANEXO D - Ensaios em voo	D-1
	ANEXO E - Determinação de V_y	E-1
	ANEXO F - Parâmetros – valores e unidades.....	F-1
	ANEXO G - TBA - Fórmulas	G-1

Índice de Figuras

Figura 1 - Esquema do ANTEX-X02 ALFA.....	14
Figura 2 - Relação entre o melhor ângulo de planeio, Δh e $V\Delta t$ (Adaptado de Lowry, 1999, p. 461).....	20
Figura 3 – Processo para a obtenção de C_{D0} e e	21
Figura 4 - Relação entre o melhor ângulo de subida, Δh e $V\Delta t$	22
Figura 5 – Processo para obtenção de b	23
Figura 6 - Planificação dos ensaios em voos para a obtenção de m	24
Figura 7 - Processo até à obtenção dos dados da <i>performance</i>	29
Figura 8 - Exemplo de um voo planado numa aeronave (Félix, 2007).	32
Figura 9 - Gráfico relativo às descidas planadas.....	34
Figura 10 - Diferença entre a velocidade correspondente ao melhor ângulo de subida e melhor razão de subida (Aviation, 2014).	36
Figura 11 - Gráfico relativo às subidas em potência máxima.	37
Figura 12 - Forças a atuar numa aeronave em voo de nível a velocidade constante. (Physics, 2012)	41
Figura 13 - Gráfico relativo ao <i>Thrust</i> e <i>Drag</i> da aeronave ALFA e identificação de algumas velocidades. (Adaptado de Lowry, 1999, p. 200)	44
Figura 14 - Exemplo de dados guardados em <i>Log</i>	C-1

(página intencionalmente deixada em branco)

Índice de tabelas

Tabela 1 - Classificação dos VANT segundo a doutrina NATO (Adaptado de Ploeger, 2010, p. 6).....	9
Tabela 2 - Diferentes grupos de classificação dos VANT, doutrina americana (Adaptado de UAS Task Force: Airspace Integration Integrated Product Team, 2011, p. 43).	9
Tabela 3 - Vantagens e desvantagens dos vários métodos.	11
Tabela 4 - Parâmetros necessários para aplicação da metodologia <i>Bootstrap</i> (Adaptado de Lowry, 1999, p. 188).	18
Tabela 5 - Parâmetros da TBA que não dependem de ensaios em voo para o <i>ANTEX-X02 ALFA</i>	30
Tabela 6 – Resumo dos dados das descida planadas.....	33
Tabela 7 - Parâmetros obtidos a partir da velocidade de melhor planeio.	35
Tabela 8 – Resumo dos dados das subidas a potência máxima.	37
Tabela 9 - Parâmetros obtidos a partir da velocidade para o melhor ângulo de subida.....	38
Tabela 10 - Parâmetros obtidos a partir da velocidade para a melhor razão de subida.....	38
Tabela 11 - <i>Bootstrap Data Plate</i> completa para o <i>ANTEX-X02 ALFA</i> . (Adaptado de Lowry, 1999, p. 188).....	39
Tabela 12 - Velocidades obtidas pelo primeiro nível do TBA no <i>ALFA</i>	43
Tabela 13 - Expressões que definem o <i>Thrust</i> e o <i>Drag</i> segundo a metodologia <i>Bootstrap</i>	44
Tabela 14 - Características da estrutura do <i>ANTEX-X02 ALFA</i>	A-1
Tabela 15 - Principais características do motor <i>TITAN ZG 20</i> , que equipa o VANT <i>ANTEX-X02 ALFA</i> . (Adaptado de Clark, 2006, p. 2)	B-1
Tabela 16 - Resultados dos ensaios em voo das descidas planadas.	D-1
Tabela 17 - Resultados dos ensaios em voo das subidas a potência máxima.....	D-1
Tabela 18 - Tabela para auxiliar a determinação de V_y	E-2
Tabela 19 - Valores e unidades usadas nos cálculos.	F-1
Tabela 20 - Fórmulas usadas para a aplicação da metodologia <i>Bootstrap</i> . ..	G-1

(página intencionalmente deixada em branco)

Lista de Abreviaturas

AFA	Academia da Força Aérea
AGL	<i>Above Ground Level</i>
AR	<i>Aspect Ratio</i>
BDP	<i>Bootstrap Data Plate</i>
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
CIDIFA	Centro de Investigação Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea
CS	<i>Certification Specification</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency</i>
EUA	Estados Unidos da América
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAP	Força Aérea Portuguesa
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
FL	<i>Flight Level</i>
FPV	<i>First Person View</i>
FTG	<i>Flight Test Guide</i>
GS	<i>Ground Station</i>
HALE	<i>High Altitude, Long Endurance</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
MALE	<i>Medium Altitude, Long Endurance</i>
MGTOW	<i>Maximum Gross Takeoff Weight</i>

MSL	<i>Mean Sea Level</i>
NATO	<i>North Atlantic Treaty Organization</i>
PILSEG	Piloto de segurança
PITVANT	Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não Tripulados
RPAS	<i>Remotely Piloted Aircraft System</i>
RPM	Rotações por minuto
SE	<i>Specific Endurance</i>
SR	<i>Specific Range</i>
TBA	<i>The Bootstrap Approach</i>
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UE	União Europeia
USAF	<i>United States Air Force</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VNE	Velocidade a não exceder

Símbolos

<i>A</i>	Alongamento
<i>AR</i>	<i>Aspect Ratio</i>
<i>b</i>	Interseção da Polar do Hélice
<i>C</i>	<i>Altitude drop-off parameter</i>
<i>C_D</i>	Coeficiente de resistência total
<i>C_{D0}</i>	Coeficiente de resistência parasita
<i>C_{Di}</i>	Coeficiente de resistência induzida
<i>C_L</i>	Coeficiente de sustentação
<i>c_P</i>	Consumo de combustível em função da potência
<i>C_p</i>	Coeficiente da potência absorvida
<i>C_T</i>	Coeficiente da força propulsiva
<i>D</i>	<i>Drag</i>
<i>d</i>	Diâmetro do Hélice
<i>e</i>	Fator de eficiência
<i>J</i>	Razão de avanço do hélice
<i>L</i>	<i>Lift</i>
<i>M</i>	Torque
<i>m</i>	Declive da Polar do Hélice
<i>M₀</i>	<i>Rated MSL Torque</i>
<i>n</i>	Número de rotações por segundo do motor

P	Potência do motor
R^2	Coeficiente de determinação
S	Área da Asa
s	Envergadura (<i>span</i>) de uma semi-asa
T	<i>Thrust</i>
V_{be}	Velocidade para máxima autonomia (<i>best endurance</i>)
V_{bg}	Velocidade de melhor planeio (<i>best glide</i>)
V_{br}	Velocidade para máximo alcance (<i>best range</i>)
V_M	Velocidade máxima em voo de nível
V_m	Velocidade mínima em voo de nível
V_{md}	Velocidade para a menor razão de descida (<i>minimum descent</i>)
V_s	Velocidade de perda (<i>stall</i>)
V_x	Velocidade para o melhor ângulo de subida
V_y	Velocidade para a melhor a razão de subida
W	<i>Weight</i>
ρ	Densidade do ar
Φ	<i>Power dropoff factor</i>

Glossário

Alongamento (A)	Consiste na relação entre a envergadura total da aeronave e a corda média da asa, do termo aspect ratio em inglês (Hall, 2015).
Altitude drop-off parameter (C)	Consiste na proporção de potência que se perde devido ao atrito independentemente da altitude (Lowry, 1999).
Área da Asa (S)	Consiste na área total da superfície alar (Lowry, 1999).
Coefficiente de determinação (R^2)	Medida estatística que representa o quão próximos estão determinados dados de uma função, varia entre 0 e 1 (Frost, 2013).
Desempenho	Consiste na informação operacional da aeronave, como velocidades, peso máximo à decolagem, teto máximo, entre outros. (<i>Private Pilot Ground School</i> , 2006).
Fator de carga	Corresponde à quantidade de carga que uma determinada estrutura está a sofrer devido a acelerações provocadas por determinadas manobras, corresponde à razão entre a sustentação e o peso (Cavcar, 2004).
Fator de eficiência (e)	Também conhecido como <i>Oswald efficiency factor</i> , corresponde à relação entre a sustentação e resistência aerodinâmica (Raymer, 1992).
Interseção da Polar do Hélice (b) /Declive da Polar do Hélice (m)	Consiste numa relação entre o coeficiente da força propulsiva C_T e o coeficiente da potência absorvida C_P , sendo que $\frac{C_T}{J^2} = m \frac{C_P}{J^2} + b$, e $J = \frac{V}{nd}$, J corresponde à razão entre a distância que o hélice avança em relação ao seu diâmetro (Lowry, 1999).

Log	Nome dado a uma gravação oficial dos dados de determinada viagem de um navio ou aeronave (<i>English Oxford Living Dictionary</i> , 2017).
Performance	Termo inglês que representa o desempenho de determinada aeronave.
Power dropff factor (Φ)	Conhecido também como <i>Gagg-Farrar</i> factor, consiste na perda de potência com o aumento da altitude, com as mesmas rotações por minuto, devido à diminuição da densidade do ar (Lowry, 1999, p. 126).
Rated Mean Sea Level Torque (M_0)	Consiste no torque provocado pelo motor em potência máximo ao nível médio das águas do mar (Lowry, 1995).
Resistência parasita	Corresponde à soma de três tipos de resistência: a de interferência, que corresponde à resistência provocada pela união de dois corpos; a de forma, criada pela forma da aeronave; a de atrito superficial, causada pela fricção das partículas junto à superfície, originando aquilo que se denomina por camada limite. Este tipo de resistência aumenta à medida que a velocidade também aumenta, mas o seu coeficiente é constante, $D_0 = \rho V^2 S C_{D0} / 2$ (Vicente, 2008).
Sistema de armas	Diz respeito às aeronaves operadas pela Força Aérea Portuguesa (Pereira, 2013a).
Torque (M)	Consiste na força rotacional que um motor produz num objeto (Rosamond, 2017).

Capítulo 1. Introdução

1.1 Os veículos aéreos não tripulados na Força Aérea Portuguesa

Um veículo aéreo não tripulado (VANT) ¹ pode ser definido como uma aeronave propulsada que não contém um operador humano dentro da mesma, usa forças aerodinâmicas para criar sustentação e pode voar autonomamente ou remotamente, os projéteis, bombas e mísseis não são considerados VANT (*Dictionary of Military and Associated Terms*, 2005).

Este tipo de veículos surgiu na Força Aérea Portuguesa (FAP) através do Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não Tripulados (PITVANT), proposto pelo Centro de Investigação sediado na Academia da Força Aérea (AFA), tendo-se associado em 2006 a Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP), visto que a FEUP possui um vasto *know-how* nesta área (Vicente *et al.*, 2013, p. 112) (*PITVANT*, 2013).

Assim, inicia-se um projeto de investigação e desenvolvimento, tendo o PITVANT começado oficialmente em 2009, surgindo assim os veículos aéreos não tripulados na FAP (Vicente *et al.*, 2013, p. 112).

1.2 Enquadramento e justificação do tema

A defesa militar da República é a principal missão da Força Aérea Portuguesa (*Decreto Lei nº 187/2014 de 29 de Dezembro do Ministério da Defesa Nacional*, 2014). Para que isso seja conseguido, torna-se necessário vigiar, controlar e fiscalizar o espaço aéreo. Atualmente, a FAP utiliza meios tripulados nas suas esquadras para desempenharem essas funções, no entanto, os avanços tecnológicos permitiram a criação de sistemas aéreos não tripulados, capazes de complementarem as missões dos meios tripulados, permitindo resolver algumas limitações dos mesmos. (Vicente *et al.*, 2013)

Em linha com o parágrafo anterior, a existência de VANT na FAP torna-se necessária, para combater essas mesmas dificuldades associadas às

¹ Também denominados por *Unmanned Aerial Vehicle's* (UAV), alterados para *Unmanned Aerial System's* (UAS), e mais recentemente denominados por *Remotely Piloted Aircraft System's* (RPAS).

aeronaves tripuladas. Segundo um estudo efetuado em Portugal, uma das dificuldades identificadas prende-se com a fadiga do piloto, maior parte dos pilotos portugueses já sofreu deste problema, tendo até já adormecido em voo, este fator é reconhecido como um grande fator limitativo nas aeronaves tripuladas (*Metade dos pilotos portugueses já adormeceu durante o voo*, 2013), fator este que não é relevante quando se trata de VANT, sendo uma vantagem para este último tipo de aeronaves.

Outra grande vantagem associada aos meios não tripulados, é também a redução de custos, pois é possível desenvolver modelos bastante leves com um consumo e custo de manutenção reduzido, assim, seria extremamente benéfico, por exemplo, um VANT destes fazer vigilância do espaço aéreo, entre outras missões, ao invés das aeronaves convencionais, com os respetivos elevados custos e riscos humanos associados (Sousa e Morgado, 2009).

O Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), denominado atualmente Centro de Investigação Desenvolvimento e Inovação da Força Aérea (CIDIFA) desenvolveu dois Veículos Aéreos Não Tripulados no âmbito do PITVANT, podendo, num futuro próximo, complementados com outros VANT, darem origem a uma esquadra operacional na Força Aérea Portuguesa com este sistema de armas.

Contudo, estes dois modelos foram desenvolvidos na FAP, como consequência, estes VANT não têm uma caracterização da *performance*² associada, criando um problema e um obstáculo à operação destes mesmo modelos, havendo assim a necessidade de caracterizar a *performance* dos mesmos. Uma solução possível consiste na própria FAP testar os VANT e obter os dados de *performance* que procura, ao contrário do que acontece quando se adquire uma aeronave ao exterior, pois possuem já os respetivos manuais de *performance*, visto já terem sido submetidas a testes exaustivos, com vista a tornar as aeronaves e a sua operação o mais seguras possível (Moskvitch, 2014).

Este trabalho incide na solução do problema apresentado acima, a falta de informação da *performance* dos VANT, ou seja, como é que a FAP pode testar estes VANT, assim, procura-se encontrar uma forma para caracterizar este tipo

² Pode ser traduzido como desempenho

de veículos, com o objetivo de se obter uma caracterização fidedigna da *performance* dos respetivos VANT.

1.3 Objetivos

Com vista a dar resposta ao problema exposto acima, o objetivo geral desta tese é encontrar um modelo para a determinação da *performance* dos VANT da FAP. De forma a atingir o objetivo geral procurar-se-á ao longo deste trabalho, analisar alguns dos métodos existentes para esse efeito através da sua aplicação a um VANT específico da FAP, caracterizando a *performance* dessa aeronave. Pretende-se assim, validar esse modelo, para que no futuro, este método possa ser aplicado a outros veículos que forem desenvolvidos pelo CIDIFA, já com um método pré-estabelecido e válido, visto que estes VANT, como dito em **1.2**, ao contrário dos adquiridos no exterior, não possuem um manual de *performance* previamente testado pelos fabricantes (Moskvitch, 2014).

1.4 Metodologia

A Metodologia de Investigação utilizada foi a indutiva. O método indutivo corresponde a uma operação mental que tem como ponto de partida a observação de factos particulares para, através de associação, estabelecer generalizações que permitam formular uma lei ou teoria (IESM, 2016, p. 13). A metodologia de investigação será materializada segundo uma estratégia de investigação qualitativa pelo qual se procederá à construção de conceitos e entendimentos a partir de padrões encontrados nos dados recolhidos através de análise documental e ensaios em voo. Escolheu-se como *design* de investigação o estudo de caso, por se pretender “descrever de forma rigorosa a unidade de observação”, o VANT *ANTEX-X02 ALFA*. Embora, não seja possível estabelecer, com rigor, generalizações dos resultados, pretende-se recolher informação detalhada sobre uma única unidade de estudo, os VANT em operação no CIDIFA.

1.5 Organização da dissertação

A dissertação encontra-se dividida em seis capítulos.

O primeiro capítulo refere-se à introdução onde se apresenta o tema, a problemática e os objetivos da dissertação.

No segundo capítulo realiza-se o levantamento do estado da arte relativo às metodologias aplicáveis para determinação da *performance* das aeronaves.

No terceiro capítulo, será apresentado o método escolhido, elencando as razões que motivaram a seleção do método. É ainda apresentada a descrição sumária das características do veículo aéreo não tripulado *ANTEX-X02 ALFA*, que irá ser utilizada para a realização dos testes em voo.

No quarto capítulo, o método escolhido será descrito.

No quinto capítulo, aplicar-se-á a metodologia escolhida ao *ANTEX-X02 ALFA*, abordando-se o processo da realização dos ensaios em voo, que engloba a fase do planeamento, fase da execução e a fase de cálculo.

No último capítulo, serão apresentadas as conclusões mais relevantes da investigação, as dificuldades encontradas e as recomendações para o futuro.

Capítulo 2. Revisão bibliográfica

Existem várias teorias para se determinar a *performance* de aeronaves, nomeadamente através de cálculos físicos, essencialmente através do equilíbrio de forças (Perkins e Hage, 1949), no entanto, para isso torna-se necessário ter um conhecimento prévio de determinadas características da aeronave, como a coeficiente de sustentação, C_L , coeficiente de resistência parasita, C_{D0} , coeficiente de resistência induzida, C_{Di} , peso, entre outros. Alguns destes parâmetros são fáceis de identificar, outros nem tanto (Lowry, 1999).

Assim, é necessário arranjar métodos alternativos para se determinar a *performance* de uma aeronave, determinando os parâmetros relevantes para a operação de forma eficiente, isto é, maximizando os recursos e minimizando os custos.

Geralmente, o fabricante de uma aeronave faz todos os testes necessários para a obtenção da *performance* de uma aeronave, tanto em túnel de vento como em voo, o que por vezes pode demorar anos, no entanto, quando se compra uma aeronave, o consumidor tem acesso de toda a *performance* da mesma (Hutchinson, 2015).

No entanto, quando uma aeronave sofre alterações, como foi o caso do *Chipmunk Mk 20* da Força Aérea Portuguesa, com a substituição do motor *Gipsy Major* de 145 *hp* para um motor *Avco Lycoming O-360 A4M* de 180 *hp*, que levou a que o hélice fosse substituído e a bateria recolocada. Houve ainda a colocação de um *kit Anti Spin*, a inclusão de uma segunda bomba de vácuo, entre outras alterações, a *performance* duma aeronave sofre alterações (*Revista Científica da Academia da Força Aérea*, 2013).

Com todas estas alterações, o manual de *performance* existente da aeronave não correspondia à realidade, ficaram obsoletos, o que pode trazer problemas à operação da mesma. É de extrema importância a realização da atualização dos manuais de *performance* desta mesma. Neste âmbito, foi realizada uma tese na Academia da Força Aérea pelo aluno Bernardo Pereira com vista à solução deste problema. Foi usado o método “*The Bootstrap Approach*” (TBA) de Lowry, tendo-se concluído ser um método eficiente e eficaz naquele tipo de aeronaves (Pereira, 2013b).

Este método é utilizado em aeronaves a hélice com passo fixo, no entanto, também pode ser usado em aeronaves com hélice a velocidade constante, ou seja, passo variável (Lowry, 1995).

O método *Bootstrap* permite calcular aproximadamente a *performance* duma aeronave, sabendo apenas nove parâmetros que o autor considera não serem difíceis de descobrir. Alguns, obtêm-se diretamente através de medidas diretas, outros com alguns ensaios em voo relativamente simples, nomeadamente subidas, voos planados e voos de nível (Lowry, 1999).

Para que TBA seja aplicado são necessários apenas alguns instrumentos, preferencialmente calibrados, uma hora e meia de voo para a realização dos testes essenciais necessários, e poucas horas de cálculos e tratamento de dados. Segundo Lowry (1999), depois da determinação da *performance* da primeira aeronave, o método é replicado, sendo cada vez será mais rápida a sua execução.

A Força Aérea dos Estados Unidos da América (EUA), *United States Air Force* (USAF), propõe outro método para a determinação da *performance* das aeronaves com recurso a acelerómetros (Simpson, 1979).

Simpson (1979), diz-nos, no geral, que existem dois métodos para se determinar a *performance* de uma aeronave através dos dados obtidos em voo. No primeiro, que tem a designação de método Direto, consiste na repetição de determinadas manobras em diferentes condições de voo, a fim de determinar uma característica da aeronave. Analogamente, o segundo é denominado de método Indireto, mais teórico, procura descobrir determinados parâmetros que apesar de não representarem a *performance* da aeronave isoladamente, combinados servem esse propósito. Esses parâmetros são: o coeficiente de resistência C_D , que corresponde à soma do C_{D0} e C_{Di} . A força propulsiva disponível, C_L , etc. Em ambos os métodos, é necessário executar manobras que se distinguem nas seguintes categorias (Simpson, 1979):

1. Manobras num estado estável, realizadas com o fator de carga³ um (1 g), sem excesso de potência, em voo de nível;

³ Conhecido como força G.

2. Manobras num estado praticamente estável, realizadas com um ligeiro excesso de potência, em que o fator de carga se mantém próximo de um, numa subida ou aceleração normal;
3. Manobras dinâmicas, realizadas com fator de carga variável e na qual existe excesso de potência, como por exemplo num looping.

Para a realização dos ensaios em voo são necessários determinados instrumentos para que a recolha dos dados, nomeadamente a colocação de acelerómetros na aeronave, sendo ainda indispensável o conhecimento dos parâmetros da velocidade, altitude e posição (Simpson, 1979).

A *Federal Aviation Administration* (FAA), entidade responsável pelos regulamentos civis dos EUA (*Federal Aviation Administration*, 2017), prevê também um plano para testar uma aeronave. O plano da FAA (2015) é bastante específico e metódico, indicando passo a passo o que se deve fazer, desde a escolha do piloto até aos procedimentos a ter em emergência.

Este plano requer um mínimo de 40 horas de testes em voo para aeronaves propulsadas por um hélice e motor convencional, os testes preveem, inclusive, o táxi da aeronave, descoberta do teto máximo, melhor razão de subida, velocidade de perda, peso máximo à descolagem (MGTOW⁴). Nas primeiras horas de voo começam por testar o táxi e a fiabilidade do motor e da aeronave, evoluindo depois para subidas e descidas em voo, recolha do trem de aterragem, se aplicável, e perdas. Numa segunda fase, procura-se descobrir a melhor razão de subida, o MGTOW, faz-se alguns testes de estabilidade e controlo, e ainda alguns voos noturnos (FAA, 2015).

A *European Aviation Safety Agency* (EASA) é responsável pela regulamentação e certificação da aviação civil na União Europeia (UE) (EASA, 2017). Esta agência preconiza também testes em voo, incluídos numa *Certification Specification* (CS), a CS-23, sendo assim possível determinar a *performance* duma aeronave com menos de 5 670 kg (ou 8 618 kg se possuir dois motores), que se divide em quatro partes (EASA, 2010):

1. Volume 1, que contem os códigos de aeronavegabilidade, especificando e explicando tudo o que é relacionado com a

⁴ Do termo inglês *maximum gross take-off weight*

performance duma aeronave, o que são determinados dados e quais os requisitos a cumprir.

2. Volume 2, que contém os *Acceptable Means of Compliance*, que diz respeito à estrutura e design da aeronave, respetivos limites, regras de segurança e condições de controlo que devem ser respeitadas.
3. *Flight Test Guide* (FTG), que contém a descrição dos testes e fórmulas necessárias para a obtenção da *performance* da aeronave, nomeadamente velocidades de descolagem, perda, subidas e planeio. Testa ainda a manobrabilidade da aeronave.
4. Anexos.

No respeitante aos VANT, não existe muita informação na literatura, aplicando-se ainda várias teorias que se aplicam a aeronaves tripuladas, pois algumas são semelhantes ao modo de funcionamento, contudo, alguns destes sistemas não tripulados são mais pequenos, mais leves, outros nem tampouco possuem motores a combustão (Ostler *et al.*, 2009).

A aplicação dos métodos acima descritos não é possível em todos os VANT, pois, por exemplo, em alguns VANT mais pequenos, pertencentes às menores categorias da classe um de aeronaves não tripuladas da doutrina da Organização do Tratado do Atlântico Norte (NATO)⁵, ou pertencentes ao grupo um da doutrina americana, como pode ser visto nas tabelas 1 e 2, respetivamente, a instalação de alguns equipamentos a bordo da aeronave torna-se complicada por restrições de peso e tamanho (Ostler *et al.*, 2009).

⁵ Do termo inglês *North Atlantic Treaty Organization*

Tabela 1 - Classificação dos VANT segundo a doutrina NATO (Adaptado de Ploeger, 2010, p. 6).

Classe	Categoria	Altitude Normal de Operação (ft)	Raio normal de ação
Classe 1	Pequeno > 20 kg	< 5 000 AGL ⁶	50 km
	Mini 2 - 20 kg	< 3 000 AGL	25 km
	Micro < 2 kg	< 200 AGL	5 km
Classe 2 150 – 600 kg	Tático	< 10 000	200 km
Classe 3 > 600 kg	Combate	< 65 000	Ilimitado
	HALE ⁷	< 65 000	Ilimitado
	MALE ⁸	< 45 000	Ilimitado

Tabela 2 - Diferentes grupos de classificação dos VANT, doutrina americana (Adaptado de UAS Task Force: Airspace Integration Integrated Product Team, 2011, p. 43).

Grupos de VANT	Peso Máximo (lbm) (MGTOW)	Altitude Normal de Operação (ft)	Velocidade (kts)
Grupo 1	0 – 20	< 1 200 AGL	< 100
Grupo 2	21 – 55	< 3 500 AGL	< 250
Grupo 3	< 1 320	< FL ⁹ 180	< 250
Grupo 4	> 1 320	< FL 180	Sem limite
Grupo 5	> 1 320	> FL 180	Sem limite

Assim, existe ainda uma grande dificuldade em determinar a *performance* de pequenos veículos aéreos não tripulados, pertencentes a estas classes ou grupos. No entanto, Ostler *et al.* (2009) aplicou o método a VANT pertencentes

⁶ Above Ground Level

⁷ High Altitude, Long Endurance

⁸ Medium Altitude, Long Endurance

⁹ Flight Level

ao grupo um da doutrina americana, possuidores de motores elétricos movidos através de um hélice a passo fixo, apresentando soluções que permitem a determinação da polar aerodinâmica, ou seja da relação entre C_L e C_D , do ângulo máximo de subida, da *performance* em volta, e das seguintes velocidades:

1. Velocidade máxima;
2. Velocidade mínima;
3. Velocidade para alcance máximo;
4. Velocidade para autonomia máxima;
5. Velocidade para melhor razão de subida.

Para a determinação da *performance* de uma aeronave, Kimberlin (2003) preconiza que se a polar aerodinâmica for determinada de uma forma precisa e a força propulsiva disponível for conhecida, então todas as características de uma aeronave podem ser calculadas.

No trabalho de Ostler *et al.* (2009) propõe-se inicialmente a realização de testes em túnel de vento com intuito de aferir a eficiência do motor que usa um hélice como meio de propulsão.

Em primeiro lugar, determina-se a força produzida para diferentes velocidades, de seguida, multiplica-se essa força produzida pela respetiva velocidade e obtém-se a potência produzida. Finalmente, com a razão entre a potência produzida e a potência fornecida obtém-se o rendimento do motor (Ostler *et al.*, 2009).

É também necessário ter conhecimento do peso, área alar temperatura e pressão, estes últimos dois são necessários para se saber a densidade do ar (Ostler *et al.*, 2009).

Relativamente aos testes em voo, cujo objetivo é a determinação do coeficiente de sustentação e do coeficiente de resistência, Ostler *et al.* (2009) propõem a realização de vários voos de nível a diferentes velocidades para que sejam obtidos os vários pontos da polar aerodinâmica, para quem em seguida, se obtenha a curva da polar aerodinâmica. Podem ainda ser calculados os vários parâmetros referidos anteriormente, através de fórmulas e gráficos apresentados no seu trabalho. O erro deste método não ultrapassa os 17% com um intervalo de confiança de 95% (Ostler *et al.*, 2009).

Na tabela 3 pode-se observar uma comparação sucinta das várias propostas apresentadas.

Tabela 3 - Vantagens e desvantagens dos vários métodos.

Método	Vantagens	Desvantagens
The Bootsrap Approach de Lowry (1999)	Já foi usado na FAP	Apenas para aeronaves propulsadas por hélice
	Informação clara e explícita	
	Requer poucos testes em voo	
	Baixo custo	
Método usando acelerómetros proposto por Simpson (1979) para a USAF	Baixo custo	Requer instrumentos específicos
		Requer uma maior variedade de testes em voo e mais complicados
Plano da FAA	Explícito e metódico	Necessita de muitas horas de voo
	Capacidade para abranger praticamente todas as etapas do voo	
FTG incluído na CS-23 da EASA	Testes em voo bem especificados e relativamente simples	Sem <i>performance</i> em voo de cruzeiro (Machado, 2009)
	Baixo custo	
Método de Ostler et al. (2009) para pequenos VANT	Mais direcionado para VANT pequenos	Aplicado a VANT com motor elétrico
	Testes em voo simples	
	Baixo custo	

Existem algumas opções passíveis de solucionar o problema e alcançar o objetivo pretendido, o próximo capítulo irá assim descrever a aeronave que será objeto de estudo e justificar o método escolhido para a realização desta dissertação.

Capítulo 3. Escolha do método e objeto de estudo

3.1 Justificação e escolha do método

No capítulo anterior verificou-se quais os métodos relevantes para a execução desta dissertação, são eles:

1. *The Bootstrap Approach* de Lowry (1999);
2. Método proposto por Simpson (1979) para a USAF;
3. Plano da FAA;
4. FTG incluído na CS-23 da EASA;
5. Método de Ostler *et al.*, (2009) para pequenos VANT.

A tabela 3 exposta no capítulo 2 apresenta a comparação sumária dos cinco métodos abordados, por análise da mesma podemos concluir que não existe nenhum método que seja ideal para alcançar o objetivo pretendido. Prossegue-se por tal à seleção do método adequado para levar a cabo este estudo.

Um dos métodos pode ser imediatamente colocado de parte pelo facto de ser aplicado apenas a VANT com motores elétricos e com pouca massa, pertencentes ao grupo um na doutrina americana, visto que o objetivo da tese é encontrar um método válido para todos os VANT em que seja necessário determinar a sua *performance*, e pretende-se testar em aeronaves com uma massa maior e com motores a combustão.

O método de Simpson (1979) requer a instalação de equipamento específico, os acelerómetros, e os testes em voo são mais complicados do que nos restantes, não sendo benéfica a escolha do mesmo.

O plano da FAA necessita de muitas horas de voo, o que se traduz em custos elevados.

No FTG da CS-23 da EASA, não é possível obter tantos dados como pelo TBA, visto que o segundo preconiza formas para se descobrir o alcance e autonomia, e, tendo em conta que o TBA é conhecido pela FAP, os testes em voo são simples, e os VANT da FAP são propulsionados por um hélice, o melhor método para utilizar é o que outrora foi posto em prática no *De Havilland Canada Chipmunk Mk-20*, o TBA.

3.2 Veículo aéreo não tripulado escolhido

O objeto de estudo da presente investigação é o VANT *ANTEX-X02 ALFA*, que apesar de não ser o modelo mais evoluído da FAP, é o que possui mais horas disponíveis para se efetuarem os testes necessários. A Figura 1 apresenta o esquema da aeronave.

Esta aeronave é de asa fixa, propulsionada por um hélice a passo fixo e equipada com o motor *Titan ZG 20*, as características deste motor podem ser observadas na tabela 15 no anexo B (Clark, 2006).

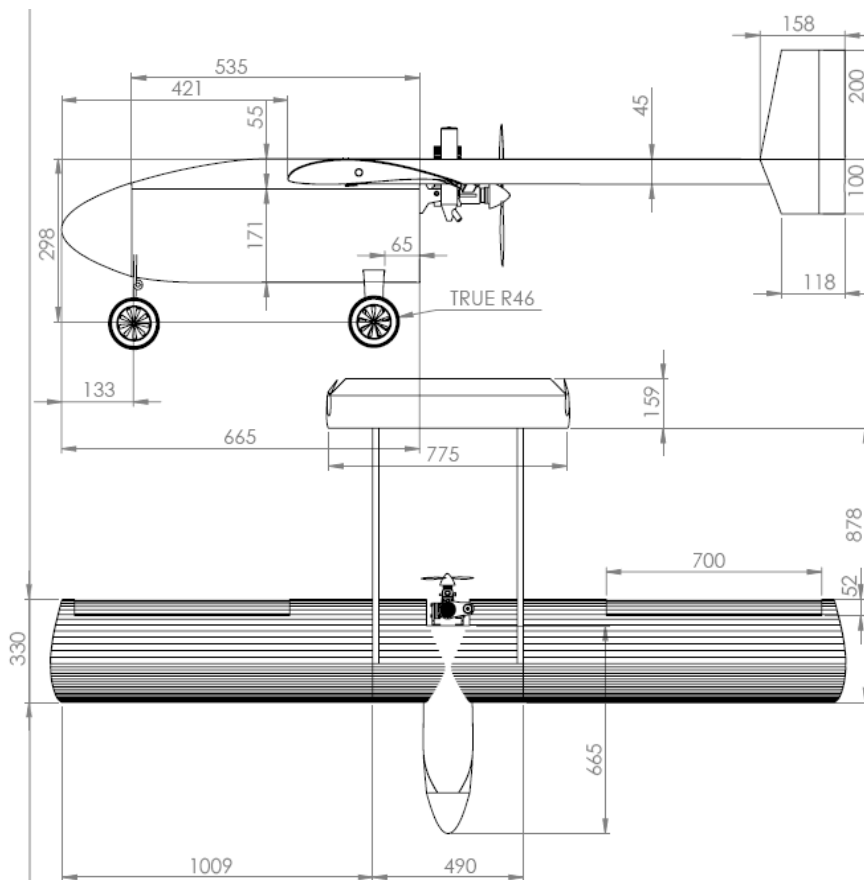


Figura 1 - Esquema do ANTEX-X02 ALFA.

As características físicas do VANT *ANTEX-X02 ALFA* encontram-se descritas na tabela 14 no anexo A.

Esta aeronave pode ser voada através de duas formas: a primeira consiste usando o piloto automático, neste caso, o sistema *Piccolo*; a segunda, consiste em controlar a aeronave através de um controlo remoto, rádio controlo.

Qualquer uma destas formas possui algumas limitações que podem por em casa a execução dos ensaios em voo necessários, pois em qualquer uma das situações não se obtém tudo o que é necessário, ou falta o conhecimento de valores de telemetria, ou não se tem controlo total da aeronave, relevando-se um obstáculo para praticamente todos os métodos.

Usando o piloto automático *Piccolo* para operar a aeronave, irão existir problemas no que diz respeito à manobrabilidade do sistema, pois este apenas está preparado para manter uma certa velocidade e certa rota, estando tudo pré-configurado, não sendo possível controlar a potência, por exemplo, impossibilitando a realização dos testes. (Barchet *et al.*, 2012)

Se, por outro lado, for optado por controlar a aeronave manualmente, através de um rádio controlo, torna-se possível controlar a potência da aeronave, e também a sua atitude, no entanto, quem controla a aeronave, denominado por piloto de segurança¹⁰ (PILSEG), este tem que visualizar a aeronave a partir do solo e não tem acesso instantâneo aos dados de telemetria, como velocidade, atitude e altitude, para conhecer esses dados, tem que comunicar com o operador via rádio, que está na estação de controlo, conhecida como *ground station* (GS), assim, torna-se muito complicado fazer um voo estável, a uma velocidade praticamente constante com uma determinada atitude pretendida (Teixeira, 2016).

¹⁰ Ou *safety*.

(página intencionalmente deixada em branco)

Capítulo 4. *The Bootstrap Approach*

4.1 Introdução

Como dito no capítulo anterior, o método escolhido para a realização desta dissertação foi o *Bootstrap*.

Este método permite a determinação bastante aproximada da *performance* de determinada aeronave propulsada por um hélice, seja ele de passo fixo ou velocidade constante, mediante condições específicas de voo da mesma, ou seja, com uma configuração delimitada, com apenas o conhecimento de nove parâmetros necessários para o primeiro nível, que constituem o *Bootstrap Data Plate* (BDP) (Lowry, 1999).

O TBA contém três níveis, que irão ser desenvolvidos nos subcapítulos seguintes, no entanto, o segundo e o terceiro métodos não irão ser aplicados neste trabalho de investigação, o segundo, pelo motivo de ser necessário equipamento específico que não se encontra no objeto de estudo, nomeadamente um *fuel flow meter*¹¹, e o terceiro, pelo motivo de serem necessários muitos outros fatores, não muito fáceis de se encontrar, para além dos nove parâmetros iniciais (Lowry, 1999). Assim, primeiro irá ser averiguado se o primeiro nível é obtido com sucesso, para mais tarde se avançar para os níveis seguintes.

4.2 Primeiro nível do TBA

É importante referir que a aplicação da metodologia *Bootstrap* só é possível após a obtenção da BDP, sendo fulcral conhecer os nove parâmetros corretamente, caso contrário, é desnecessário avançar para os níveis seguintes.

Os parâmetros que constituem a BDP podem ser vistos na tabela 4.

Para além destes dados, é também essencial conhecermos o peso (*weight*) da aeronave, W .

¹¹ Medidor da quantidade de combustível que está a ser consumida instantaneamente.

Tabela 4 - Parâmetros necessários para aplicação da metodologia Bootstrap

(Adaptado de Lowry, 1999, p. 188).

Parâmetro	Unidades
Área da asa, S	ft^2
Alongamento, A	
Rated Mean Sea Level (MSL) Torque, M_0	$ft \cdot lbf$
Altitude dropoff parameter, C	
Diâmetro do Hélice, d	ft
Coefficiente de resistência parasita, C_{D0}	
Fator de eficiência, e	
Declive da Polar do Hélice, m	
Interseção da Polar do Hélice, b	

Quatro destes parâmetros, S , A , M_0 e d obtêm-se diretamente ou através de cálculos simples com dados obtidos pelos manuais da aeronave ou do motor, caso existam, ou por medições diretas.

A área da asa, S , corresponde ao resultado da soma das áreas das semi-asas e da secção central, a área total de uma asa retangular obtém-se multiplicando a sua envergadura, s , pela sua corda, c . S será calculado usando a equação (4.1).

$$S = sc \quad (4.1)$$

O alongamento, A , ou *aspect ratio* (AR), pode ser calculado através da equação (4.2), e corresponde à razão entre o quadrado da envergadura total e a área da asa, traduzindo-se na razão entre a envergadura e a corda da mesma (Hall, 2015).

$$A = AR = \frac{s^2}{S} = \frac{s^2}{sc} = \frac{s}{c} \quad (4.2)$$

O *rated MSL torque*, M_0 , pode ser retirado diretamente do manual do motor, ou duma equação derivada da equação (4.3) retirada de Lowry (1999), sendo P a potência, n o número de rotações do motor por segundo e M o momento. Para se descobrir M_0 , que consiste no torque provocado pelo motor em regime de potência máxima ao nível médio das águas do mar, será usada a equação (4.4), e é necessário conhecer potência máxima do motor (P_0), e respetivo número de rotações (n_0), no entanto, para maior parte dos cálculos, serão usados P_0 e n_0 individualmente.

$$P = 2\pi nM \quad (4.3)$$

$$M_0 = \frac{P_0}{2\pi n_0} \quad (4.4)$$

Para a obtenção do parâmetro d basta conhecer o diâmetro do hélice, este modelo usa um hélice com as dimensões 16"x 8", sendo que o valor 16" corresponde ao diâmetro e o 8" ao *pitch*¹², o *propeller pitch*¹³ pode ser definido como a distância que o hélice percorreria se se movesse por uma superfície sólida (Becker, 2000).

O *altitude dropoff parameter*, C , consiste na proporção da potência que vai para as perdas por atrito, pode ser considerado como 0,12 para os motores alternativos (Lowry, 1999).

Os outros quatro parâmetros, "*the hard cases*" (Lowry, 1999, p. 187), requerem ensaios em voo, que serão abordados de seguida.

Para se descobrir o coeficiente de resistência parasita C_{D0} e o fator de eficiência e , é necessário a realização de um teste em voo. Lowry (1999) prevê um voo onde se realizam cerca de seis descidas planadas (sem usar a potência do motor) a diferentes velocidades, e conseqüentemente, diferentes atitudes, durante 500 *ft* no mesmo intervalo de altitudes, ou seja, a começar e a acabar

¹² Passo

¹³ Passo do hélice

sempre na mesma altitude indicada, e com o mesmo *heading*¹⁴, para se evitar diferenças nos ensaios devido a diferentes densidades do ar e direções ou intensidade do vento. O objetivo é determinar a velocidade de melhor planeio (V_{bg}), para isso, irá ser verificado o tempo demorado (Δt) a planar os 500 *ft* para cada velocidade (V) diferente, de seguida, será calculado o produto entre a velocidade e o tempo para cada ensaio, e a velocidade de melhor planeio corresponde àquela que maximiza o produto $V\Delta t$. Lowry, (1999, p. 460) recomenda que se desenhe um gráfico entre o produto $V\Delta t$ *versus* V para uma melhor identificação desse máximo (Lowry ,1999).

A velocidade de melhor planeio é a velocidade que otimiza o alcance da aeronave, permitindo percorrer a maior distância horizontal (Lowry ,1999).

Após a determinação da V_{bg} , pode-se ainda descobrir o melhor ângulo de planeio, γ_{bg} , através da equação (4.5), sendo Δh a altitude percorrida (500 *ft*). (Lowry, 1999) A equação (4.5) pode ser explicada recorrendo à figura 2.

$$\gamma_{bg} = \sin^{-1} \frac{\Delta h}{V_{bg}\Delta t} \quad (4.5)$$

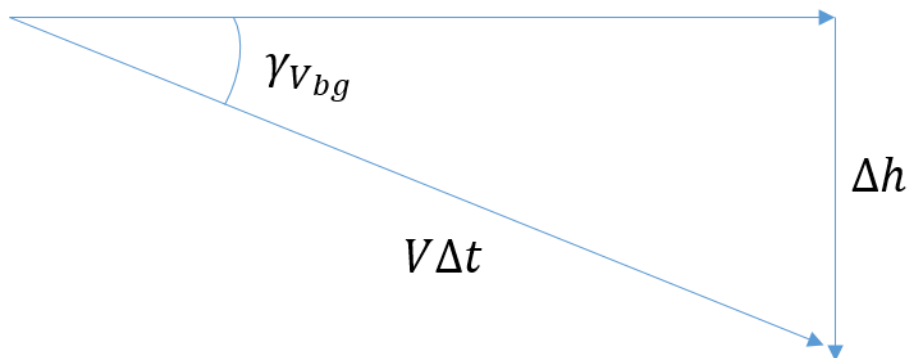


Figura 2 - Relação entre o melhor ângulo de planeio, Δh e $V\Delta t$ (Adaptado de Lowry, 1999, p. 461).

Assim, C_{D0} e e podem ser calculados através das fórmulas (4.6) e (4.7) de Lowry (1999), respetivamente, sendo ϕ a quantidade de pranchamento usado nos testes, e ρ a densidade do ar.

¹⁴ Voando na mesma direção

$$C_{D0} = \frac{-W \sin \gamma_{bg}}{\rho S V_{bg}^2} \quad (4.6)$$

$$e = \frac{-4W \sin \gamma_{bg}}{\rho S V_{bg}^2 \pi A \tan^2 \gamma_{bg} \cos^2 \phi} \quad (4.7)$$

Usando a equação (4.6) na (4.7), temos a equação (4.8) que permite calcular e a partir de C_{D0} .

$$e = \frac{4C_{D0}}{\pi A \tan^2 \gamma_{bg} \cos^2 \phi} \quad (4.8)$$

Na figura 3 pode ser observado um esquema que resume o processo para obtenção de C_{D0} e e .

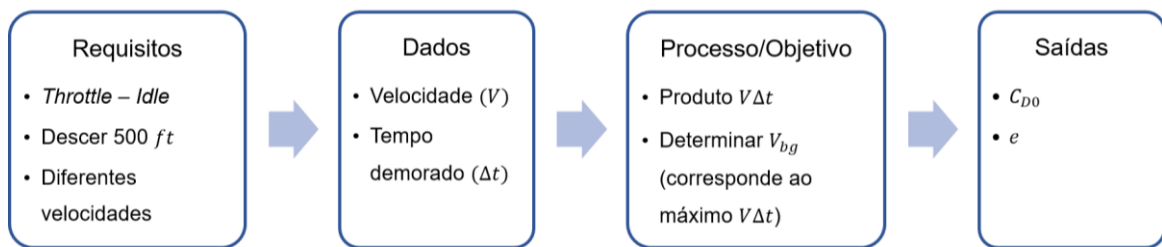


Figura 3 – Processo para a obtenção de C_{D0} e e .

Faltam ainda descobrir dois parâmetros, são eles a interseção da polar do hélice b e o declive da polar do hélice m .

Para a obtenção de b , é necessário um novo teste em voo, este, ao contrário do teste acima descrito (teste das descidas planadas), consistirá na realização de seis subidas a *full-throttle*, também a diferentes velocidades e atitudes, durante 500 ft, também no mesmo intervalo de altitudes e com o mesmo *heading*, para uma maior precisão.

O objetivo deste teste é determinar a velocidade para o melhor ângulo de subida (V_x), o método utilizado será muito semelhante ao anterior, mas o seu inverso, ou seja, verifica-se o tempo demorado (Δt) a subir os 500 ft para as diferentes velocidades (V) e calcula-se o produto $V\Delta t$, a velocidade para o melhor

ângulo de subida, corresponde àquela que minimiza esse produto. Desenhando novamente o gráfico entre o produto $V\Delta t$ versus V a localização do mínimo fica facilitada (Lowry, 1999).

A velocidade para o melhor ângulo de subida é aquela que permite à aeronave subir percorrendo a menor distância horizontal possível (Lowry, 1999).

Após a determinação de V_x , o melhor ângulo de subida (γ_x), ou seja, o ângulo que permite à aeronave subir determinada altitude percorrendo a menor distância horizontalmente, pode ser descoberto na mesma linha de pensamento do ângulo de melhor planeio (γ_{bg}), como pode ser observado na figura 4. Este ângulo será calculado usando a equação (4.9).

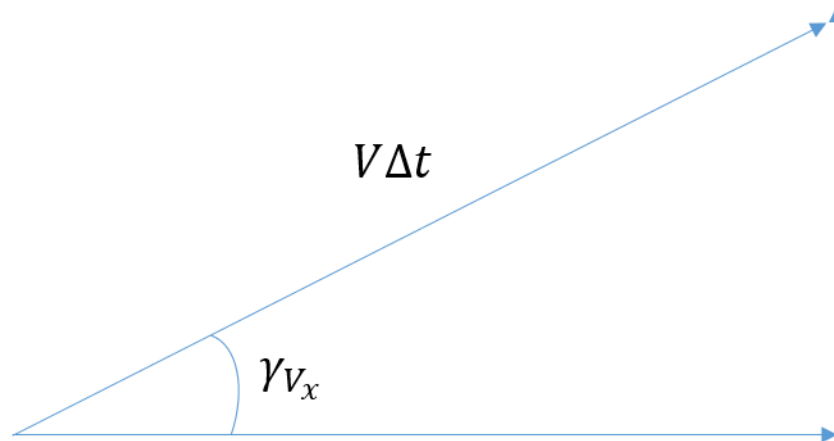


Figura 4 - Relação entre o melhor ângulo de subida, Δh e $V\Delta t$.

$$\gamma_x = \sin^{-1} \frac{\Delta h}{V_x \Delta t} \quad (4.9)$$

De seguida, pode-se determinar b usando a fórmula (4.10) de Lowry (1999). O processo pode ser visualizado na figura 5.

$$b = \frac{SC_{D0}}{2d^2} - \frac{2W^2}{\rho^2 d^2 S \pi A V_x^4} \quad (4.10)$$

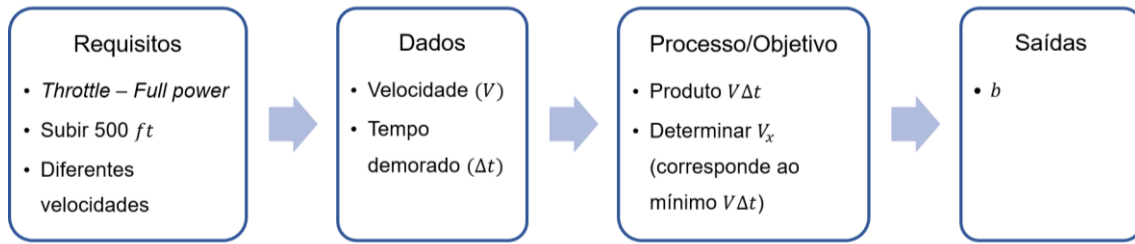


Figura 5 – Processo para obtenção de b .

Por último, falta descobrir o parâmetro m , que requer também ensaios em voo, podendo ser obtido de duas formas: 1) através de subidas a potência máxima, determinando a velocidade para a melhor razão de subida (V_y), que é a velocidade que permite à aeronave subir no menor espaço de tempo possível; 2) através de um voo de nível a potência máxima, determinando a velocidade máxima em voo de nível (V_M) (Lowry, 1999).

Se for optado por usar a primeira opção, realiza-se várias subidas, durante 500 *ft* a potência máxima a diferentes velocidades (V), e verifica-se qual o tempo demorado (Δt) a percorrer esses 500 *ft* para cada velocidade, a V_y corresponde à V cujo Δt é menor. As subidas devem também ser feitas no mesmo intervalo de altitudes e com o mesmo *heading*. Essencialmente, o teste é igual ao que foi realizado para se descobrir a V_{bg} , analisado de maneira diferente. Após a determinação de V_y , m pode ser obtido usando a fórmula (4.12) de Lowry (1999), sendo Φ o *power dropff factor*, que consiste na perda de potência com o aumento da altitude, que se obtém através da equação (4.11), e σ corresponde à densidade relativa do ar (Lowry, 1999).

$$\Phi = \frac{\sigma - C}{1 - C} \quad (4.11)$$

$$m = \frac{2n_0 dW^2}{\Phi P_0 \rho S \pi e A} \left(\frac{3V_y^2}{V_x^4} + \frac{1}{V_y^2} \right) \quad (4.12)$$

Por outro lado, se for optado por usar a segunda opção, basta realizar um voo de nível a potência máxima e regista-se a sua velocidade máxima V_M . Usando a V_M , m obtém-se através da equação (4.13) (Lowry, 1999).

$$m = \frac{2n_0dW^2}{\Phi P_0 \rho S \pi e A} \left(\frac{1}{V_M^2} + \frac{V_M^2}{V_x^4} \right) \quad (4.13)$$

Ambos os processos podem ser observados na figura 6.

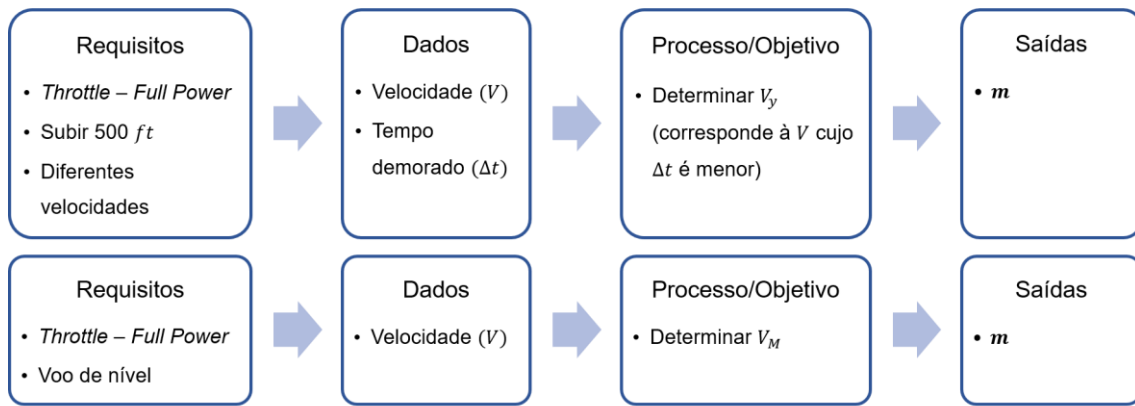


Figura 6 - Planificação dos ensaios em voos para a obtenção de m .

Após todo este processo, a BDP fica completa, e pode-se agora obter alguns dados de *performance* de determinada aeronave, nomeadamente as velocidades a seguir enunciados, usando as respetivas equações (Lowry, 1999):

1. V_M , velocidade máxima em voo de nível.

$$V_M = \frac{-\frac{m\Phi P_0}{n_0 d} - \sqrt{\left(\frac{m\Phi P_0}{n_0 d}\right)^2 + \frac{8W^2 \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}{S\pi e A}}}{\sqrt{2\rho \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}} \quad (4.14)$$

2. V_m , velocidade mínima em voo de nível;

$$V_m = \frac{-\frac{m\Phi P_0}{n_0 d} + \sqrt{\left(\frac{m\Phi P_0}{n_0 d}\right)^2 + \frac{8W^2 \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}{S\pi e A}}}{\sqrt{2\rho \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}} \quad (4.15)$$

3. V_x , velocidade para melhor ângulo de subida;

$$V_x = \sqrt{\frac{W}{\rho}} \left(\frac{2}{S\pi eA \left(\frac{SC_{D0}}{2} - d^2b \right)} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (4.16)$$

4. V_y , velocidade para melhor razão de subida;

$$V_y = \sqrt{\frac{-\frac{m\Phi P_0}{n_0 d} - \sqrt{\left(\frac{m\Phi P_0}{n_0 d}\right)^2 + \frac{24W^2 \left(d^2b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}{S\pi eA}}{6\rho \left(d^2b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}} \quad (4.17)$$

5. V_{bg} , velocidade para melhor ângulo de planeio;

$$V_{bg} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{1}{\pi eAC_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (4.18)$$

6. V_{md} , velocidade para menor razão de descida.

$$V_{md} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{1}{3\pi eAC_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (4.19)$$

Pode-se ainda obter ângulos e razões de subida e descida, assim como alguns gráficos de *performance*, como a força propulsiva, *Thrust* (T), e resistência aerodinâmica, *Drag* (D), que se obtêm através das fórmulas (4.20) e (4.21), respetivamente (Lowry, 1999).

$$T = \frac{m\Phi P_0}{n_0 d} + \rho d^2 b V^2 \quad (4.20)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho S C_{D0} V^2 + \frac{2W^2}{\rho S \pi e A V^2} \quad (4.21)$$

4.3 Segundo nível do TBA

O segundo nível da metodologia Bootstrap, necessita, para além dos nove parâmetros da BDP, dos seguintes *inputs* (Lowry, 1999):

1. Vários voos de nível realizados à mesma altitude, com peso conhecido, a diferentes potências, obtendo-se várias velocidades diferentes e respetiva leitura de rotações por minuto (RPM);
2. Um gráfico ou fórmula que represente o consumo específico de combustível em função da potência, c_p .

Com estes dados, é possível obter as velocidades para o máximo alcance, V_{br} , que corresponde à maior distância que uma aeronave pode percorrer, e para melhor autonomia, V_{be} , que corresponde ao máximo de tempo que a aeronave pode permanecer no ar (Anderson, 1989).

O *fuel flow meter* seria necessário para se obter o consumo específico de combustível, caso não se tenha acesso ao mesmo. Assim, obtém-se um determinado consumo para cada percentagem de potência usada, a que corresponde uma velocidade. A velocidade para melhor autonomia, V_{be} , corresponde à que maximiza a *specific endurance* (SE), dada pela equação (4.22) de Lowry (1999), e a velocidade para melhor alcance, V_{br} , corresponde à que maximiza o *specific range* (SR), dado pela equação (4.23).

$$SE = \frac{1}{c_p P} \quad (4.22)$$

$$SR = \frac{V}{c_p P} \quad (4.23)$$

4.4 Terceiro nível do TBA

O nível três do TBA já não é tão simples, este procura descobrir a distância de decolagem e aterragem.

A distância de decolagem corresponde à distância horizontal desde que a aeronave inicia a rolagem (momento em que a aeronave parte do repouso e inicia a aceleração) até atingir os 50 *ft*, para aeronaves militares e civis, ou os 35 *ft* para aeronaves comerciais. A aeronave passa por quatro fases, aceleração a partir do repouso, a rotação para a atitude de decolagem, o momento desde que sai do solo até atingir o ângulo de subida e a subida em si, até atingir os 35 *ft* ou 50 *ft*, dependendo do tipo de aeronave. (Gamboa, 2008)

A aterragem corresponde à distância horizontal que a aeronave percorre desde o momento em que passa os 50 *ft*, para todas as aeronaves, até estar em repouso no solo. Pode também ser dividida em quatro etapas, sendo que a primeira corresponde à aproximação desde os 50 *ft* até ao solo, o arredondar da aeronave (momento em que a aeronave fica paralela ao chão para perder energia, de modo a facilitar a aterragem), o toque no chão, e por último, a desaceleração até a aeronave parar (Gamboa, 2008).

Como dito anteriormente, para obter estas duas distâncias, é necessário conhecer vários fatores, como o coeficiente de atrito entre os pneus e a superfície, o efeito solo, ter gráficos do coeficiente de sustentação da asa para a configuração desejada, a inclinação da pista, entre outros (Lowry, 1999).

Neste capítulo foi descrita a metodologia *Bootstrap*, analisando os parâmetros necessários para que seja formada a BDP, com vista à obtenção dos *outputs* desejados. No próximo capítulo, o nível um desta metodologia será aplicado ao VANT ANTEX-X02 ALFA.

(página intencionalmente deixada em branco)

Capítulo 5. Aplicação do TBA

5.1 Introdução

Na consequência do capítulo anterior, neste capítulo será aplicado o nível um da metodologia ao objeto de estudo, efetuando os testes em voo necessários à aplicação da mesma.

A figura 7 demonstra, de uma forma muito resumida, o processo que levará à obtenção da *performance* do VANT.

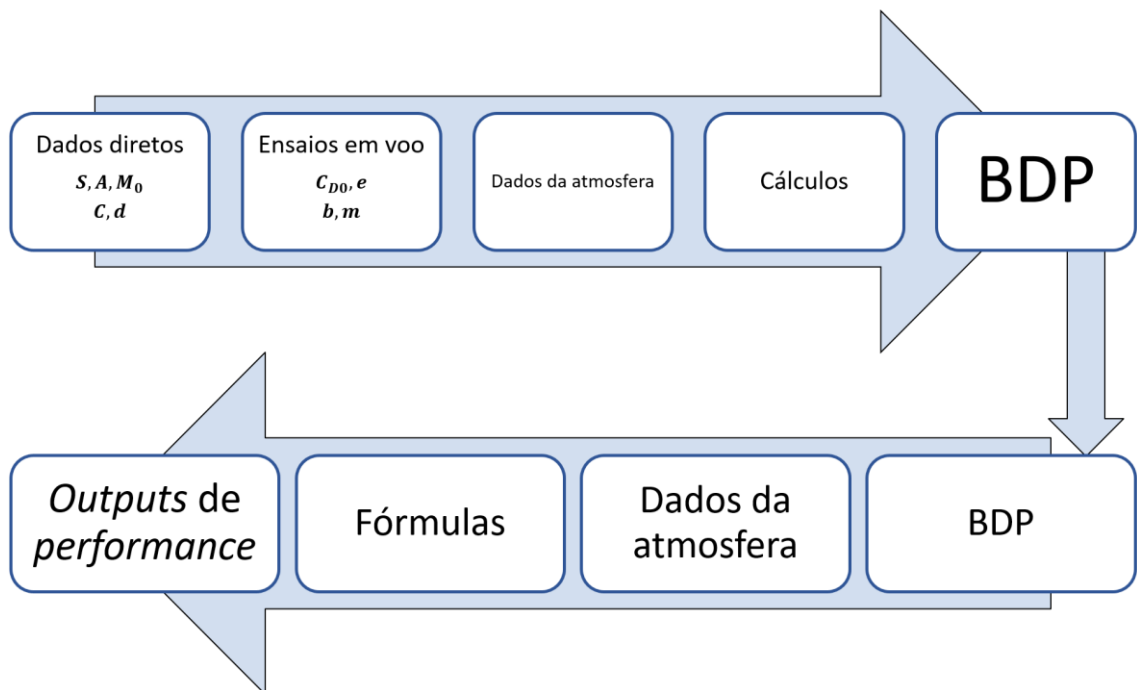


Figura 7 - Processo até à obtenção dos dados da performance.

Previamente aos ensaios em voo, podem já ser obtidos alguns parâmetros necessários, são eles o peso (W), carregado e com o combustível incluído, a área da asa (S), o alongamento, (A), o *rated MSL torque*, (M_0), o diâmetro do hélice (d) e o *altitude dropoff parameter*, (C), que se encontram na tabela 5.

Tabela 5 - Parâmetros da TBA que não dependem de ensaios em voo para o ANTEX-X02 ALFA.

Parâmetro	Fórmula	Valor
<i>W</i>	-	28,66 lbm
<i>S</i>	(4.1)	8,45 ft ²
<i>A</i>	(4.2)	7,43
<i>M₀</i>	(4.4)	0,826 ft · lbf
<i>d</i>	-	1,33 ft
<i>C</i>	-	0,12

5.2 Ensaio em voo

É importante dizer que os ensaios em voo consistirão, basicamente, em subidas a *full-throttle* e descidas em *idle* a diferentes velocidades, ou seja, diferentes atitudes e diferentes razões de subida e descida, respetivamente. Não se irá realizar o voo de nível a potência máxima previsto em **4.2**, pois, como para determinar a interseção do polar da hélice já é necessária a realização de várias subidas a *full-throttle*, o declive do polar da hélice será calculado com recurso a esses ensaios, não sendo necessário mais testes, para além disso, o motor deste VANT tem demasiada potência para o seu peso, se se optar por realizar o voo de nível a potência máxima, existe o risco de se atingir a velocidade a não exceder (VNE) desta aeronave, apesar desta ser desconhecida, contudo, caso seja excedida, podem ocorrer problemas estruturais.

Como dito em **3.2**, existem duas opções para que o objeto de estudo seja operado, sendo que nenhuma delas é ideal.

Se for optado por usar o sistema de piloto automático *Piccolo* para operar o VANT, não se iria ter o controlo exigido para efetuar as várias subidas a *full-throttle* a diferentes velocidades nem as descidas em *idle* necessárias para a realização dos ensaios em voo, visto que só se obtém controlo de alguns parâmetros, e, como visto em **3.2**, a potência não é um deles.

Com esta limitação do piloto automático, que impede logo à partida os requisitos exigidos por Lowry (1999), a única opção é optar por controlar a aeronave manualmente, através do PILSEG, no entanto, como dito anteriormente, este não tem acesso a telemetria, e tem que controlar o VANT

visualmente, olhando-o diretamente, estando também exposto ao ambiente exterior, nomeadamente ao frio, ou calor, animais, entre outros (Teixeira, 2016).

Então, para dar resposta a estes problemas relatados por vários PILSEG (Teixeira, 2016), surge o trabalho de investigação do Aspirante Fábio Lourenço, que procura implementar e validar um sistema de auxílio ao PILSEG para que este tenha acesso à telemetria instantaneamente, assim como um sistema *first person view* (FPV), onde é implementada uma câmara no nariz da aeronave, e o operador consegue observar o que a aeronave “vê” e a respetiva telemetria através de um monitor, podendo-a controlar totalmente dentro da GS, não estando no exterior. Assim, fazendo uso deste sistema, o PILSEG tem controlo total sobre a aeronave e acesso instantâneo à telemetria, conhecendo a velocidade, atitude e altitude, podendo-se então proceder à realização dos ensaios em voo preconizados por Lowry (1999).

Os testes em voo de Lowry (1999) serão descritos mais detalhadamente nos subcapítulos seguintes, no entanto, estes ensaios preveem uma diferença de 500 *ft* de altitude nas subidas em *full power* e nas descidas em *idle*, todavia, subir 500 *ft* em potência máxima também poderia trazer problemas para o motor por motivos de arrefecimento, para além disso, por vezes o PILSEG perde a imagem do sistema FPV e conseqüentemente o acesso à telemetria devido a problemas de transmissão no sistema implementado, ou seja, a diferença de altitudes considerada será a possível para cada ensaio, o vento também será desprezado visto que os testes serão realizados num dia com pouco vento e serão sempre feitos com o mesmo *heading*.

Os dados de voo serão gravados num *log*, com uma frequência de 10 *Hz*, ou seja, gravando dados dez vezes num segundo, para uma posterior análise mais detalhada. Uma parte do *log* pode ser visto no anexo C, figura 14.

Primeiramente, serão apresentados os resultados das descidas planadas, e depois, das subidas a potência máxima.

5.2.1 Ensaio das descidas planadas

Como explicado em **5.2**, a diferença de altitudes para este teste não será de 500 *ft*, mas os ensaios serão feitos e posteriormente, analisando os dados,

irá ser verificada qual a altitude percorrida e o seu respetivo tempo, e será feita uma estimativa, com base numa regra três simples, do tempo estimado a percorrer os 500 *ft*, de maneira a que os ensaios possam ser analisados e comparados.

Neste caso, para simplificação dos ensaios para o PILSEG, o facto dos ensaios ocorrerem no mesmo intervalo de altitudes irá ser desprezado, pois seria bastante complicado garantir que a descida acabava sempre à mesma altitude sem perder sinal de vídeo e com um ensaio válido, ou seja, sem grandes variações de velocidade e altitude. Tendo em conta que as altitudes a que os testes vão ser realizados serão inferiores a 1000 *ft*, onde a densidade do ar é 97,11 % da densidade em condições da atmosfera padrão internacional, *international standard atmosphere* (ISA) ao nível médio das águas do mar, e a diferença de altitudes rondar os 100 *ft*, os resultados obtidos não terão influência significativa (Cavcar, 2000).

O objetivo deste teste é maximizar o produto entre a velocidade e o tempo demorado a planar esses 500 *ft*, para que a “hipotenusa” seja maior (Lowry, 1999), ou seja, otimizando o alcance, o que acontece quando o fator de eficiência é o maior, que corresponde ao melhor rácio entre a sustentação e a resistência aerodinâmica, como pode ser observado na figura 8.

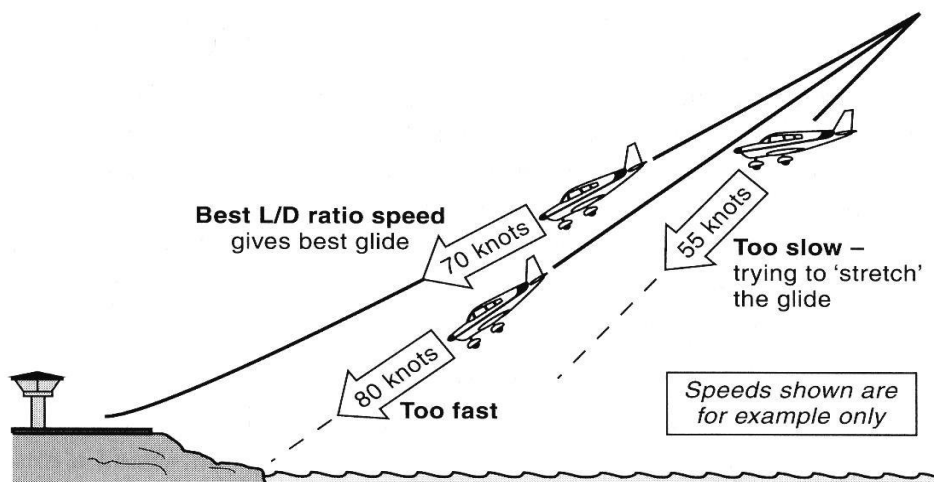


Figura 8 - Exemplo de um voo planado numa aeronave (Félix, 2007).

Os testes deverão ser feitos para o tipo de configuração que se pretende, devendo ser repetidos caso se deseje obter valores para várias configurações

de *flaps* e com ou sem trem de aterragem, se aplicável. Neste caso, o modelo não possui *flaps* e o trem de atarragem é fixo, os ensaios também serão efetuados com as asas niveladas.

Depois de obtermos os vários resultados dos ensaios em voo, estes dados serão registados na tabela 16, que pode ser visto no anexo D.

5.2.1.1 Resultados obtidos através dos voos planados

Os resultados dos ensaios em voo poderão ser consultados na tabela 16, no anexo D.

Seguidamente, poderá ser observado na figura 9 o gráfico com o produto entre a velocidade e o tempo percorrido ($V \times \Delta t$) *versus* velocidade (V) com os dados da tabela 6. O gráfico foi realizado com recurso á ferramenta Microsoft Excel, calculando uma função polinomial de segundo grau com o melhor coeficiente de determinação possível (R^2), que representa uma medida estatística que representa o quão próximos os dados estão da respetiva função dada, representado o grau de «certeza» da função. Este coeficiente varia entre 0 e 1 (Frost, 2013).

Tabela 6 – Resumo dos dados das descida planadas.

Ensaio	Velocidade Média (V) (ft/s)	Tempo estimado a percorrer 500 ft (Δt) (s)	$V\Delta t$ (ft)
1º	85,9	27,8	2392,6
2º	66,8	56,8	3798,3
3º	55,2	128,2	7074,9
4º	61,8	79,9	4938,0
5º	72,6	46,8	3396,2

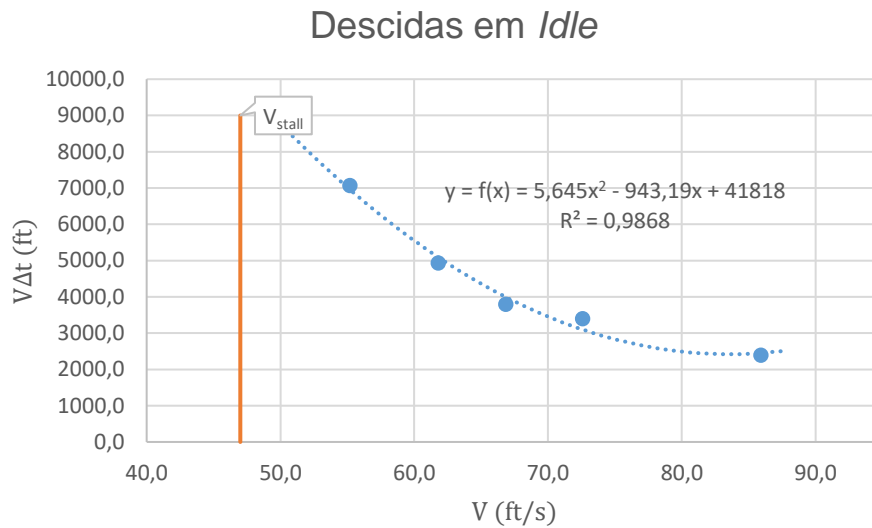


Figura 9 - Gráfico relativo às descidas planadas.

Era expectável que a função obtida tivesse uma concavidade voltada para baixa. Caso isso acontecesse, a velocidade de melhor planeio (V_{bg}) obtinha-se calculando o máximo dessa função, identificada como $f(x)$, usando a equação (5.1), que corresponderia à velocidade (V) associada ao maior produto entre a velocidade e o tempo percorrido ($V \times \Delta t$), otimizando o alcance, como referido em 4.2 (Lowry, 1999).

$$\frac{d}{dx}f(x) = 0 \quad (5.1)$$

Neste caso, tendo em conta que a função dada não foi a desejada, irá ser considerado que a velocidade de melhor planeio, V_{bg} , é de $55,2 \frac{ft}{s} = 32,7 \text{ kts}$, pois corresponde ao ponto encontrado com o maior produto $V\Delta t$, cujas coordenadas no gráfico da figura 9 são (55,2 ; 7074,9).

A partir da V_{bg} , pode-se obter os dados previstos em 4.2, que se encontram expostos na tabela 7, ρ será considerado como a densidade ao nível médio das águas do mar em condições de atmosfera padrão, sendo $\rho_0 = 1,225 \frac{kg}{m^3} \approx 0,002377 \frac{slug}{ft^3}$ (Cavcar, 2000).

Tabela 7 - Parâmetros obtidos a partir da velocidade de melhor planeio.

Parâmetro	Fórmula	Valor
λ_{bg}	(4.5)	$-4,05^\circ$
C_{D0}	(4.6)	0,033
e	(4.8)	1,128

Era expectável que o fator de eficiência e fosse inferior a um, visto que a melhor asa em termos de eficiência seja a elítica, obtendo valor 1 (Hall, 2015).

5.2.2 Ensaio das subidas a potência máxima

Como visto em 4.2, é necessário um novo teste em voo para que a interseção da Polar do Hélice b seja determinada, que consistirá na realização das subidas a *full-throttle*.

Pela razão que foi explicada em 5.2.1, e para simplificação dos ensaios para o PILSEG, neste teste os ensaios em voo também não irão acabar exatamente à mesma altitude.

Em termos de diferenças de altitude, será usado o mesmo método que no teste das descidas planadas. Em suma, será verificada qual a altitude percorrida e o seu respetivo tempo, e o tempo que o VANT demoraria a percorrer os 500 *ft* será estimado.

Estes ensaios têm dois objetivos, sendo que um, como visto em 4.2, é minimizar o produto entre a velocidade e o tempo demorado a subir esses 500 *ft* (Lowry, 1999), ou seja, a minimização da “hipotenusa” do triângulo formado, a fim de se aferir a velocidade que corresponde ao melhor ângulo de subida, V_x , conforme se ilustra na figura 10; o outro objetivo é determinar a velocidade para a melhor razão de subida V_y .

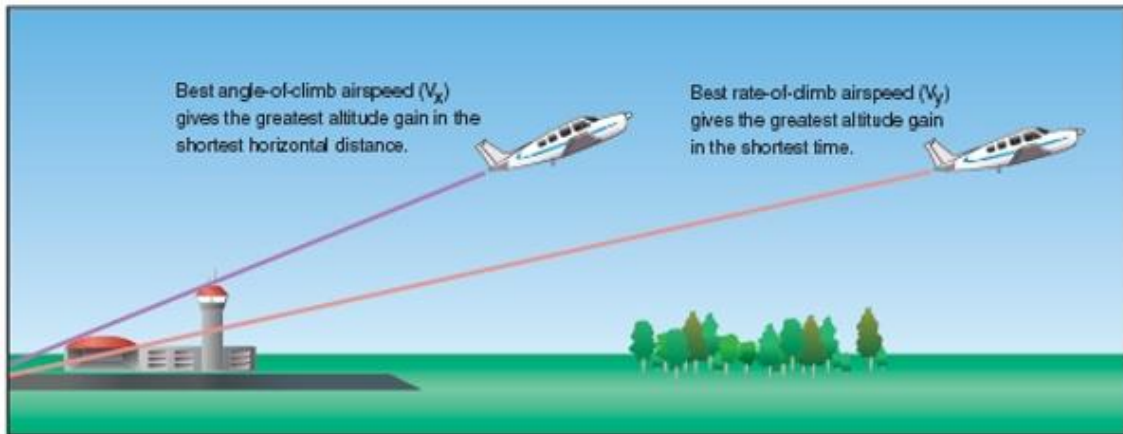


Figura 10 - Diferença entre a velocidade correspondente ao melhor ângulo de subida e melhor razão de subida (Aviation, 2014).

Tal como o teste dos voos planados, estes também deverão ser repetidos para o tipo de configuração que se pretende. Neste teste em voo, os ensaios serão feitos com as asas niveladas, à semelhança do teste anterior.

Os dados destes ensaios em voo serão registados na tabela 17 no anexo D.

5.2.2.1 Resultados obtidos através das subidas a potência máxima

Na tabela 17, no anexo D, constam os resultados dos ensaios em voo respetivos às subidas a *full-throttle*.

Os dois parâmetros em falta para que a BDP seja completa, a interseção da polar do hélice, ***b***, e o declive da polar do hélice, ***m***, serão obtidos através dos mesmos ensaios, as subidas a potência máxima, analisados de maneiras diferentes, primeiramente, irá ser determinado a interseção da polar do hélice, ***b***.

À semelhança dos resultados obtidos nos voos planados, na figura 11 pode ser observado o gráfico a comparar o produto entre a velocidade e o tempo percorrido ($V \times \Delta t$) e a velocidade (V), recorrendo aos valores que podem ser observados na tabela 8. O método usado para que a função seja obtido será o mesmo, ou seja, será com recurso à ferramenta Microsoft Excel, calculando a função polinomial de segundo grau com o melhor R^2 .

Tabela 8 – Resumo dos dados das subidas a potência máxima.

Ensaio	Velocidade Média (V) (ft/s)	Tempo estimado a percorrer 500 ft (Δt) (s)	$V\Delta t$ (ft)
1º	69,4	44,7	3099,9
2º	56,2	48,5	2726,3
3º	61,3	42,9	2625,7
4º	79,3	56,4	4470,7

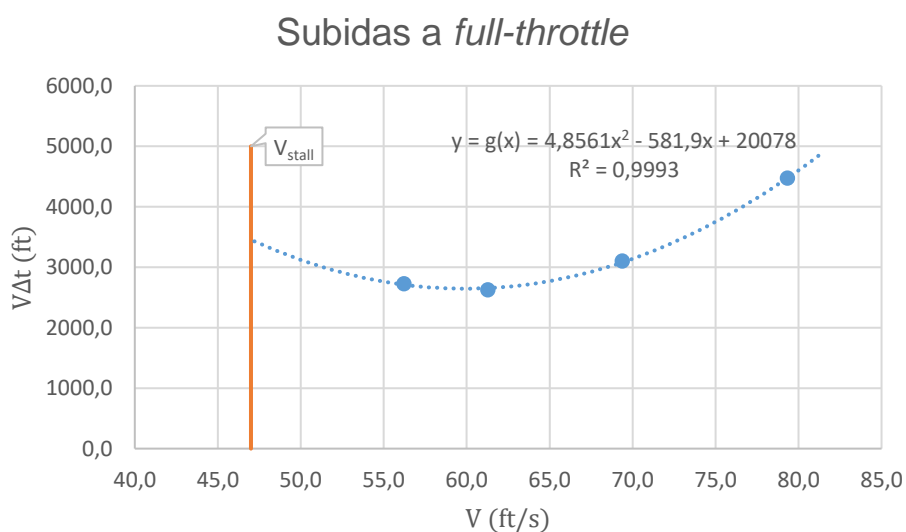


Figura 11 - Gráfico relativo às subidas em potência máxima.

Inversamente ao método preconizado por Lowry (1999) em 5.2.1.1, agora pretende-se calcular o mínimo da função representada na figura 11, através da equação (5.2), que corresponde ao ponto cuja velocidade é representada por V_x , velocidade para o melhor ângulo de subida. Como visto na figura 10, essa velocidade (V_x) corresponde àquela que permite à aeronave subir percorrendo a menor distância horizontal, e, este gráfico, à semelhança do gráfico relativo às descidas planadas, também exibe o produto entre a velocidade e o tempo ($V \times \Delta t$), e esse produto representa uma distância, a «hipotenusa» falada em 5.2.2.

Como se tem conhecimento da função respectiva, identificada na figura 11 como $g(x)$, descobrir a V_x passa por determinar o mínimo dessa função, analiticamente, o mínimo duma função descobre-se pelo mesmo método do máximo, calculando a sua derivada, e igualando a zero, usando a fórmula (5.2).

$$\frac{d}{dx}g(x) = 0$$

Assim, determina-se que a velocidade para o melhor ângulo de subida, V_x , é de $59,92 \frac{ft}{s} = 35,5 \text{ kts}$. Com o conhecimento desta velocidade, torna-se possível obter os dados expostos na tabela 9.

Tabela 9 - Parâmetros obtidos a partir da velocidade para o melhor ângulo de subida.

Parâmetro	Fórmula	Valor
λ_x	(4.9)	10,88°
b	(4.10)	0,014

Seguidamente, será determinado o último parâmetro em falta, o declive da polar do hélice, m .

Como referido anteriormente, uma das opções para se descobrir este parâmetro seria com base nas subidas a potência máxima, em que se pretende descobrir a velocidade para a melhor razão de subida, V_y , esta velocidade diz respeito àquela que permite subir no menor tempo possível e não na menor distância, como na V_x , como pode ser observado na figura 10.

A determinação de V_y encontra-se explicada no anexo E.

Assim, analisando os dados da tabela 18, no anexo E, verifica-se que a velocidade para a melhor razão de subida, V_y , é de $64,3 \frac{ft}{s} = 38,1 \text{ kts}$.

Sabendo agora a V_y , o parâmetro m pode ser calculado, podendo ser observado na tabela 10, sendo $\Phi = 1$, pela fórmula (4.11), desprezando a diferença de densidade, pois, como dito em 5.2.1, aos 1000 ft essa diferença não é muito relevante (Cavcar, 2000).

Tabela 10 - Parâmetros obtidos a partir da velocidade para a melhor razão de subida.

Parâmetro	Fórmula	Valor
m	(4.12)	0,958

Com a obtenção deste parâmetro, fica concluída a BDP.

5.3 Bootstrap Data Plate para o VANT ANTEX-X02 ALFA

Os parâmetros da que constituem a BDP podem ser observados na tabela 11, podendo-se agora obter alguns dados relativos à *performance* da aeronave, que serão feitos no próximo capítulo.

Tabela 11 - Bootstrap Data Plate completa para o ANTEX-X02 ALFA. (Adaptado de Lowry, 1999, p. 188)

Parâmetro	Valor
Área da asa, S	$8,45 \text{ ft}^2$ ¹⁵
Alongamento, A	$7,43$ ¹⁶
Rated MSL Torque, M_0	$0,826 \text{ ft} \cdot \text{lb}$ ¹⁷
Altitude dropoff parameter, C	$0,12$ ¹⁸
Diâmetro do Hélice, d	$1,33 \text{ ft}$ ¹⁹
Coeficiente de resistência parasita, C_{D0}	$0,033$ ²⁰
Fator de eficiência, e	$1,128$ ²¹
Declive da Polar do Hélice, m	$0,958$ ²²
Interseção da Polar do Hélice, b	0.014 ²³

¹⁵ Determinado em 5.1 proveniente da estrutura da aeronave.

¹⁶ Determinado em 5.1, dado proveniente da estrutura da aeronave.

¹⁷ Determinado em 5.1, dado proveniente do motor.

¹⁸ Determinado em 5.1, dado proveniente de Lowry (1999), diz respeito ao motor.

¹⁹ Determinado em 5.1, dado proveniente do hélice.

²⁰ Determinado em 5.2.1.1, dado proveniente dos ensaios em voo, diz respeito à estrutura da aeronave.

²¹ Determinado em 5.2.1.1, dado proveniente dos ensaios em voo, diz respeito à estrutura da aeronave.

²² Determinado em 5.2.2.1, dado proveniente dos ensaios em voo, diz respeito ao hélice.

²³ Determinado em 5.2.2.1, dado proveniente dos ensaios em voo, diz respeito ao hélice.

(página intencionalmente deixada em branco)

Capítulo 6. Análise de resultados

6.1 Introdução

Neste capítulo os dados serão analisados com vista à obtenção da informação da *performance* da aeronave.

A *performance* de uma aeronave é fundamental para a sua operação, pois só com esse conhecimento é que se pode tirar o máximo partido uma aeronave e permite saber os limites da mesma. Esta resulta da cooperação entre três fatores fundamentais, a asa, o hélice e o motor, tudo é conjugado de forma que se criem duas forças, são elas a força propulsiva, *thrust* (T) e a sustentação, *lift* (L), de modo a ultrapassar outras duas, o peso, *weight* (W) e a resistência aerodinâmica, *drag* (D). Podemos considerar estas quatro forças a atuar numa aeronave em voo de nível a uma velocidade constante onde tudo o somatório das forças é zero, onde $W = L$ e $D = T$, como pode ser verificado na figura 12 (Mises, 1959).

In level flight, the upward lift from the wings is equal to the downward weight of the plane, while the forward thrust of the propeller is equal to the total drag on the plane.

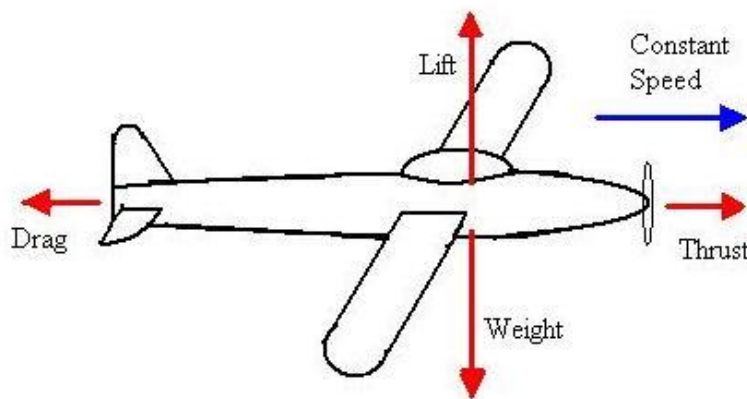


Figura 12 - Forças a atuar numa aeronave em voo de nível a velocidade constante. (Physics, 2012)

Por esta razão, é que todos os nove parâmetros da BDP de Lowry (1999) pertencem aos três fatores considerados vitais de Mises (1959). Agora, com a BDP completa, é possível obter algum conhecimento básico da *performance* do VANT ANTEX-X02 ALFA que foi objeto de estudo.

6.2 Outputs da performance do VANT ANTEX-X02 ALFA

O primeiro nível do método *Bootstrap*, como referido no subcapítulo 4.2, permite obter vários dados da *performance* de uma aeronave.

Tendo em conta que se irão obter velocidades, é pertinente conhecer a velocidade de perda da aeronave, V_s ²⁴, pois, a aeronave não é capaz de voar abaixo desta velocidade, o TBA não calcula a V_s , no entanto, a velocidade de perda para o modelo ANTEX-X02 ALFA é de cerca $47,3 \frac{ft}{s} = 28 \text{ kts}$, esta velocidade é oriunda do conhecimento e da experiência de voo do pessoal de Núcleo de Operações de VANT da FAP.

As velocidades para melhor ângulo de subida, melhor razão de subida e melhor razão de planeio, V_x , V_y e V_{bg} , respetivamente, foram encontradas experimentalmente, no entanto Lowry (1999) prevê fórmulas, como visto em 4.2, para que estas sejam calculadas,

Em primeiro lugar, é importante conhecer e distinguir as velocidades para o melhor ângulo de subida V_x e para a melhor razão de subida V_y pois depende do que se pretende. A V_x permite ganhar altitude no mínimo de distância possível, assim, se o pretendido for ficar livre de obstáculos, como por exemplo passar árvores após a descolagem, deve ser usada esta velocidade. Por outro lado, a V_y permite à aeronave subir o mais rapidamente possível, por exemplo, se o desejado for atingir a sua altitude de cruzeiro o mais rápido possível, a V_y deve ser utilizada (Pope, 2011).

É também necessário distinguir as velocidades para a menor razão de descida, V_{md} , e a velocidade de melhor planeio, V_{bg} . A primeira, consiste na velocidade que permite à aeronave permanecer o máximo de tempo no ar, com menor velocidade vertical, permitindo por exemplo a resolução de um problema; já a V_{bg} corresponde à velocidade que permite à aeronave percorrer a máxima distância horizontal possível, obtendo um maior alcance, podendo permitir alcançar a pista em casa de falha do motor (General Aviation Joint Steering Committee, 2016).

Como já são conhecidos todos os dados e as fórmulas necessárias à obtenção da *performance* do VANT ALFA, na tabela 12 podem ser observados

²⁴ O s vem de *stall*, que significa perda.

os resultados obtidos, sendo analisados de seguida. Todos os valores utilizados nas fórmulas, e respetivas unidades, podem ser observados na tabela 19 do anexo F. Da mesma maneira, todas as fórmulas encontram-se na tabela 20 do anexo G.

Tabela 12 - Velocidades obtidas pelo primeiro nível do TBA no ALFA.

Velocidade	Fórmula	Valor (ft/s)	Valor (kts)
V_M	(4.14)	113,26	67,1
V_m	(4.15)	29,81	17,7
V_x	(4.16)	58,10	34,3
V_y	(4.17)	59,00	35,0
V_{bg}	(4.18)	55,33	32,8
V_{md}	(4.19)	42,04	24,9

Relativamente à V_M , este resultado é aceitável, no entanto, há que ter em consideração se passa ou não a VNE da aeronave, como essa velocidade não é conhecida, por questões de segurança, esta velocidade não é recomendável.

A V_m é inferior à perda, sendo impossível manter voo de nível a esta velocidade.

As velocidades V_x e V_y fazem sentido, teoricamente, pois é normal que a velocidade para a melhor razão de subida (V_y) seja superior à velocidade para melhor ângulo de subida (V_x) (General Aviation Joint Steering Committee, 2016), no entanto, estes valores diferem dos que foram encontrados nos ensaios em voo em 5.2.2.1, em que a V_x foi de 35,5 kts e a V_y de 38,1 kts, no entanto, ambos os valores são credíveis.

Irão agora ser analisadas as velocidades V_{bg} e V_{md} . A velocidade de melhor planeio, V_{bg} (32,8 kts), está muito próxima da que foi encontrada em 5.2.1.1 (32,7 kts), sendo um resultado positivo, no entanto, a velocidade para a menor razão de descida ($V_{md} = 24,9$ kts), é inferior à V_s (≈ 28 kts), não sendo praticável.

Por último, irão ser descobertas as funções do *Thrust* (T) e do *Drag* (D) em relação à velocidade, que se encontram na tabela 13, estas duas forças serão comparadas num gráfico, que pode ser visto na figura 12.

Tabela 13 - Expressões que definem o Thrust e o Drag segundo a metodologia Bootstrap.

Força	Fórmula	Valor (lbf)
Thrust (T)	(4.20)	$3,74 + 0,000059 \times V^2$
Drag (D)	(4.21)	$0,00033 \times V^2 + 3106 \times \frac{1}{V^2}$

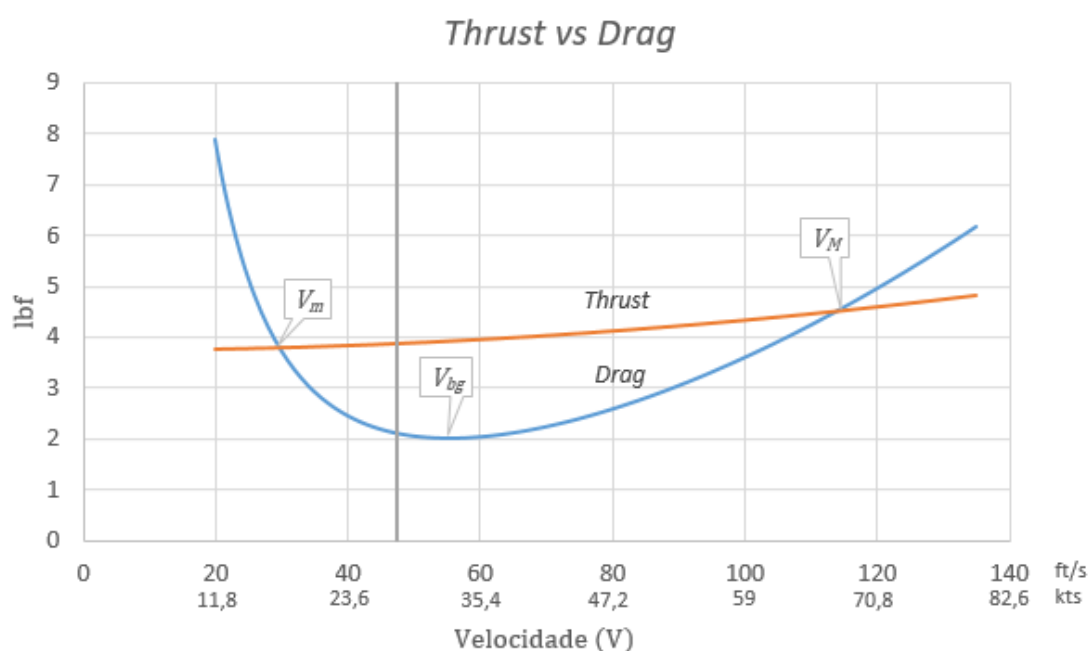


Figura 13 - Gráfico relativo ao *Thrust* e *Drag* da aeronave ALFA e identificação de algumas velocidades. (Adaptado de Lowry, 1999, p. 200)

O gráfico da figura 13 representa as curvas do *Thrust* e do *Drag* obtidas pela metodologia *Bootstrap* de Lowry (1999), a curva do *Drag* é típica, mostrando assim resultados positivos, contudo, a curva obtida pelo *Thrust* deveria ter uma concavidade voltada para baixo, o que não acontece, isto deve-se ao facto do valor da interseção da polar do hélice ser positivo (0,014).

Após toda esta análise, como foi verificado, existem alguns dados bastante irrealistas, nomeadamente o fator de eficiência e , algumas velocidades, e a curva do *Thrust*, não sendo possível fazer uma caracterização fiável do VANT,

no próximo capítulo, irá ser feita uma análise final relativamente a estes resultados e serão dadas sugestões para próximos testes.

(página intencionalmente deixada em branco)

Capítulo 7. Conclusões

Esta dissertação surgiu no âmbito da área de tecnologias aeronáuticas, para solucionar um problema que existe na operação de VANT, que é a falta de dados da *performance* dos mesmos.

Para dar resposta a este problema, foi necessário analisar a literatura existente e verificar qual o método mais adequado a ser aplicado na FAP, que fosse capaz de determinar a *performance* dos VANT numa forma relativamente simples, expedita e com custos baixos. Assim, foram encontradas cinco opções, TBA de Lowry (1999), o método usando acelerómetros de Simpson (1979), o plano da FAA, o FTG incluído na CS-23 da EASA e o método de Ostler *et al.* (2009), tendo-se concluído que o que mais se adequava a este trabalho seria o TBA, método já conhecido da FAP.

Seguidamente, foi escolhido um dos VANT da FAP, o *ANTEX-X02 ALFA*, para que este fosse o estudo de caso, aplicando esta metodologia, a TBA, a esse VANT, com o objetivo máximo de determinar a *performance* do mesmo, verificando a fiabilidade da metodologia, validando-a para futuras implementações em VANT da FAP.

Ao longo da dissertação, o TBA foi sendo caracterizado, havendo três níveis deste método, aplicando-se apenas o primeiro ao VANT *ALFA*. Para que isso fosse possível, foi necessário realizar alguns ensaios em voo, estes voos foram planificados, e foram executados. Existia uma grande limitação ao operar o VANT, que impedia a realização dos ensaios em voo exigidos de uma forma correta, que era o facto de com o uso do piloto automático, não havia a possibilidade de controlar a potência do VANT, e operando a aeronave visualmente, o PILSEG não tinha acesso à velocidade nem altimetria instantaneamente, no entanto, com a implementação do sistema FPV, que até então era inexistente, que foi implementado devido ao trabalho de investigação do Aspirante Fábio Lourenço, também no âmbito das tecnologias aeronáuticas, a realização dos voos necessários a este trabalho tornou-se possível.

Após a execução dos ensaios em voo, os dados do voo foram analisados, com o objetivo de se completar a BDP, pois é com base nos nove parâmetros que compõem a BDP que os dados da *performance* do VANT podem ser obtidos.

Contudo, os dados obtidos com os ensaios em voo não foram os desejados, obtendo-se parâmetros errados que iriam compor a BDP. Após uma reflexão sobre os mesmos, é possível que se tenham obtidos dados menos fiáveis por duas razões:

1. Poucos ensaios em voo, não tendo chegado aos seis ensaios preconizados.
2. Inexistência de ensaios com velocidades próximas da perda.

Recomenda-se que se façam mais ensaios em voo, sendo ideal até se realizarem mais do que seis, e se procure realizar ensaios a velocidades próximas da perda, para haver uma maior amplitude das velocidades testadas, podendo-se obter dados mais fidedignos. Pois, o gráfico obtido pelas descidas planadas não foi o esperado e os dados adquiridos inicialmente também não muito coerentes, segundo a General Aviation Joint Steering Committee (2016), normalmente a V_{bg} é superior à V_x , não tendo sido o que se verificou, pois a V_{bg} encontrado pelos ensaios em voo foi de 32,7 kts e a V_x foi de 35,5 kts. Relativamente ao gráfico obtido pelas subidas a potência máxima, é também possível que este se «desloque» para a esquerda caso existam mais ensaios a velocidades inferiores, obtendo uma V_x inferior, pois é expectável que a V_x seja mais próxima da velocidade de perda, indo de encontro ao que a General Aviation Joint Steering Committee (2016) defende, a V_x ser menor que a V_{bg} , para além disso, com uma V_x inferior, obter-se-ia também um valor negativo para a interseção do polar do hélice b , o que levaria a uma curva do *Thrust* com uma concavidade voltada para baixo.

O método continuou a ser aplicado, completando-se a BDP, todavia, obteve-se outro parâmetro que também indicou que algo estaria errado, que foi o fator de eficiência de Oswald e ser superior a 1 (Hall, 2015).

Já com a BDP completa, com o conhecimento do peso da aeronave e de alguns dados relativos à atmosfera, a metodologia *Bootstrap* preconiza fórmulas para se determinar a *performance* da aeronave em estudo. Para o VANT ANTEX-X02 ALFA obteve-se os seguintes resultados:

1. Velocidade máxima em voo de nível, $V_M = 67,1$ kts;
2. Velocidade mínima em voo de nível, $V_m = 17,7$ kts;
3. Velocidade para o melhor ângulo de subida, $V_x = 34,4$ kts;

4. Velocidade para a melhor razão de subida, $V_y = 35,0 \text{ kts}$;
5. Velocidade para o melhor ângulo de planeio, $V_{bg} = 32,8 \text{ kts}$,
6. Velocidade para a menor razão de descida, $V_{md} = 24,9 \text{ kts}$.

Estes valores não representam valores fidedignos, pois algumas destas velocidades são inferiores à V_s ($\approx 28 \text{ kts}$), o que se deve ao facto de alguns parâmetros da BDP obtidas com os ensaios em voo não serem os mais corretos.

Pode-se concluir que estes dados são irrealistas e não representa a *performance* do ANTEX-X02 ALFA, no entanto, sugere-se que sejam realizados novos ensaios, com as recomendações acima descritas, e de preferência que sejam realizados vários voos diferentes, para que sejam obtidos vários valores diferentes e possam ser comparados, para além disso, sugere-se que seja aplicado um *fuel flow meter* no VANT, para que se possa calcular a autonomia e o alcance do mesmo com recurso a esta metodologia, pois o método em si, o TBA, parece ser passível de ser aplicado nos VANT da FAP com sucesso.

(página intencionalmente deixada em branco)

Capítulo 8. Bibliografia

ANDERSON, John - **Introduction to Flight** [Em linha]. Maryland : McGraw-Hill Book Company, 1989. Disponível em WWW:<URL:[http://ae.sharif.edu/~iae/Download/Introduction to flight.pdf](http://ae.sharif.edu/~iae/Download/Introduction%20to%20flight.pdf)>.

Aviation - [Em linha], atual. 2014. [Consult. 5 jan. 2017]. Disponível em WWW:<URL:<http://aviation.stackexchange.com/questions/8365/what-is-the-difference-between-best-rate-of-climb-and-maximum-rate-of-climb>>.

BARCHET, Alex *et al.* - **PCC User's Guide**. UTC Aerospace Systems, 2012. 1–125.

BECKER, Brett - **Understanding Propeller Pitch** [Em linha], atual. 2000. [Consult. 14 mar. 2017]. Disponível em WWW:<URL:<http://www.boatingmag.com/how-to/understanding-propeller-pitch>>.

CAVCAR, M. - **Load Factor and Maneuvering Limitations**. 2004.

CAVCAR, Mustafa - **The International Standard Atmosphere (ISA)**. Anadolu University. 2000.

CLARK, Toni - **Titan ZG 20**. 2006.

Decreto Lei nº 187/2014 de 29 de Dezembro do Ministério da Defesa Nacional. [Em linha]. Diário da República: I série, Nº 250 (14- Disponível em WWW:<URL:www.dre.pt>.

Dictionary of Military and Associated Terms - [Em linha], atual. 2005. [Consult. 14 abr. 2017]. Disponível em WWW:<URL:<http://www.thefreedictionary.com/unmanned+aerial+vehicle>>.

EASA - **Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS -23**. 2010. ISBN 978-84-1545-201-0.

EASA - [Em linha], atual. 2017. [Consult. 30 mar. 2017]. Disponível em

WWW:<URL:https://www.easa.europa.eu/the-agency/the-agency>.

English Oxford Living Dictionary - [Em linha], atual. 2017. [Consult. 23 abr. 2017]. Disponível em

WWW:<URL:https://en.oxforddictionaries.com/definition/log>.

FAA - **Amateur-Built Aircraft and UltraLight Flight Testing Handbook**. U. S. Department of Transportation, 2015. ISBN 7034873100

Federal Aviation Administration - [Em linha], atual. 2017. [Consult. 5 abr. 2017]. Disponível em

WWW:<URL:https://www.faa.gov/about/history/brief_history/>.

FÉLIX, Luís - **Voo Planado**. Sintra, 2007.

FROST, Jim - **Regression Analysis: How Do I Interpret R-squared and Assess the Goodness-of-Fit?** [Em linha], atual. 2013. [Consult. 24 abr. 2017]. Disponível em WWW:<URL:http://blog.minitab.com/blog/adventures-in-statistics-2/regression-analysis-how-do-i-interpret-r-squared-and-assess-the-goodness-of-fit>.

GAMBOA, Pedro - **Descolagem e Aterragem** [Em linha], atual. 2008. [Consult. 15 mar. 2017] Disponível em WWW:<URL:http://webx.ubi.pt/~pgamboa/pessoal/7631/apontamentos/06_descolagematterragem.pdf>.

GENERAL AVIATION JOINT STEERING COMMITTEE - **Best Glide Speed and Distance**. Federal Aviation Administration, 2016.

HALL, Nancy - **Wing Geometry Definitions** [Em linha], atual. 2015. [Consult. 14 mar. 2017]. Disponível em WWW:<URL:https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/geom.html>.

HALL, Nancy - **Induced Drag Coefficient** [Em linha], atual. 2015. [Consult. 24 abr. 2017]. Disponível em WWW:<URL:https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/induced.html>.

HUTCHINSON, John - Dead chickens fired at the engine, stalling mid-air and bending the wings NINETY degrees: The extreme testing planes go through

before being delivered. 2015.

IESM - **Orientações metodológicas para a elaboração de trabalhos de investigação**¹. . Lisboa, 2016.

KIMBERLIN, Ralph D. - **Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.

LOWRY, John T. - **The Bootstrap Approach to Predicting Airplane Flight Performance**. 6:1995. 1–10.

LOWRY, John T. - **Performance of Light Aircraft**. Billings : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. 1-475.

MACHADO, Ricardo - **Aeronavegabilidade e Certificação de Aeronaves Militares da Força Aérea Portuguesa**. Universidade Técnica de Lisboa, 2009. Dissertação de Mestrado.

Metade dos pilotos portugueses já adormeceu durante o voo - **Expresso**. 2013.

MISES, Richard Von - **Theory of Flight**. New York : Dover Publications, 1959

MOSKVITCH, Katia - The extreme tests planes go through before taking off. **BBC**. 2014.

OSTLER, Jon N. *et al.* - Performance Flight Testing of Small, Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles. **International Journal of Micro Air Vehicles**. 1:2009. 1-20.

PEREIRA, Bernardo (2013a) - Caracterização do Desempenho do DHC Chipmunk Mk 20 utilizando a Metodologia « The Bootstrap Approach ». **Revista Científica da Academia da Força Aérea**. Lisboa. Vol. 3, (2013). 50–63.

PEREIRA, Bernardo (2013b) - **Caracterização do Desempenho do DHC Chipmunk Mk 20 utilizando a Metodologia « The Bootstrap Approach »**. Academia da Força Aérea, 2013. Dissertação de Mestrado.

PERKINS, Courtland D.; HAGE, Robert E. - **Airplane Performance Stability and Control**. 1949. 1-493.

Physics - [Em linha], atual. 2012. [Consult. 28 mar. 2017]. Disponível em WWW:<URL:<http://physics.stackexchange.com/questions/47722/aircraft-level-flight-trajectory>>.

PITVANT - [Em linha], atual. 2013. [Consult. 10 mar. 2017]. Disponível em WWW:<URL:<http://www.emfa.pt/www/po/unidades/subPagina-10D00-019.005.003.006.001>>.

PLOEGER, Friedrich Wilhelm - Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO. **Joint Air Power Competence Centre**. 2010. 1–28.

POPE, Stephen - **Vx vs. Vy** [Em linha], atual. 2011. [Consult. 10 mar. 2017]. Disponível em WWW:<URL:<http://www.flyingmag.com/technique/tip-week/vx-vs-vy>>.

Private Pilot Ground School - [Em linha], atual. 2006. [Consult. 18 abr. 2017]. Disponível em WWW:<URL:http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aircraft_performance.html>.

RADCLIFF, R.Bruce - **Small Engines** [Em linha]. 3. ed. Amer Technical Pub, 2009 Disponível em WWW:<URL:http://www.springfield.mntm.org/cms/lib07/MN01000816/Centricity/Domain/51/Chapter_3.pdf>.

RAYMER, Daniel P. - **Aircraft Design : A Conceptual Approach**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. ISBN 0930403517.

ROSAMOND, Chris - What is Torque? All about torque: definition, equations, and units. **Auto Express**. 2017.

SIMPSON, William R. - **The Accelerometer Methods of Obtaining Aircraft Performance from flight test data (dynamic performance testing)**. 1979.

SOUSA, João; MORGADO, José - **O programa de investigação e tecnologia em veículos aéreo autónomos não-tripulados da Academia da Força Aérea**. Cadernos do IDN, 2009. 1-24.

TEIXEIRA, Paulo - **Proposta de implementação de sistema de vídeo e controlo para piloto de segurança de UAS**. 2016.

UAS TASK FORCE: AIRSPACE INTEGRATION INTEGRATED PRODUCT TEAM - Unmanned Aircraft System Airspace Integration Plan. **Department of Defense**. 2011. 1–25.

VICENTE, António - **Aerodinâmica Básica** [Em linha}, atual. 2008. [Consult. 10 jan. 2017]. Disponível em WWW:<URL: http://www.emfa.pt/www/po/crfap/conteudos/documentos/disponibilidade/certificacao/compendios/aerodinmica_basica.pdf >.

VICENTE, João; *et al.* - **A Transformação do Poder Aeroespacial**. 1ª ed. Porto: Fronteira do Caos Editores, 2013. ISBN 978-989-8647-13-9.

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXOS

Anexo A - Características Físicas <i>ANTEX-X02 ALFA</i>	A-1
Anexo B - Características do motor <i>TITAN ZG 20</i>	B-1
Anexo C - <i>LOG</i>	C-1
Anexo D - Ensaio em voo	D-1
Anexo E - Determinação de V_y	E-1
Anexo F - Parâmetros – valores e unidades	F-1
Anexo G - TBA - Fórmulas	G-1

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXO A Caraterísticas Físicas ANTEX-X02 ALFA

Tabela 14 - Caraterísticas da estrutura do ANTEX-X02 ALFA.

Asa			Descrição
Corda Máxima	0,325	<i>m</i>	Corda máxima da asa
Corda Mínima	0,325	<i>m</i>	Corda mínima da asa
Envergadura semi-asa	1,005	<i>m</i>	Envergadura de uma semi-asa
Envergadura central	0,405	<i>m</i>	Envergadura da secção central (fuselagem)
Estabilizador Horizontal			Descrição
Corda Máxima	0,160	<i>m</i>	Corda máxima do estabilizador horizontal
Corda Mínima	0,160	<i>m</i>	Corda mínima do estabilizador horizontal
Envergadura	0,740	<i>m</i>	Envergadura do estabilizador horizontal
Altura ao solo	0,360	<i>m</i>	Altura do bordo de fuga ao solo
Leme de Profundidade			Descrição
Corda	0,051	<i>m</i>	Corda do leme de profundidade
Envergadura	0,670	<i>m</i>	Envergadura do leme de profundidade
Estabilizador Vertical			Descrição
Corda máxima	0,180	<i>m</i>	Corda máxima do estabilizador vertical
Corda mínima	0,130	<i>m</i>	Corda mínima do estabilizador vertical
Envergadura	0,260	<i>m</i>	Envergadura do estabilizador vertical
Espessura	0,010	<i>m</i>	Espessura do estabilizador vertical

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXO B Caraterísticas do motor TITAN ZG 20

Tabela 15 - Principais caraterísticas do motor TITAN ZG 20, que equipa o VANT ANTEX-X02 ALFA.
(Adaptado de Clark, 2006, p. 2)

Caraterística	Valor	Unidades
Displacement²⁵	20,1	<i>cm</i> ³
Bore²⁶	32	<i>mm</i>
Stroke²⁷	25	<i>mm</i>
Potência máxima ao nível médio das águas do mar, P_0	1,73 ²⁸	<i>hp</i>
Torque máximo ao nível médio das águas do mar, M_0	1,23 ²⁹	<i>N · m</i>
Peso	1240 ³⁰	<i>g</i>

²⁵ Volume percorrido por todos os pistões dentro de todos os cilindros. (Radcliff, 2009)

²⁶ Diâmetro do cilindro. (Radcliff, 2009)

²⁷ Distância que o cilindro percorre desde o *top dead center* até ao *bottom dead center*, ponto mais próximo e mais afastado a que o pistão se encontra da cabeça do cilindro, respetivamente. (Radcliff, 2009)

²⁸ A 11 000 RPM. (Clark, 2006)

²⁹ A 9 000 RPM. (Clark, 2006)

³⁰ Pronto a voar, incluindo bateria. (Clark, 2006)

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXO C LOG

```
<Clock>[ms] <Year> <Month> <Day> <Hours> <Minutes> <Seconds> <Lat>[rad] <Lon>[rad] <Height>[m] <VNorth>[m/s]
<VEast>[m/s] <VDown>[m/s] <GroundSpeed>[m/s] <Direction>[rad] <Status> <InputV>[V] <InputC>[A] <ServoV>[V]
<ServoC>[A] <FirstStageFail> <FiveDFail> <FiveAFail> <CPUFail> <GPSFail> <BoxTemp>[C] <Alt>[m] <TAS>[m/s]
<OAT>[C] <Static>[Pa] <Dynamic>[Pa] <P>[rad/s] <Q>[rad/s] <R>[rad/s] <Xaccel>[m/s/s] <Yaccel>[m/s/s]
<Zaccel>[m/s/s] <Roll>[rad] <Pitch>[rad] <Yaw>[rad] <MagHdg>[rad] <AGL>[m] <LeftRPM> <RightRPM> <Fuel>[kg]
<FuelFlow>[g/hr] <WindSouth>[m/s] <WindWest>[m/s] <AckRatio>[%] <RSSI>[dBm] <Surface0> <Surface1> <Surface2>
<Surface3> <Surface4> <Surface5> <Surface6> <Surface7> <Surface8> <Surface9> <Surface10> <Surface11> <Surface12>
<Surface13> <Surface14> <Surface15> <P_Bias>[rad/s] <Q_Bias>[rad/s] <R_Bias>[rad/s] <AX_Bias>[m/s/s]
<AY_Bias>[m/s/s] <AZ_Bias>[m/s/s] <MagX>[mGauss] <MagY>[mGauss] <MagZ>[mGauss] <AP_Global> <MA_Mode> <AP_Mode>
<WeightOnWheel> <TrackerStatus> <TrackerTarget> <Orbit> <LoopStatus0> <LoopTarget0> <LoopStatus1> <LoopTarget1>
<LoopStatus2> <LoopTarget2> <LoopStatus3> <LoopTarget3> <LoopStatus4> <LoopTarget4> <LoopStatus5> <LoopTarget5>
<LoopStatus6> <LoopTarget6> <LoopStatus7> <LoopTarget7> <AltCtrl> <Track_X>[m] <Track_Y>[m] <Track_Z>[m]
<Track_VX>[m/s] <Track_VY>[m/s] <Track_VZ>[m/s] <ExtADC0> <ExtADC1> <ExtADC2> <ExtADC3> <NavMode> <PosGood>
<VelGood> <BaroGood> <TASGood> <AGLGood> <MagGood> <YawGood> <AttGood> <GyroGood> <AccelGood> <MagBiasGood>
<WindGood> <GPSWeek> <GPSITOW> <MBTime>[ms] <MBSolnType> <MBETA>[s] <MBHead>[rad] <MBNorth>[m] <MBEast>[m]
<MBDown>[m] <MBCross>[m] <MBBelow>[m] <MBLat>[rad] <MBLon>[rad] <MBAlt>[m] <GSLat>[rad] <GSLon>[rad]
<GSHeight>[m] <GSVNorth>[m/s] <GSVEast>[m/s] <GSVDown>[m/s] <GSGroundSpeed>[m/s] <GSDirection>[rad] <GSStatus>
<GS_RSSI> <Deadman> <EngKill> <Drop> <Lights> <Parachute> <Brakes> <GPSTimeout> <CommTimeout> <Boundary>
<FlightTimer> <FlightTerm> <AeroTerm> <UserAction0> <UserAction1> <UserAction2> <UserAction3> <UserAction4>
<UserAction5> <UserAction6> <UserAction7> <CHT_A> <CHT_B> <EGT_A> <EGT_B> <IAT> <Volts> <MAP> <InjectTime>
<InjectAngle> <TPS> <FuelPress> <AFR> <AFRcomp> <EngineTime>[hrs] <ECU_ERR_0> <ECU_ERR_1> <ECU_MODE>
<PilotPrnt>[] <PilotRate>[Hz] <GSPilotPrnt>[] <GSPilotRate>[Hz]
386801 2017 3 28 11 4 19.12 0.6822129599 -0.1564162088 87.330000 0.040000 0.030000 -0.080000 0.050000 0.643501
0XE800 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0 0 0 0 0.000000 96.779999 -1.216096 17.000000 101190.000000 -0.896762
-0.001300 -0.004600 -0.003500 -0.265000 -0.595000 -9.565000 0.064600 -0.029700 6.221200 0.000000 0.020000 0 0
2.097656 0.000000 0.000000 0.000000 255 0 0.012700 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.018100 -0.056400
-0.043400 0.028900 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000
0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 OFF 0 0 -1.00 OFF 0 0 NA N# NA N# NA N# NA N# NA N# NA N# NA
N# B 0.000000 0.000000 -0.000000 0.000000 0.000000 -0.000000 -0.000000 3.307962 0.000000 0.000000 Init 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 1942 212659121 NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA
0x0 0.0 0.0 0.0 0.0
386901 2017 3 28 11 4 19.22 0.6822129599 -0.1564162088 87.340000 0.050000 0.020000 -0.080000 0.053852 0.380506
0XE800 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0 0 0 0 0.000000 96.730003 -0.522620 17.000000 101152.000000 -0.165620
0.001500 -0.001300 0.005100 -0.270000 -0.585000 -9.570000 0.063700 -0.030500 6.221000 0.000000 0.030000 0 0
2.097656 0.000000 0.000000 0.000000 255 0 0.010600 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.015900 -0.057700
-0.042600 0.028400 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000
0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 OFF 0 0 -1.00 OFF 0 0 NA N# NA N# NA N# NA N# NA N# NA N# NA
N# B 0.000000 0.000000 -0.000000 0.000000 0.000000 -0.000000 -0.000000 3.307962 0.000000 0.000000 Init 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 1942 212659221 NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA NA
0x0 0.0 0.0 0.0 0.0
387001 2017 3 28 11 4 19.32 0.6822129599 -0.1564162088 87.370000 0.050000 0.020000 -0.090000 0.053852 0.380506
0XE800 0.000000 0.000000 0.000000 0.000000 0 0 0 0 0.000000 96.750000 -0.522620 17.000000 101200.000000 -0.165620
0.011400 0.000300 -0.007400 -0.275000 -0.600000 -9.565000 0.064000 -0.030500 6.221000 0.000000 0.040000 0 0
```

Figura 14 - Exemplo de dados guardados em Log.

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXO D Ensaaios em voo

Tabela 16 - Resultados dos ensaios em voo das descidas planadas.

Ensaio	Velocidade Média (V) (ft/s)	Altitude percorrida (ft)	Tempo demorado (s)	Tempo estimado a percorrer 500 ft (Δt) (s)	$V\Delta t$
1º	85,9	386	21,5	27,8	2392,6
2º	66,8	205	23,3	56,8	3798,3
3º	55,2	149	38,2	128,2	7074,9
4º	61,8	314	50,2	79,9	4938,0
5º	72,6	312	29,2	46,8	3396,2

Tabela 17 - Resultados dos ensaios em voo das subidas a potência máxima.

Ensaio	Velocidade Média (V) (ft/s)	Altitude percorrida (ft)	Tempo demorado (s)	Tempo estimado a percorrer 500 ft (Δt) (s)	$V\Delta t$
1º	69,4	367	32,8	44,7	3099,9
2º	56,2	335	32,5	48,5	2726,3
3º	61,3	364	31,2	42,9	2625,7
4º	79,3	291	32,8	56,4	4470,7

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXO E Determinação de V_y

Esta tabela foi realizada com recurso à ferramenta Excel, para determinação de V_y de uma forma expedita. Pretende-se descobrir qual a velocidade que permite ao VANT subir no menor tempo possível.

Como pode ser observado na tabela 17 do anexo D, V_y esta estará entre as velocidades $56,2 \text{ ft/s}$ e $69,4 \text{ ft/s}$, pois o Δt menor com os dados da tabela ocorre aos $61,3 \text{ ft/s}$. Para além disso, V_y não pode ser inferior que V_x , visto que V_x corresponde ao mínimo do produto $V\Delta t$, e se o tempo diminuísse com uma velocidade menor, esse produto diminuía, passando V_x a corresponder a essa velocidade; assim, considera-se que V_y está entre V_x ($59,92 \text{ ft/s}$) e os $69,4 \text{ ft/s}$.

Como se tem a função que determina $V\Delta t$ nas subidas a potência máxima ($g(x)$), basta dividir $V\Delta t$ por V e obtêm-se Δt . Na tabela 18 podem ser observados os valores encontrados.

Tabela 18 - Tabela para auxiliar a determinação de V_y .

V (ft/s)	$V\Delta t$ ($V\Delta t = g(x)$)	Δt (s)
59,9	2645,92	44,16
60,3	2646,49	43,92
60,6	2648,16	43,70
60,9	2650,93	43,51
61,3	2654,82	43,33
61,6	2659,81	43,18
61,9	2665,90	43,04
62,3	2673,11	42,92
62,6	2681,41	42,82
63,0	2690,83	42,74
63,3	2701,35	42,68
63,6	2712,98	42,64
64,0	2725,72	42,61
<u>64,3</u>	<u>2739,56</u>	<u>42,60</u>
64,6	2754,51	42,61
65,0	2770,57	42,64
65,3	2787,73	42,68
65,7	2806,00	42,74
66,0	2825,38	42,81
66,3	2845,86	42,90
66,7	2867,45	43,01
67,0	2890,15	43,13
67,3	2913,95	43,27
67,7	2938,86	43,42
68,0	2964,88	43,59
68,4	2992,00	43,77
68,7	3020,23	43,97
69,0	3049,57	44,18
69,4	3080,01	44,40

ANEXO F Parâmetros – valores e unidades

Tabela 19 - Valores e unidades usadas nos cálculos.

Parâmetro	Unidades para a TBA	Valor de referência usado nos cálculos
Área da asa, (S)	ft^2	8,45
Alongamento, (A)	-	7,43
Altitude dropoff parameter (C)	-	0,12
Diâmetro do Hélice (d)	ft	1,33
Fator de eficiência (e)	-	1,128
Coeficiente de resistência parasita (C_{D0})	-	0,033
Declive da Polar do Hélice (m)	-	0,958
Intersecção da Polar do Hélice (b)	-	0,014
Peso (W)	lbm	28,66
Potência do motor com o máximo torque (P_0)	$ft \cdot lbf/s$	951,5
Rotações do motor a potência máxima a MSL (n_0)	Número de rotações por segundo	183,33
Velocidade (V)	ft/s	-
Densidade do ar (ρ)	$slug/ft^3$	0,002377
Power dropoff factor (Φ)	-	1
Melhor ângulo de planeio (γ_{bg})	rad	-0,071
Melhor ângulo de subida (γ_x)	rad	0,190
c_p	$lbm/h/hp$	-

(página intencionalmente deixada em branco)

ANEXO G TBA - Fórmulas

Tabela 20 - Fórmulas usadas para a aplicação da metodologia Bootstrap.

Parâmetro	Nº fórmula	Fórmula	Unidade
Área da asa, (<i>S</i>)	(4.1)	$S = sc$	<i>ft</i> ²
Alongamento, (<i>A</i>)	(4.2)	$A = AR = \frac{s^2}{S} = \frac{s^2}{sc} = \frac{s}{c}$	-
Rated MSL Torque (<i>M</i> ₀)	(4.4)	$M_0 = \frac{P_0}{2\pi n_0}$	<i>ft</i> · <i>lbf</i>
Melhor ângulo de planeio (<i>γ</i> _{bg})	(4.5)	$\gamma_{bg} = \sin^{-1} \frac{\Delta h}{V_{bg} \Delta t}$	<i>rad</i>
Coeficiente de resistência parasita (<i>C</i> _{D0})	(4.6)	$C_{D0} = \frac{-W \sin \gamma_{bg}}{\rho S V_{bg}^2}$	-
Fator de eficiência (<i>e</i>)	(4.7) ou (4.8)	$e = \frac{-4W \sin \gamma_{bg}}{\rho S V_{bg}^2 \pi A \tan^2 \gamma_{bg} \cos^2 \phi}$ Ou $e = \frac{4C_{D0}}{\pi A \tan^2 \gamma_{bg} \cos^2 \phi}$	-
Melhor ângulo de subida (<i>γ</i> _x)	(4.9)	$\gamma_x = \sin^{-1} \frac{\Delta h}{V_x \Delta t}$	<i>rad</i>
Intersecção da Polar do Hélice (<i>b</i>)	(4.10)	$b = \frac{SC_{D0}}{2d^2} - \frac{2W^2}{\rho^2 d^2 S \pi A V_x^4}$	-
Power dropoff factor (<i>Φ</i>)	(4.11)	$\Phi = \frac{\sigma - C}{1 - C}$	-

Declive da Polar do Hélice (m)	(4.12) ou (4.13)	$m = \frac{2n_0dW^2}{\Phi P_0 \rho S \pi e A} \left(\frac{3V_y^2}{V_x^4} + \frac{1}{V_y^2} \right)$ <p style="text-align: center;">Ou</p> $m = \frac{2n_0dW^2}{\Phi P_0 \rho S \pi e A} \left(\frac{1}{V_M^2} + \frac{V_M^2}{V_x^4} \right)$	–
Velocidade máxima em voo de nível (V_M)	(4.14)	$V_M = \sqrt{\frac{-\frac{m\Phi P_0}{n_0 d} - \sqrt{\left(\frac{m\Phi P_0}{n_0 d}\right)^2 + \frac{8W^2 \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}{S\pi e A}}{2\rho \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}}$	ft/s
Velocidade mínima em voo de nível (V_m)	(4.15)	$V_m = \sqrt{\frac{-\frac{m\Phi P_0}{n_0 d} + \sqrt{\left(\frac{m\Phi P_0}{n_0 d}\right)^2 + \frac{8W^2 \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}{S\pi e A}}{2\rho \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}}$	ft/s
Velocidade para melhor ângulo de subida (V_x)	(4.16)	$V_x = \sqrt{\frac{W}{\rho} \left(\frac{2}{S\pi e A \left(\frac{SC_{D0}}{2} - d^2 b\right)} \right)^{\frac{1}{4}}}$	ft/s
Velocidade para melhor razão de subida (V_y)	(4.17)	$V_y = \sqrt{\frac{-\frac{m\Phi P_0}{n_0 d} - \sqrt{\left(\frac{m\Phi P_0}{n_0 d}\right)^2 + \frac{24W^2 \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}{S\pi e A}}{6\rho \left(d^2 b - \frac{SC_{D0}}{2}\right)}}$	ft/s
Velocidade para menor razão de descida (V_{bg})	(4.18)	$V_{bg} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \left(\frac{1}{\pi e A C_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}}}$	ft/s
Velocidade para menor razão de descida (V_{md})	(4.19)	$V_{md} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \left(\frac{1}{3\pi e A C_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}}}$	ft/s
Thrust (T)	(4.20)	$T = \frac{m\Phi P_0}{n_0 d} + \rho d^2 b V^2$	lb

Drag (D)	(4.21)	$D = \frac{1}{2}\rho SC_{D0}V^2 + \frac{2W^2}{\rho S\pi eAV^2}$	<i>lb</i>
Specific Endurance (SE)	(4.22)	$SE = \frac{1}{c_p P [hp]}$	<i>h/lbm</i>
Specific Range (SR)	(4.23)	$SR = \frac{V [kts]}{c_p P [hp]}$	<i>mile/lbm</i>