



Departamento de
Ciências Aeroespaciais

Estudo de viabilidade da homologação de um sistema UAS/UAV militar a partir da conversão de aeronave ligeira detentora de certificação civil

Pedro Gonçalo da Silva Paiva

Dissertação para Obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de estudos integrado)

(Versão corrigida após defesa da Dissertação)

Orientador: Prof. Doutor José Manuel Mota Lourenço da Saúde
Co-orientador: Major Engenheiro Eletrotécnico João Manuel Moreira Simões

Covilhã, junho de 2016

“The F-35C should be, and almost certainly will be, the last manned strike fighter aircraft the Department of the Navy will ever buy or fly.”

Secretário da U.S Navy, Ray Mabus

Agradecimentos

Ao longo deste incomparável e inesquecível caminho, longo, intenso e muitas vezes ausente de sentido, foram algumas as pessoas, que por uma outra razão, o tornaram mais curto, compartilhado e cheio de sentido. A todas elas, o meu sincero agradecimento, apreço e louvor.

Em primeiro lugar, e por uma razão lógica, baseada nos laços de sangue e amor que nos unem, a minha família. A eles, num lugar cimeiro, pela força, segurança e confiança. Nada teria sido possível sem o seu esforço em manter-me sempre aqui, nas melhores condições, dando-me todo o conforto para me concretizar enquanto pessoa e profissional.

Depois, ao meu núcleo de amigos. Dizem que os amigos de faculdade são para a vida. A minha ingenuidade dos 23 anos faz-me crer e acreditar que sim. Estes cinco anos foram os cinco melhores anos da minha vida. Foram porque foram partilhados com pessoas de excelência, que me apoiaram e ajudaram nesta caminhada que teria sido pobre sem eles. A todos os meus amigos com quem cresci, partilhando momentos únicos da minha vida e que sempre me apoiaram nos momentos necessários. A todos, o meu agradecimento será sempre pouco.

Ao meu Orientador, Prof. Doutor José Manuel Mota Lourenço da Saúde, obrigado pela orientação, paciência e estímulo que sempre pautaram o trabalho desenvolvido e pelo rigor exigido.

À Força Aérea Portuguesa, ao Major Engenheiro Eletrotécnico João Manuel Moreira Simões e à Tenente-Coronel Engenheira Aeronáutica Teresa Maria Bettencourt Cabral, que sempre se mostraram compreensíveis e disponíveis para esclarecer qualquer dúvida.

Por fim, a todos, que direta ou indiretamente contribuíram para o desenvolvimento deste trabalho, com o seu conhecimento técnico e pessoal.

Resumo

A sociedade move-se em função do dinheiro. As empresas tentam obter o máximo de lucro, diminuindo os gastos e aumentando as receitas. Ao converter aeronaves tripuladas em UAVs (*Unmanned Aerial Vehicle*), há um potencial de economia em tempo de estudos e certificações e, como “tempo é dinheiro”, as empresas conseguem obter mais lucros.

Este trabalho foi desenvolvido no sentido de estudar a possibilidade de operar aeronaves não tripuladas partindo do processo de conversão de aeronaves tripuladas com certificação CS-LSA *Light Sport Aeroplanes* ou CS-VLA *Very Light Aeroplanes*.

Inicialmente foi feita uma contextualização histórica e ainda tratadas as categorias e classes dos UAVs.

De seguida, foi selecionada uma aeronave certificada com norma europeia onde foram enumerados os sistemas internos que terão de ser retirados e os que terão de ser implementados, a fim de se comparar a viabilidade do processo com um UAV do mercado.

Foram ainda comparadas as normas civis CS-LSA e CS-VLA com a norma militar STANAG 4703 e identificados os pontos que têm em comum, habilitando a que se pudessem dispensar do processo de avaliação, considerando-se assim satisfeitos esses requisitos da norma militar e tornando então o processo menos moroso e dispendioso.

Palavras-chave

UAV/UAS, Conversão, Sistemas.

Abstract

Today's society is highly dependent on economics. Companies aim to maximize profit by diminishing spenditure and increasing income. By converting manned aircraft into UAVs, there is a potential to save time in the processes of study and certification and, since "time is money", companies are able to obtain larger profits.

This work was made with the intent to study the possibility of operating unmanned aircraft from the conversion of manned aircraft with CS-LSA Light Sport Aeroplanes or CS-VLA Very Light Aeroplanes certification.

Initially an historical contextualization was made and UAV classes and categories were adressed.

Then, a selection of an aircraft certified with a European regulation was made, after which it was listed which internal systems would have to be removed and which would have to be implemented, with the intent to compare the viability of the conversion process with a UAV available on the market.

Furthermore, the civilian regulations CS-LSA and CS-VLA were compared with the military regulation STANAG 4703 and all the common points were identified. Given that those requirements are satisfied, it's possible to bypass the evaluation step and making the whole process less time- and money-consuming.

Keywords

UAV/UAS, Conversion, Systems.

Índice

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Palavras-chave	vii
Abstract.....	ix
Keywords	ix
Índice	xi
Lista de figuras	xiii
Lista de tabelas	xv
Lista de símbolos.....	xvii
1 Generalidades.....	1
1.1 Introdução.....	1
1.2 Objetivo da investigação	4
1.3 Limites do estudo	5
1.4 Metodologia da investigação	5
2 Estado da Arte	7
3 Aeronaves elegíveis para UAV/UAS.....	11
4 Sistemas a remover da aeronave tripulada	13
5 Implementação dos sistemas	15
5.1 Sistemas base.....	15
5.1.1 Aviônicos	15
5.1.1.1 Sistemas de navegação (34-00).....	16
5.1.1.2 Ajuda à aterragem (34-30)	16
5.1.1.3 Sistemas de dados do ar (46-10)	17
5.1.1.4 Pilotos automáticos (22-10)	17
5.1.1.5 Gestão dos sistemas (46-20)	18
5.1.1.6 Sistema de gestão de missão (46-20).....	18
5.1.1.7 Controlo do motor (76-00)	18
5.1.1.8 Processadores (46-20).....	18
5.1.1.9 Cablagem (24-40)	18
5.1.10 Sistemas de integração do espaço aéreo (48-00).....	19
5.1.2 Subsistemas.....	19
5.1.2.1 Sistema de energia elétrica (24-00)	20
5.1.2.2 Sistemas de arrefecimento dos aviônicos (21-00).....	20

5.1.2.3 Sistema de combustível (28-00)	20
5.1.3 Sistemas de comunicação	21
5.1.3.1 Elementos dos sistemas de comunicação (23-00)	21
5.1.3.2 Antenas (23-00)	22
5.1.3.3 Tipos de sistema de controlo (27-00)	23
5.1.3.4 Comunicações ar-ar (23-00).....	23
5.1.3.5 Comunicações em linha de vista (23-00)	23
5.1.3.6 Comunicações além da linha de vista (23-00)	24
5.2 Sistemas de missão	25
5.3 Sistemas de emergência	25
5.3.1 Paraquedas (25-60)	25
5.3.2 Sistema de extinção e sistemas de gás inerte (26-20).....	26
5.3.3 <i>Emergency Locator Transmitter</i> (25-60)	26
5.4 Sistemas redundantes	26
5.5 Sistemas a implementar no Evezektor SportStar RTC	27
6 Metodologia de conversão de aeronave tripulada em UAV	30
6.1 Abordagem conceptual	30
6.2 Comparação entre a STANAG 4703 e a CS-LSA.....	32
6.3 Comparação entre a STANAG 4703 e a CS-VLA	34
6.4 Síntese	51
7 Conclusões	52
8 Trabalhos futuros.....	54
Bibliografia.....	55
Apêndice	58
MIL-STD-1808C	58

Lista de figuras

Figura 1 Ruston Proctor Aerial Target	1
Figura 2 OQ-2	1
Figura 3 Lockheed D-21	2
Figura 4 UAV Patroller	3
Figura 5 RV-OPV-EV	3
Figura 6 UAV Irkut-850	4
Figura 7 Dominator II	4
Figura 8 Evektor SportStar RTC	12
Figura 9 Exemplo do método da temática em tempo real.....	17
Figura 10 Exemplo do passeio do Centro de Gravidade	21
Figura 11 Diagrama do sistema de comunicações	22
Figura 12 Geometria das comunicações linha de visão.....	24
Figura 13 Geometria das comunicações além da linha de visão	24
Figura 14 Hermes 450	29
Figura 15 Flow chart do processo de conversão	30

Lista de tabelas

Tabela 1 UAVs e respectivas aeronaves base.....	3
Tabela 2 Classificação de UAVs por classe. NATO, 2009	10
Tabela 3 Exemplos de aeronaves elegíveis para transformação em UAV/UAS	11
Tabela 4 Instrumentos de voo e respectivas massas	13
Tabela 5 Instrumentos relativos ao motor e respectivas massas	14
Tabela 6 Aviónicos e respetiva massa total	14
Tabela 7 Variados componentes e respectivas massas	14
Tabela 8 Aviónicos e respectivas massas.....	27
Tabela 9 Baterias e respetiva massa	27
Tabela 10 Sistemas de comunicação e respectivas massas	27
Tabela 11 Sistemas de emergência e respetiva massa	28
Tabela 12 Data link de comando e respetiva massa	28
Tabela 13 Payload e respetiva massa	28

Lista de símbolos

Acrónimos

Acrônimo	Definição
CG	Centro de gravidade
ELT	<i>Emergency Locator Transmitter</i>
GPS	<i>Global Position System</i>
IAE	<i>Institute of Aerospace Engineering</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
JARUS	<i>Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems</i>
MALE	<i>Medium-Altitude Long-Endurance</i>
MTOW	<i>Maximum Take-off Weight</i>
OPV	<i>Optionally Piloted Vehicle</i>
PSE	<i>Primary Structural Element</i>
RF	Rádio Frequência
RPM	Rotações Por Minuto
SATCOM	<i>Satellite Communications</i>
STANAG	<i>Standardization Agreement</i>
STC	<i>Supplemental Type Certificate</i>
TC	<i>Type Certificate</i>
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UCARE	<i>UAVs: Concerted Actions for Regulations</i>

Símbolos

Símbolo	Definição
V_D	Velocidade a não exceder
$V_{cmáx}$	Velocidade de cruzeiro máxima
$V_{minDemo}$	Velocidade mínima de demonstração
V_x	Velocidade horizontal
V_y	Velocidade vertical
V_C	Velocidade de cruzeiro

1 Generalidades

1.1 Introdução

A presente dissertação aborda os prós e contras da conversão de aeronaves já existentes (neste caso aeronaves com certificação *CS-LSA Light Sport Aeroplanes* ou *CS-VLA Very Light Aeroplanes*) para operar como *UAS/UAV (Unmanned Aerial System/Unmanned Aerial Vehicle)*.

O primeiro caso documentado de um UAV remonta ao ano de 1917, foi denominado de *Ruston Proctor Aerial Target* (ilustrado na figura 1) e controlado via rádio a partir do solo com o objetivo de ser uma aeronave-bomba contra os *zeppelins*. Estava dado, assim, o mote para um tema que viria a modificar a história da aviação (“Marilyn Monroe and the Origin of ‘Drone’”, 2015).

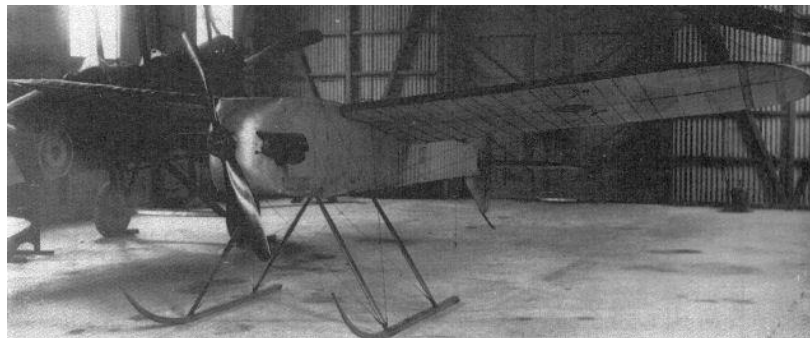


Figura 1 Ruston Proctor Aerial Target

Fonte: (Skyward, 2015)

Nos anos seguintes prosseguiram os estudos neste ramo, especialmente pelos Estados Unidos da América e Grã-Bretanha, intensificando-se com o despoletar da Segunda Guerra Mundial, na qual se realizou a primeira produção a grande escala, feita pela *U.S Navy*: quinze mil *OQ-2* lançados de uma catapulta (figura 2).



Figura 2 OQ-2

Fonte: (Goodrones, 2015)

No início da década de sessenta começam a ser projetados UAVs militares mais avançados, onde se destaca a Lockheed a produzir o D-21 (figura 3), um dos primeiros UAVs recuperável que tinha o reconhecimento aéreo como principal missão. Estes viriam a ser intensamente utilizados na guerra do Vietname, com 3435 missões de reconhecimento aéreo levadas a cabo (Keane & Carr, 2013). Apesar destas operações bem-sucedidas, os Estados Unidos da América decidiram não expandir os programas de investigação e desenvolvimento de UAVs pois avaliaram estas aplicações como sendo limitadas e com pouca relevância para as operações militares. Assim, os UAVs não foram utilizados de forma significativa em operações militares até à década de 90 onde desempenharam um papel importante durante a Operação Tempestade do Deserto, que viria a verificar-se crucial para o desfecho da Guerra do Golfo.



Figura 3 Lockheed D-21

Fonte: (National Museum of the US Air Force, 2015)

Terminada a guerra, tornaram-se óbvias as vantagens do uso destas máquinas voadoras sendo essa a razão explicativa para um maior enfoque neste setor da indústria aeroespacial nos últimos anos. Com provas dadas em cenários de guerra por não expor vidas humanas ao perigo nas frentes de batalha, atualmente os UAVs são usados para diversos fins: observação de fenómenos meteorológicos, fotografia aérea, vigilância aérea, entre muitos outros.

De acordo com o Departamento de Defesa dos Estados Unidos, um UAV é definido como um veículo aéreo com propulsão própria, que não possui uma cabine de pilotagem e pode ser voado autonomamente ou por controlo remoto (*Office of the Secretary of Defence Unmanned Aircraft Systems*, 2008).

Uma visão muito simplista de um UAV é o de uma aeronave onde o piloto é substituído por um computador. Tal é na verdade muito mais complexo e um UAV é só uma parte de um sistema. Este último, denominado de UAS é composto por (Austin, 2010):

- Uma estação de controlo que contém os operadores de sistemas e as interfaces entre estes e o restante sistema;

- A aeronave (UAV) que transporta os sistemas base e os sistemas apropriados para cada missão;
- O sistema de comunicação entre a estação de controlo e o UAV;

Numa época onde a otimização de processos e recursos é levada ao extremo pelas empresas e governos não só pelo fator económico mas também pelo fator ambiental, é comum melhorarem-se ideias e projetos já existentes. Esta dissertação trata precisamente, pois, de se partir de uma aeronave tripulada já existente e procurar verificar da possibilidade de a converter num UAV.

Neste contexto, na história da aviação já existem alguns casos de conversões, a saber:

Denominação do UAV	Aeronave base da conversão
Patroller (figura 4)	motoplanador Stemme S-15
RV-OPV-EV (figura 5)	Evektor Eurostar SLW
Irkut-850 (figura 6)	motoplanador Stemme S-10
Dominator II (figura 7)	Diamond DA-42

Tabela 1 UAVs e respetivas aeronaves base

As aeronaves apresentadas na tabela acima estão ilustradas de seguida:



Figura 4 UAV Patroller

Fonte: (21stcenturyasianarmsrace, 2015)



Figura 5 RV-OPV-EV

Fonte: (a2tech, 2012)



Figura 6 UAV Irkut-850

Fonte: (Avia.pro, 2015)



Figura 7 Dominator II

Fonte: (Ihls, 2015)

Em todos os casos mencionados o UAV obtido partiu de uma aeronave devidamente homologada, dentro do quadro regulamentar aplicável à sua certificação, sendo nalguns casos a regulamentação europeia (EASA) e noutras normas específicas (e.g., Federação Russa).

1.2 Objetivo da investigação

O objetivo desta dissertação é analisar o processo de conversão de aeronaves tripuladas com homologação civil numa aeronave não tripulada militar de modo a ter-se um quadro de referência que permita determinar a respetiva viabilidade do ponto de vista da homologação.

1.3 Limites do estudo

Algumas restrições terão de ser impostas devido ao facto de existirem limitações na obtenção de dados e ainda para simplificação do processo de análise.

Assim, assume-se que a performance e condições em que o UAV convertido a partir de aeronave civil homologada serão confinadas à aeronave de partida. Trata-se de um aspeto fundamental pois não se irá escolher uma aeronave a converter que não cumpra os requisitos propostos, como por exemplo autonomia e alcance.

Considera-se também que a estrutura da aeronave já está homologada e, como não existem alterações ao envelope de voo, o desempenho será o mesmo. Por conseguinte evita-se que o dimensionamento do UAV/UAS inclua este aspeto.

No capítulo da implementação dos sistemas são tratados apenas os sistemas da aeronave, não sendo tratada a estação de terra e o *data link*.

Finalmente, o estudo não inclui a componente económica, não sendo por isso abordados custos não recorrentes associados:

- à aquisição da aeronave civil a converter;
- ao processo de modificação e homologação da aeronave civil candidata a UAV;
- ao processo de homologação de um UAV/UAS civil.

1.4 Metodologia da investigação

Esta dissertação começa por fazer uma breve introdução ao tema e encontra-se dividida em quatro partes principais: análise de aeronaves elegíveis para a conversão num UAS/UAV, sistemas a serem retirados da aeronave tripulada, sistemas a implementar e comparação das normas europeias EASA CS-LSA e EASA CS-VLA para transformação da aeronave tripulada num UAS/UAV com base na STANAG 4703.

No capítulo três é feita uma análise a seis aeronaves elegíveis para conversão tendo em conta o seu desempenho e os requisitos da classe II dos UAVs. É ainda descrita a metodologia do processo de escolha de uma das seis aeronaves para serem implementados os sistemas e, posteriormente, ser utilizada como comparação com um UAV do mercado.

No capítulo quatro são descritos os diversos sistemas a serem retirados do interior da aeronave tripulada.

No capítulo cinco são enumerados e explicados os quatro tipos de sistemas a implementar: sistemas que compõem a aeronave base, sistemas de missão, sistemas de emergência e sistemas de redundância.

No capítulo seis são comparadas as normas civis CS-VLA e CS-LSA com o intuito de se indicar pontos comuns entre as duas normas e a norma militar STANAG 4703.

Por último, são tratadas as principais conclusões desta dissertação, bem como as sugestões para trabalhos posteriores.

A pesquisa bibliográfica foi realizada principalmente em livros que tratam especificamente o tema de aeronaves não tripuladas e em artigos científicos. Tanto as normas civis como a militar foram retiradas dos sítios das autoridades competentes. Os dados técnicos das aeronaves foram retirados do sítio de cada fabricante.

2 Estado da Arte

Conversão, segundo o dicionário da Língua Portuguesa significa mudança de forma ou qualidade sem mudança de substância. (Porto Editora, 2016)

No ramo da aviação são vários os casos de aeronaves tripuladas que foram convertidas em UAVs. Foram convertidas ou por falta de recursos monetários para novos projetos, ou por se aproveitarem estruturas já habilitadas a voar.

Dentro das categorias de aeronaves em estudo (*CS-LSA Light Sport Aeroplanes* e *CS-VLA Very Light Aeroplanes*), são escassos os recursos bibliográficos para apoio, muito devido à maior parte serem UAVs militares e a informação não se apresentar *à la carte* para o cidadão comum, ou seja, sem restrições de utilização (fontes abertas).

É exemplo o RP-OPV-EV que é uma aeronave OPV (*Optionally Piloted Vehicle*), que pode ser usada como UAV ou com a presença de um piloto a bordo. É utilizada para experiências, implementação de instrumentação como o *Sense and Avoid* (ver e evitar) e integração no espaço aéreo nacional (Technology, 2012).

Ainda no ramo das aeronaves OPV há o exemplo do VUT 001 Marabu, certificado com a CS-VLA. Este projeto foi criado de raiz pela IAE (*Institute of Aerospace Engineering*) em conjunto com a Universidade Tecnologia de Brno na República Checa com o intuito de desenvolver equipamento para UAS/UAV. Os principais requisitos foram: a aeronave ter espaço suficiente na parte frontal da fuselagem para implementação de sensores e MTOW até 600 kg (Pistek & Hlinka, 2010). Primeiramente a aeronave foi pilotada para obter todas as certificações operacionais necessárias e, posteriormente, passo a passo continua a ser adaptada a um UAV. A fim de se reduzir riscos no desenvolvimento e a falta de tempo levaram a que fosse adotada a estrutura da asa e a cauda horizontal da aeronave Rapid200 (desenvolvida também no IAE). O resto da fuselagem foi criada de raiz e certificada pela EASA.

O grande objetivo mas também o grande desafio foi implementar os sistemas necessários para que a aeronave ficasse o mais próximo possível de um UAV, seguindo a ideia de conceito de *more-electric-aircraft*, isto é, usar o maior número de sistemas elétricos possível. Atividades futuras contemplam a integração de sensores para a navegação básica e sensores de *Sense and Avoid* (Pistek & Hlinka, 2010). Estes últimos dois exemplos são excelentes casos de estudo para o desenvolvimento de sistemas para UAVs.

Outros casos de conversão mas sem se enquadrarem nas categorias em estudo são o Patroller, o IRKUT-850 e o Dominator II. O primeiro é um UAV tático usado para missões militares e de segurança nacional, como por exemplo, controlo das costas e fronteiras, foi convertido a partir do motoplanador Stemme S-15 certificado com a norma CS-23.

Com inúmeras vantagens tais como: descolar e aterrar automaticamente, 20h de autonomia, identificação de alvos em movimento e voar com ruído reduzido, este é um bom exemplo de sucesso de conversão de uma aeronave pilotada para um UAV.

O segundo, utilizado pelas Forças Militares Russas, contém a estrutura já certificada pela EASA CS-22 *Sailplanes and Power Sailplanes*, do motoplanador Stemme S-10 e apresenta vantagens em relação à aeronave tripulada, destacando-se: um aumento da altitude máxima de operação de 6000 para 9000m e autonomia de 12h em comparação à disponibilidade física do piloto (Corporation, 2008).

O último exemplo foi desenvolvido a partir da aeronave Diamond DA-24 certificada com a CS-23. É um MALE UAV desenvolvido pela *Aeronautics Defense Systems* e executa missões de vigilância e reconhecimento, podendo voar mesmo na presença de condições meteorológicas adversas.

O seu teto máximo de operação é de 9100m e a sua velocidade máxima é de 354 km/h, o que o permite chegar ao local da missão rapidamente, podendo vigiar um certo local durante 28 horas (Airforce-technology, sem data).

Passando ao aspeto normativo, há que dividir os UAV em duas classes: civil e militar. Na primeira, com a crescente utilização de UAVs, a falta de legislação é o grande problema a nível nacional e europeu, o que afeta a segurança e a privacidade das pessoas. É necessário desenvolver normas técnicas e operacionais para que estes possam voar no mesmo espaço aéreo que aeronaves tripuladas, ou seja, em espaço aéreo não segregado.

Atualmente são seguidas as normas da ICAO (*International Civil Aviation Organisation*), sendo possível realizar operações específicas nesses mesmos espaços aéreos segundo uma autorização especial para evitar possíveis riscos para as aeronaves comerciais ou outras (European Commission, 2014).

É ainda de realçar os esforços pelas várias autoridades competentes para se encontrar um consenso neste tema. A ICAO propõe a todos os *stakeholders*¹ que seja criada uma política para um desenvolvimento de um mercado competitivo, bem como regras para preservar a segurança das populações (European Commission, 2014). Mas parece ser um assunto ainda sem um fim à vista. Embora hajam várias entidades a trabalharem neste tema, como a UCARE e JARUS, existe ainda falta de regras apropriadas.

Os UAVs da classe militar, ao contrário do setor civil, contêm as suas próprias regras. Os regulamentos de manutenção são definidos e aprovados autonomamente pelo Departamento ou o Ministério da Defesa de cada país, mas tendo por referência a estrutura do setor civil para existir conformidade e harmonia entre os operadores de cada estado. Ainda no setor da defesa, a NATO (North Atlantic Treaty Organization) desenvolveu regulamentos específicos que são aplicáveis aos seus membros para assegurar que todos eles executam as operações e processos de manutenção segundo as mesmas diretivas, denominados STANAG (*Standardization Agreements*) (Saúde, 2015). Estes regulamentos têm por base normas civis como a CS-23 e CS-25, e ainda FAR-23 e FR-25, discutindo-se atualmente a adaptação da STANAG 4703 - Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements (para UAS com MTOM abaixo de 150

¹ *Stakeholders*: todas as partes interessadas numa organização que podem afetar ou serem afetadas pelas ações e políticas desta. («Stakeholder definition», 2016)

kg), de modo a abranger as categorias de UAS até 600 kg, em detrimento da STANAG 4671 - UAV System Airworthiness Requirements (USAR). Pode-se verificar, tal como no setor civil, a falta de respostas adequadas neste setor que vai crescendo rapidamente e que, sem dúvida alguma será o futuro da aviação (Neubauer, Günther, & Füllhas, 2007).

O dimensionamento conceptual de um UAV é muito semelhante ao de uma aeronave tripulada mas os seus requisitos podem ser mais “brandos” devido a:

- Não haver requisitos de segurança para a tripulação;
- Possibilidade de voar em áreas restritas;
- Frota menor de aeronaves;

Mas nem tudo são facilidades pois os requisitos passam a ser específicos devido a não haver um piloto a bordo que possa identificar situações decorrentes do voo, como por exemplo:

- Colisão com aves;
- Formação de gelo;
- Impacto de descarga elétrica devido a trovoadas.

E ainda, possibilidade de queda do UAV e seus efeitos nas pessoas/equipamentos.

É necessário definir requisitos quando um UAV voa numa área populacional ou em espaço aéreo civil. Para isso existem três categorias distintas (Neubauer et al., 2007):

CAT 1: UAVs que voam só em áreas segregadas e sem população, para testes:

- São operados como protótipos de UAVs;
- Devem realizar voos de teste para qualificação de estruturas;
- Devem demonstrar às autoridades em como conseguem operar no espaço aéreo segregado e possui sistema que permite controlar saída da zona.

CAT 2: UAVs que voem num espaço aéreo segregado, sobre áreas populacionais:

- Necessário processo de certificação da estrutura;
- Devem assegurar nível de segurança comparado a aeronaves tripuladas.

CAT 3: UAVs que voem em espaço aéreo civil sem restrições, ou seja, em espaço aéreo não segregado (*sense and avoid* e *transponder ADS-B*):

- Necessário processo de certificação da estrutura;
- Nível de segurança comparado a aeronaves tripuladas.

Há ainda que definir os UAVs por classes (referenciadas na tabela 2) tendo em conta as suas especificações com o intuito de facilitar a comunicação e unificar a estrutura para as diferentes organizações que têm abordagens diferentes (Joint Power Competence Centre, 2010):

Classe	Categoria	Altitude de operação	Raio da missão
I (menos de 150 kg)	Pequena >20 kg	Até 5000 pés acima do solo	50 km (linha de vista)
	Mini 2-20kg	Até 3000 pés acima do solo	25 km (linha de vista)
	Micro < 2kg	Até 200 pés acima do solo	5 km (linha de vista)
II (150 a 600 kg)	Tático	Até 10000 pés acima do solo	200 km
III (mais de 600 kg)	Combate	Até 65000 pés	Ilimitada (além da linha de vista)
	HALE (High-Altitude Long-Endurance)	Até 65000 pés	Ilimitada (além da linha de vista)
	MALE (Medium-Altitude Long-Endurance)	Até 45000 pés	Ilimitada (além da linha de vista)

Tabela 2 Classificação de UAVs por classe. NATO, 2009

3 Aeronaves elegíveis para UAV/UAS

Neste capítulo são apresentados exemplos de aeronaves existentes hoje em dia no mercado, certificadas com as normas europeias CS-VLA e CS-LSA e que são elegíveis para a transformação em UAV/UAS de classe II.

É importante ter em atenção que as aeronaves apresentadas de seguida consigam cumprir as características mínimas da classe II de UAVs apresentados na tabela anterior, pois não é viável escolher aeronaves para transformação com desempenho aquém dos valores mínimos.

Para a escolha das aeronaves são tidas em consideração as seguintes características, as quais são compagináveis com o tipo de UAV/UAS que se pretende operar:

- MTOW e *payload*;
- Velocidades mínima e máxima;
- Altitude de operação;
- Raio de ação;
- Autonomia.

Caraterísticas	Aeronaves							
	Evektor SportStar RTC	Evektor Harmony	Skyleader 600	Skyleader GP ONE	Diamond DA-20	Tecnam P2002 JF	Blackshape Prime	AERO AT3
MTOW (kg)	600	600	600	600	730	620	Até 620	582
Peso vazio (kg)	310	311	320	297.5	529	370	296.5	360
Vel. mínima* (km/h)	74	74	61	50	83	72	65	82
Vel. máxima** (km/h)	270	270	265	250	303	230	340	236
Teto de serviço (m)	4720	4720	4572	3048	4000	4572	3650	4000
Raio de alcance*** (km)	1300	1300	1600	1200	1007	1090	1100	1230
Autonomia (h)	9	9	8.5	7	5.1	5	4.5	6
Certificação	CS-LSA	CS-LSA	CS-LSA	CS-LSA	CS-VLA	CS-VLA	CS-VLA	CS-VLA

Tabela 3 Exemplos de aeronaves elegíveis para transformação em UAV/UAS

* Velocidade de perda, com flaps

** Velocidade a não exceder

O peso da aeronave em vazio (*aircraft operation empty weight*) fornecido pela empresa que projeta a aeronave inclui (Torenbeek, 1982):

- A estrutura da aeronave - estruturas principais e secundárias;
- Motor e hélice;
- Sistemas da aeronave (navegação, hidráulico, pneumáticos, combustível, elétrico, eletrónico, anti-gelo);

- Fluidos (por exemplo, fluidos hidráulicos).

Segundo a informação fornecida pela Força Aérea Portuguesa, uma das missões típicas de um UAS da categoria em análise seria a vigilância em permanência da costa portuguesa, num corredor compreendido entre a costa e a faixa de concentração de navios ao longo do corredor marítimo (corredor AIS), até 100 km da costa. Neste tipo de missão as características mais importantes são, sem dúvida, a autonomia da aeronave e a capacidade de sobrevivência. Das aeronaves mencionadas na tabela acima, é de realçar que as certificadas com a norma CS-LSA apresentam maior autonomia em comparação com as aeronaves certificadas com a norma CS-VLA.

A aeronave escolhida para estudo é o Evezkor SportStar RTC, representada na imagem. Apresenta, de origem, uma autonomia de 9 horas, uma velocidade máxima de 270 km/h (o que permite chegar ao local da missão rapidamente), alcance de 1300 km e um teto de serviço de 4720 m. Outro aspeto importante é a carga útil (*payload*) que se define como a diferença entre o MTOW e o peso da aeronave (com equipamento), sendo neste caso igual a 290 kg. O SportStar RTC contém um tanque integrado em cada asa com a capacidade de 60 litros. O combustível utilizado é o AVGAS 100LL que apresenta uma massa específica de 0,718 kg/l, ou seja, o peso total de combustível é de 86,16 kg (Shell, 1999). Subtraindo a massa específica total de combustível à carga útil, obtém-se para o peso de *payload* sensivelmente de 204 kg.



Figura 8 Evezkor SportStar RTC

Fonte: (Evezkor, 2016)

4 Sistemas a remover da aeronave tripulada

Neste capítulo são apresentados os sistemas que terão de ser removidos da aeronave tripulada a fim de se implementarem os devidos sistemas para a operação de um UAV.

Para se efetuar a conversão de uma aeronave tripulada num sistema UAS/UAV é necessário ser feita uma mudança do interior da aeronave com a remoção de todos os sistemas que são indispensáveis para um voo tripulado mas dispensáveis para um voo não tripulado.

De seguida são apresentadas quatro tabelas com os componentes base do cockpit do Evezor SuperStar RTC e respetivas massas, bem como a referência de cada componente de acordo com a norma MIL-STD-1808 C (Evezor, 2016b), (Aircraft Spruce and Specialty Co., 2016):

Componente	Massa (kg)	MIL-STD-1808 C
Indicador da velocidade do ar	0,272	46-30
Altímetro	0.592	46-30
Variómetro	0.150	46-30
Indicador de derrapagem	0.860	46-30
Horizonte artificial	1.200	46-30
Giroscópio direcional	1.100	46-30
Bússola	0.272	46-30
Total	4.446	

Tabela 4 Instrumentos de voo e respetivas massas

Componente	Massa (kg)	MIL-STD-1808 C
Indicador RPM	0.368	77-10
Indicador da temperatura dos cilindros do motor	0.142	77-20
Indicador da quantidade de combustível (x2)	0.282	28-40
Indicador da pressão do combustível	0.450	28-40
Indicador da temperatura do óleo	0.181	79-30
Indicador da pressão do óleo	0.142	79-30
Termómetro de temperatura exterior	0.113	46-10
Voltímetro	0.180	39-10

Contador de horas de trabalho do motor	0.300	77-50
Total	2.158	

Tabela 5 Instrumentos relativos ao motor e respectivas massas

Componente	Massa (kg)	MIL-STD-1808 C
Garmin GTR225A + Transponder Garmin GTX 328 (mode S) + ACK A30	4.030	23-20 48-20

Tabela 6 Aviônicos e respectiva massa total

Componente	Massa (kg)	MIL-STD-1808 C
Assento (x2)	5,000	25-20
Cockpit, carpetes, painéis laterais, apoio de braço	3,000	31-10
Extintor	2,300	26-20
Martelo de emergência	0,600	25-60
Kit de primeiros socorros	1,600	25-60
Total	12,5	

Tabela 7 Variados componentes e respectivas massas

O subsistema de comando da aeronave é cerca de 1-2% do MTOW, então, este sistema a retirar, apresenta uma massa de cerca de 6 kg (Kundu, 2010). O SportStar contém ainda um gerador com uma massa de 0,4 kg e uma bateria com uma massa de 4 kg.

A massa total retirada é então cerca de 34 kg, o que traduz num aumento do *payload* de 204 para 238 kg.

5 Implementação dos sistemas

Neste capítulo é tratada a implementação dos sistemas necessários para a operação do UAV. É necessário ter em conta a disposição dos sistemas para o CG se manter dentro dos limites de projeto e o UAV se manter controlável e estável.

Irá ser dividido em quatro subcapítulos, a saber:

- Sistemas que compõem a aeronave base;
- Sistemas de missão;
- Sistemas de emergência;
- Sistemas redundantes.

5.1 Sistemas base

Os sistemas base são aqueles que garantem o voo controlado, a segurança de uma aeronave e que ao mesmo tempo respondem aos requisitos específicos das autoridades aeronáuticas. Destacam-se os aviônicos, seus subsistemas e sistema de comunicação. É importante ter em atenção o peso, dimensões e energia necessária para cada sistema, bem como a sua disposição na fuselagem pois afetam o desempenho da aeronave (Gundlach, 2012).

5.1.1 Aviônicos

A palavra *aviônicos* é composta por justaposição das palavras *aviação* e *eletrônicos*. São todos os sistemas eletrônicos a bordo do UAV com a exceção do sistema de energia elétrica, que é considerado um subsistema na perspectiva dos aviônicos (Gundlach, 2012).

Estes sistemas terão de ser projetados para serem fiáveis no ambiente exigente em que irão operar. Estão sujeitos, entre outros, a condições que incluem choques, vibrações, temperatura e acelerações que podem levar à falha do componente. Por exemplo, um sistema que esteja colocado mais perto do trem de aterragem terá de ser mais resistente ao choque e vibrações. Para além de atenuar este problema, as caixas em que os aviônicos são inseridos protegem-nos da humidade, água, poeiras, sal e temperatura.

Há que ter também em conta a compatibilidade e as interferências eletromagnéticas. O primeiro é a maneira como o sistema se comporta devido à presença de um campo magnético, o segundo é o distúrbio que interrompe, obstrui ou degrada o desempenho dos aviônicos incluindo da própria rede elétrica da aeronave (Gundlach, 2012).

Outro aspeto de realce é a arquitetura dos aviônicos que pode ser de um, dois ou três segmentos. Um segmento *simplex* é composto por só um segmento, um *duplex* por dois segmentos e um *triplex* por três. Um UAV que seja composto por um só segmento e quando um

componente crítico falha, é inevitável a perda da aeronave. Portanto os dois outros segmentos foram criados para melhorar a fiabilidade através de redundância. (Gundlach, 2012).

5.1.1.1 Sistemas de navegação (34-00)

Um UAV tem de ser preciso a calcular a sua posição em qualquer ponto da terra e, para tal, obviamente que o sistema de navegação mais comum é o GPS. Apesar de ser um sistema que hoje em dia é comum, estando presente em todos os *smartphones*, a sua utilização é relativamente recente. A sua implementação em programas UAV datam de 1988 no Boeing Condor HALE UAS e de 1995 no NRL SENDER UAS. O uso do GPS está aliado a sensores adicionais para aumentar o nível de rigor da sua posição (Gundlach, 2012).

Uma unidade de medição inercial (IMU) estima, entre outros, a posição, velocidade, acelerações, ângulos e acelerações angulares baseados unicamente em medições inerciais. É composto por acelerómetros que medem as acelerações lineares e posteriormente, integrando no tempo, são calculadas a velocidade e posições; giroscópios que medem os ângulos de arfagem, pranchamento e guinada (ângulos de Euler). As taxas angulares podem ser determinadas a partir das derivadas dos ângulos e razões de Euler e, as segundas derivadas são usadas para descobrir as acelerações angulares.

O sistema de navegação inercial (INS) combina o IMU e o GPS a fim de evitar que pequenos erros na medição da aceleração possam ser agravados ao longo do tempo. O primeiro sistema fornece o estado do UAV enquanto o segundo fornece informação acerca da posição. O INS estima então, entre outros, a posição, velocidade, acelerações, ângulos, taxas angulares e acelerações angulares da aeronave. O vetor de estado do INS é geralmente estimado através do filtro de Kalman que continuamente localiza e atualiza a posição do UAV,

No que concerne a sensores, o *Above-ground-level (AGL)* fornece informações sobre a altura da aeronave em relação ao terreno e é utilizado para evitar a colisão com o solo e ajuda na aproximação final da aeronave à pista. Altímetros a laser e por radar são os mais utilizados sendo que estes últimos apresentam a vantagem de “ver por entre as nuvens”. Mais uma vez, o GPS é utilizado e aliado ao AGL fornece uma leitura mais correta da altitude.

5.1.1.2 Ajuda à aterragem (34-30)

O procedimento da aterragem de um UAV é o momento mais crítico de todo o voo. O GPS por si só não oferece um nível de precisão elevado para a aterragem de um UAV. É utilizado então o método de rádio-frequência que guia a aeronave ao ponto da pista onde deve aterrar ou o método da cinemática em tempo real. Este último traduz-se não num melhoramento absoluto da precisão da posição do UAV mas num melhoramento da precisão da posição (através do *data link*) entre os dois recetores (uma estação fixa com as coordenadas conhecidas e o UAV

que se está a mover) e o GPS. É constantemente calculado e eliminado o erro, sendo o ponto de aterragem enviado para a aeronave.

De seguida é ilustrado o método da temática em tempo real:

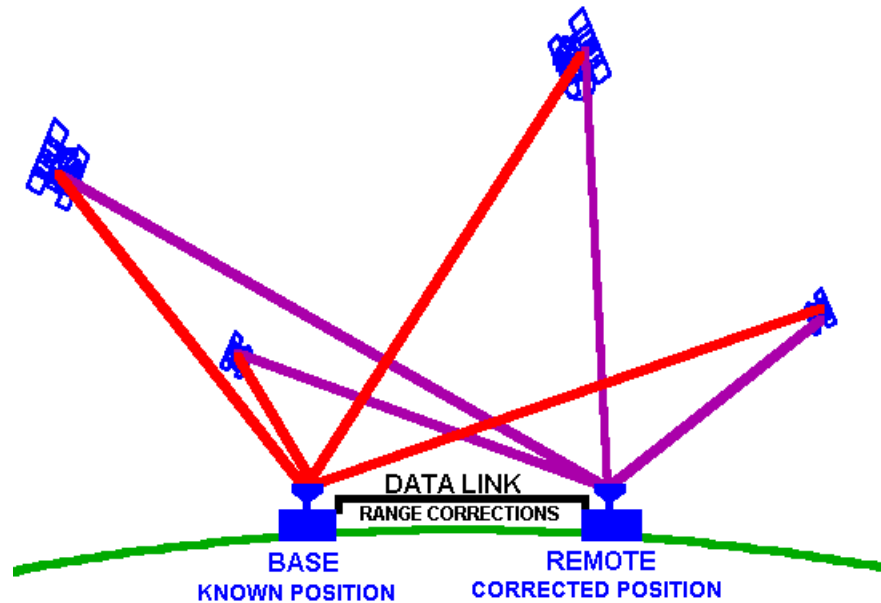


Figura 9 Exemplo do método da temática em tempo real

Fonte:(Dana, sem data)

5.1.1.3 Sistemas de dados do ar (46-10)

A velocidade do UAV não consegue ser obtida exclusivamente através do INS. Para isso é preciso implementar tubos de pitot. Estes são sensores cilíndricos que estão aproximadamente alinhados com o escoamento e medem a pressão dinâmica através da diferença entre a pressão total e a pressão estática, sendo possível calcular a velocidade equivalente e, por conseguinte, a velocidade do ar da aeronave.

5.1.1.4 Pilotos automáticos (22-10)

Os UAVs modernos são equipados com pilotos automáticos avançados capazes de efetuarem um voo autónomo sem a intervenção do operador. É visto como um sistema de *backup* quando a estação de terra perde contacto com o UAV pois este segue uma determinada rota programada.

5.1.1.5 Gestão dos sistemas (46-20)

Este componente de gestão dos sistemas de um UAV executa funções de operação críticas, onde se inclui a troca de informações entre os sistemas de comando e de comunicação, subsistemas e piloto automático. Geralmente a gestão da rota do UAV a altitudes mais elevadas está a cargo deste sistema e não do piloto automático.

5.1.1.6 Sistema de gestão de missão (46-20)

Um sistema de gestão de missão, como o próprio nome indica, gere funções durante a realização de uma missão de um UAV, tais como comandar cargas úteis (por exemplo, câmaras de vigilância) e seleccionar e armazenar dados obtidos durante o voo da aeronave.

5.1.1.7 Controlo do motor (76-00)

Ao contrário de UAVs mais simples controlados por rádio e que possuem motores eléctricos onde só é necessário ajustar a potência, sistemas de controlo do motor num UAV de maior porte com motor de combustão interna são capazes de ajustar a potência, avanço à ignição e mistura. O controlo é efetuado tendo em conta as rotações do motor, posição da cambota, temperatura dos cilindros do motor, altitude e velocidade da aeronave.

5.1.1.8 Processadores (46-20)

Um processador, designado também CPU (*central processing unit*) é um componente de *hardware* que processa os dados e os transforma em informação. Por isso, são uma parte integral do piloto automático, INS, sistema de gestão dos sistemas, sistema de gestão da missão, dispositivos de controlo e sensores.

5.1.1.9 Cablagem (24-40)

Como referido anteriormente, os computadores e dispositivos são conectados através da cablagem. Esta distribui energia e sinais eléctricos pelos diversos sistemas pelo que se estende por toda a fuselagem. Os cabos são protegidos a fim de se prevenir qualquer interferência magnética que possa afetar os sistemas do UAV.

5.1.10 Sistemas de integração do espaço aéreo (48-00)

Um dos critérios para a integração de UAVs em espaço aéreo segregado é existir um nível de segurança equivalente a uma aeronave tripulada (Gundlach, 2012). Sendo o foco desta dissertação UAVs incluídos na CAT 2 que voam num espaço aéreo segregado e sobre áreas populacionais é fundamental que sejam incluídos sistemas de integração no espaço aéreo.

Os *transponders* (também utilizados em aeronaves tripuladas), transmitem informação acerca do UAV para que o restante tráfego tenha noção da sua presença. Transmitem a sua identidade (que pode ser um código *transponder* atribuído pelo controlo de tráfego aéreo tal como acontece em aeronaves tripuladas), altitude pressão e posição.

Existem vários tipos de *transponders*, a saber (Gundlach, 2012):

- *Mode 3/A* - inclui a identidade da aeronave;
- *Mode C* - inclui a altitude pressão. Geralmente usado em conjunto com o *Mode 3/A*;
- *TCAS (traffic collision avoidance system)* - emite um aviso a outra aeronave quando existe risco de colisão. Identifica manobras de evasão mútuas sendo a estação de terra ou o sistema autónomo a implementar a manobra;
- *ADS-B (automatic collision avoidance system)* - fornece informação da identidade, localização e velocidade;
- *Mode S* - composto pelo *TCAS* e *ADS-B*;
- *Mode 5 - transponder* militar que encripta os dados obtidos a partir do *Mode S* e *ADS-B*.

As referências visuais também são importantes para se evitar uma colisão. O sistema de iluminação de uma aeronave tripulada é demasiado pesado e consome bastante energia, pelo que é necessário implementar um sistema adequado a uma aeronave não tripulada.

Outros dispositivos utilizados são o *synthetic aperture radar* e os radares de busca marítima que podem ser capazes de detetar tráfego aéreo.

5.1.2 Subsistemas

Os subsistemas de um UAV são aqueles que fornecem energia elétrica, sistema de arrefecimento dos aviónicos e controlos de voo (Gundlach, 2012).

5.1.2.1 Sistema de energia elétrica (24-00)

Cargas úteis como câmaras, os sistemas de comunicações e aviônicos necessitam de altas cargas elétricas para funcionarem e que podem ser fornecidas, entre outros métodos, por geradores, baterias ou células solares.

Os alternadores convertem a energia mecânica produzida pelo motor em energia elétrica e em UAVs de maior porte são essenciais para a autonomia ser aumentada.

Baterias são o sistema mais usado para fornecer a energia necessária à aeronave. Baterias de Níquel-Cádmio (NiCD), Níquel-Hidreto Metálico (NiMH) e lítio apresentam uma melhor densidade de energia, embora as baterias de chumbo sejam frequentemente usadas devido a serem mais tolerantes a picos de tensão.

Outro aspeto também importante é o sistema elétrico ter ligação à massa comum, podendo ser um segmento de estrutura metálica.

5.1.2.2 Sistemas de arrefecimento dos aviônicos (21-00)

O sistema de arrefecimento mantém a humidade e a temperatura dentro dos limites de operação dos componentes instalados no UAV a fim de manter a sua fiabilidade.

Existem várias formas de o fazer, entre as quais (Gundlach, 2012):

- *Ram air cooling* - o ar entra no interior do UAV através de uma abertura na fuselagem o que pode levar à entrada de água e poeira;
- *Conductive cooling* - estruturas de condução de calor transferem o calor dos componentes para um dispositivo de arrefecimento, como por exemplo uma placa de refrigeração;
- *Air conditioner* - arrefecimento feito através de compressores;
- *Spray cooling* - um fluido é vaporizado nos componentes evaporando-se de seguida;
- *Fans* - fans conduzem ar para os componentes para os arrefecer.

5.1.2.3 Sistema de combustível (28-00)

Um UAV que seja movido através de um motor de combustão interna necessita de um sistema de combustível que inclui tanques de combustível, sensores, bombas e linhas de combustível.

A aeronave a ser convertida já terá dois tanques mas poderão ser implementados mais para aumentar a sua autonomia.

Um aspecto importante a ter em consideração é o CG (centro de gravidade) do UAV. O CG terá de se manter dentro dos limites de projeto (limite dianteiro e traseiro da aeronave) para a aeronave se manter controlável, como é demonstrado na figura seguinte:

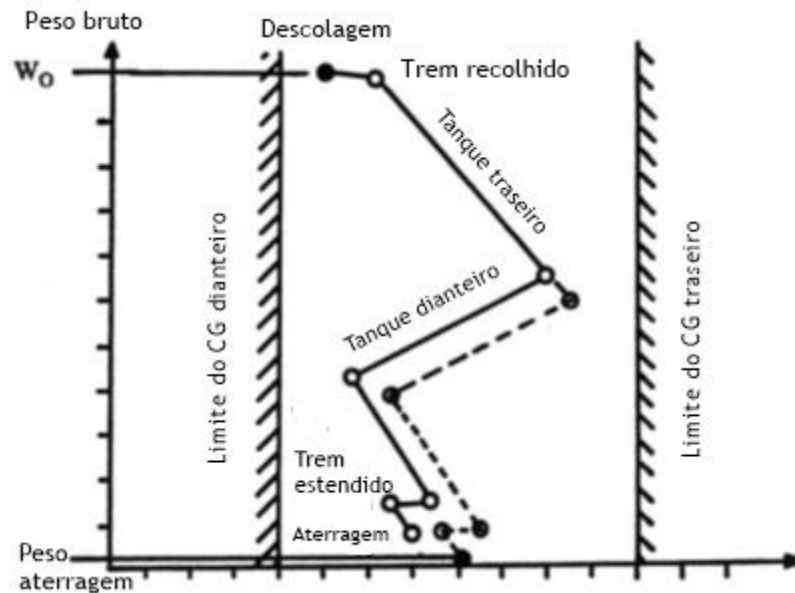


Figura 10 Exemplo do passeio do Centro de Gravidade

Fonte: (Raymer, 1992)

O centro de gravidade poderá ser gerido através das bombas e válvulas de combustível para que, por exemplo, se transfira combustível entre os diversos tanques.

5.1.3 Sistemas de comunicação

Os sistemas de comunicação permitem a comunicação entre o UAV e os operadores na estação de terra, sendo as comunicações RF (rádio-frequência) as mais utilizadas. Estas utilizam uma porção do espectro magnético para transmitir as informações através de ondas eletromagnéticas que estão agrupadas em bandas.

5.1.3.1 Elementos dos sistemas de comunicação (23-00)

O sistema de comunicação é composto por variados elementos que podem ser integrados de diversas formas (Gundlach, 2012). Um *data link* é um sistema que permite conectar duas entidades localizadas em duas localizações diferentes com a finalidade de transmitir e receber informação. (The free dictionary, 2016). Existem dois tipos de *data links* que são usados em UAVs, a saber: *simplex link* que envia informação só num sentido e *full duplex link* que comunica simultaneamente em ambas as direções. São compostos por *modems*, transmissores, amplificadores e antenas. A palavra *modem* é uma conjunção das palavras “modular” e

“desmodular”, isto é, modula os dados numa frequência para ser transmitido e realiza o processo inverso, desmodulando os dados para que sejam recebidos pelo sistema. O transmissor recebe os dados do *modem* e transmite-os numa onda RF. De uma forma similar, o recetor recebe o sinal da antena recetora e envia o sinal modulado para o *modem* recetor. O amplificador aumenta o sinal RF para este se propagar a distâncias mais longas.

O esquema seguinte retrata o processo descrito:

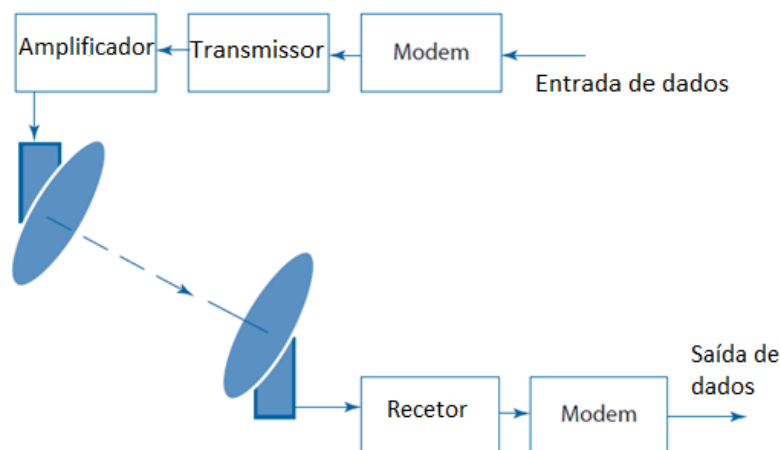


Figura 11 Diagrama do sistema de comunicações

Fonte: (Gundlach, 2012)

Interferências são inevitáveis e resultam da vibração dos eletrões no circuito. Para se atenuar este efeito o poder do amplificador terá de ser o mais alto possível, as perdas nos cabos e antenas devem ser minimizadas e, no recetor, deverá ser usado um amplificador específico denominado de *low noise amplifier*.

5.1.3.2 Antenas (23-00)

Antenas RF emitem ou recebem energia RF e o seu tamanho e configuração estão limitadas por constrangimentos físicos e operacionais. A sua integração tem de ser um compromisso entre o impacto aerodinâmico e alcance, sendo que a sua integração deve ser tida em conta no projeto conceptual.

As antenas contribuem de forma significativa para o arrasto total da aeronave. Integrar as antenas dentro de superfícies, como os estabilizadores horizontais ou *winglets*, pode ser uma das formas de eliminar este efeito negativo (Gundlach, 2012).

As antenas podem ser integradas de diversas formas, a saber (Gundlach, 2012):

- Parte inferior da fuselagem;
- Parte superior e frontal da fuselagem ou atrás das asas;
- Integradas em *winglets*;
- Na parte superior de caudas verticais ou superfícies de cauda em V.

5.1.3.3 Tipos de sistema de controlo (27-00)

O *data link* do comando e controlo do UAV permite ao operador de terra controlar a aeronave. Este recebe informação do estado da aeronave e a partir dessas informações controla-a. Trata-se de um elemento crítico ao voo pelo que é necessário um sistema redundante (abordado no capítulo 5.4 Sistemas redundantes). Num UAV militar é necessário encriptar as informações do *data link* para não existirem interferências de terceiros.

O *payload link* transmite dados sobre as cargas úteis do UAV. É um elemento crítico à missão mas não ao voo. É fundamental em missões de reconhecimento, busca e salvamento que utilizam, por exemplo, câmaras.

5.1.3.4 Comunicações ar-ar (23-00)

Ao invés de se utilizar uma estação de controlo terrestre, pode-se utilizar uma estação aérea, a fim de se aumentar o raio de ação das comunicações. Para tal podem ser usadas, por exemplo, aeronaves tripuladas. Estas, para aumentar o raio de ação das comunicações, devem operar a uma altitude mais elevada. O UAV e a aeronave tripulada devem usar o mesmo tipo de sistema de comunicação.

5.1.3.5 Comunicações em linha de vista (23-00)

A distância a que a antena terrestre consegue comunicar diretamente com o UAV tendo em conta a curvatura da terra é conhecida como o modelo dos 4/3 da Terra. Esta é baseada nas características das transmissões RF. A linha de vista, em milhas náuticas, é dada por:

$$R = 1.23 (\sqrt{H} + \sqrt{h})$$

Onde:

H é a elevação da antena acima do solo

h é a altitude da aeronave

O sistema de comunicação em linha de vista, traduzido numa figura:

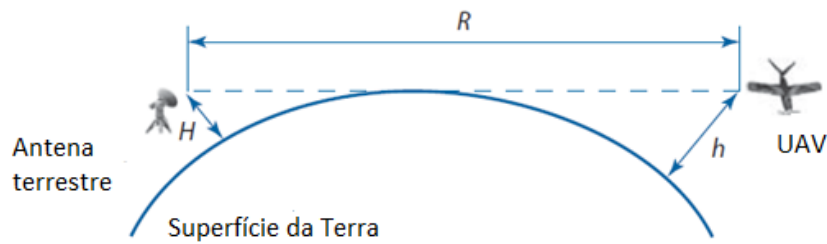


Figura 12 Geometria das comunicações linha de visão

Fonte: (Gundlach, 2012)

5.1.3.6 Comunicações além da linha de vista (23-00)

Quando o transmissor e o recetor não conseguem comunicar diretamente devido à curvatura da Terra ou terreno, é necessário utilizar outros métodos. Podem ser utilizadas outras plataformas aéreas como aeronaves tripuladas e balões para ser possível manter comunicação entre a estação de terra e o UAV. Porém, outra forma mais viável é usar comunicações por satélite (SATCOM) que permitem a transmissão de informação a distâncias superiores. Este sistema permite lançar e recuperar o UAV com comunicações linha de vista enquanto o resto da missão é efetuada com comunicações além da linha de vista. Este processo é denominado de *remote split operations* (Gundlach, 2012).

O sistema de comunicação além da linha de visão, traduzido numa figura:

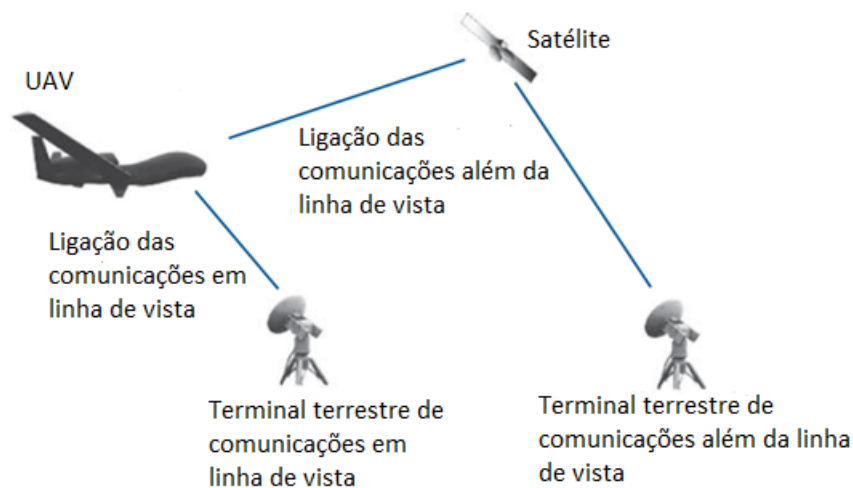


Figura 13 Geometria das comunicações além da linha de visão

Fonte: (Gundlach, 2012)

5.2 Sistemas de missão

Na já referida missão típica existem vários sistemas que podem ser implementados.

Um desses sistemas é uma câmara *Gimbal* a que podem ser adicionados sensores adicionais como *lasers* marcadores de posição e *lasers* que medem a distância até ao objeto a ser observado. Como tal este sistema terá de ser implementado como se de um STC (*Supplemental Type Certificate*) se tratasse pois é para ser instalado a uma aeronave que já possui um TC (*Type Certificate*).

Assim, será necessário fazer modificações na parte dianteira da fuselagem a nível estrutural, o que implica uma modificação no *type design* da aeronave (European Aviation Safety Agency, 2012).

Outro sistema de missão que poderá ser implementado é o *Synthetic Aperture Radar* (SAR) que é mais vantajoso em relação à câmara *Gimbal* em situações meteorológicas menos favoráveis, como na presença de nevoeiro e nuvens.

Compete ao operador a seleção dos sistemas de missão, que está dependente das capacidades e custos destes.

5.3 Sistemas de emergência

Os sistemas de emergência de um UAV correspondem aos equipamentos autónomos ou não que atuam de modo a que tendo sido perdido o controlo sobre a aeronave não tripulada ou estando tal em vias de ocorrer, seja possível atuar sobre a missão evitando que coloque em causa a segurança de pessoas e bens, incluindo poder ser detetada para o caso de se ter despenhado.

São sistemas de emergência os que abaixo são referidos.

5.3.1 Paraquedas (25-60)

Os paraquedas são comumente utilizados para a recuperação de aeronaves não tripuladas mas também são usados como dispositivos de emergência. (Gundlach, 2012). São muitos os fatores que podem levar à queda de um UAV. Por exemplo, a falha do trem de aterragem, motor ou baterias (mesmo sendo o caso de estudo um UAV complexo com sistemas redundantes, também estes podem falhar), o mais indicado será recuperar o UAV através da abertura do paraquedas. Estes fornecem uma baixa razão de descida e baixa velocidade horizontal, essencial para a aterragem de emergência em segurança da aeronave. É necessário ter em conta que a abertura do paraquedas não poderá interferir com a fuselagem e o sistema propulsivo e ainda que, aquando da abertura do paraquedas, são induzidas forças e momentos

na fuselagem pois as linhas estão normalmente localizadas a uma certa distância do centro de gravidade da aeronave. (Gundlach, 2012)

5.3.2 Sistema de extinção e sistemas de gás inerte (26-20)

Os tanques de combustível apresentam sempre o risco de fogo quando se encontram parcialmente cheios e quando existe contacto com uma fonte de ignição. Esta pode ser eletricidade estática ou fios elétricos. Para prevenir que o fogo se alastre podem ser utilizados diversos métodos, tais como: extintores e sistemas de gás inerte. (Gundlach, 2012)

5.3.3 *Emergency Locator Transmitter* (25-60)

O *Emergency Locator Transmitter* (ELT) é um dispositivo que deteta desacelerações pouco usuais, como as que estão associadas a uma queda da aeronave e, conseqüentemente transmite um sinal numa determinada frequência para que o operador saiba o local do acidente (Langley flying school, 2016).

5.4 Sistemas redundantes

Existem variados sistemas redundantes numa aeronave que aumentam a sua fiabilidade, desde comunicações a circuitos elétricos, sendo que neste subcapítulo irão ser indicados os mais indicados para um UAV (Gundlach, 2012).

O tubo de pitot que, como já referido anteriormente, é um sistema frágil que pode ser afetado por gelo, água, insetos, poeira e detritos, necessita de um sistema redundante (Gundlach, 2012).

A fim de se evitar a perda de controlo e comando do UAV, é necessário um *data link* de comando e controlo redundante quando o principal falha. O sistema redundante deve usar frequências e diferentes bandas com a finalidade de aumentar a fiabilidade de missão, ou seja, a sobrevivência do UAV/UAS.

Ainda na parte do controlo, o sistema de controlo de voo, deve ter um sistema redundante.

Deve ser ainda implementada uma bateria de reserva para ser usada em caso de falha do alternador.

5.5 Sistemas a implementar no Evektor SportStar RTC

Depois de retirados os sistemas dispensáveis da aeronave (ou seja, os que acrescem ao sistema base da aeronave original) em estudo e, de uma forma geral, terem sido abordados os sistemas a implementar num UAV, neste subcapítulo são apresentados os sistemas a implementar no Evektor SportStar RTC.

Componente	Massa(kg)
INS (Israel Aerospace Industries, sem data)	8,5
Flight Control Unit (ADCOM, sem data)	0,9
Sistemas de dados de ar (Curtiss-Wright, 2015)	0,375
Piloto Automático (UAV navigation, 2015)	0,18
Sistema de gestão dos sistemas (Curtiss-Wright, 2012)	16
Sistema de gestão da missão	Não foi possível apurar
Controlo do motor (Cobham, sem data)	0,595
Processadores (X-ES, sem data)	7,20
Transponder mode S (AAMSI, 2012)	10
Sistema de luzes (Whelen Engineering Company, 2010)	0,09
Total	43,84

Tabela 8 Aviónicos e respetivas massas

Componente	Massa (kg)
Baterias (x4) (Tattu, 2014)	14,692

Tabela 9 Baterias e respetiva massa

Componente	Massa (kg)
<i>Data-link</i> de comando UHF (Rockwell Collins, 2015)	0,203
<i>Data-link</i> de <i>payload</i> (Cahon Systems Inc, sem data)	13,6
Antena UHF (Pharad, 2011)	0,075
Total	13,878

Tabela 10 Sistemas de comunicação e respetivas massas

Componente	Massa (kg)
Paraquedas (Evektor, 2012)	13
<i>Emergency Locator Transmitter</i> (Aircraft Spruce, 2016)	1,27
Total	14.27

Tabela 11 Sistemas de emergência e respetiva massa

Componente	Massa (kg)
<i>Data-link</i> de comando redundante (Rockwell Collins, 2015)	0,203

Tabela 12 Data link de comando e respetiva massa

Componente	Massa (kg)
<i>Advanced Multi-Spectral Imaging System</i> (Câmara Gimbal, <i>laser pointer</i> , <i>laser range finder</i>)	9
<i>Synthetic Aperture Radar</i> (Selex ES, 2014)	10
Total	19

Tabela 13 Payload e respetiva massa

A massa total dos sistemas a serem implementados é de cerca de 106 kg. Assim o total de *payload* a ser instalado no UAV/UAS ascende a cerca de 132 kg.

A fim de se comparar se, em termos práticos, uma conversão de uma aeronave tripulada num UAV é viável, irá ser comparada a aeronave em estudo com um UAV do mercado da mesma Classe. O UAV é o Hermes 450 (que apresenta as características mais aproximadas das da aeronave SportStar RTC) com as seguintes características (Elbit Systems, 2016), (Motherboard, 2015), (Israeli-Weapons, sem data):

- MTOM: 550 kg;
- *Payload*: 180 kg;
- Autonomia: 17h;
- Velocidade máxima: 176 km/h;
- Velocidade de perda: 77 km/h;
- Preço de mercado: 894158 €.



Figura 14 Hermes 450

Fonte: (Israeli-Weapons, sem data)

6 Metodologia de conversão de aeronave tripulada em UAV

6.1 Abordagem conceptual

Neste capítulo apresenta-se a metodologia que face às limitações inicialmente referidas é considerada a abordagem compatível com as orientações pretendidas por parte da Força Aérea Portuguesa.

Assim, a figura 15 apresenta graficamente a abordagem adotada no processo de conversão de uma aeronave tripulada em UAV com a respetiva homologação.

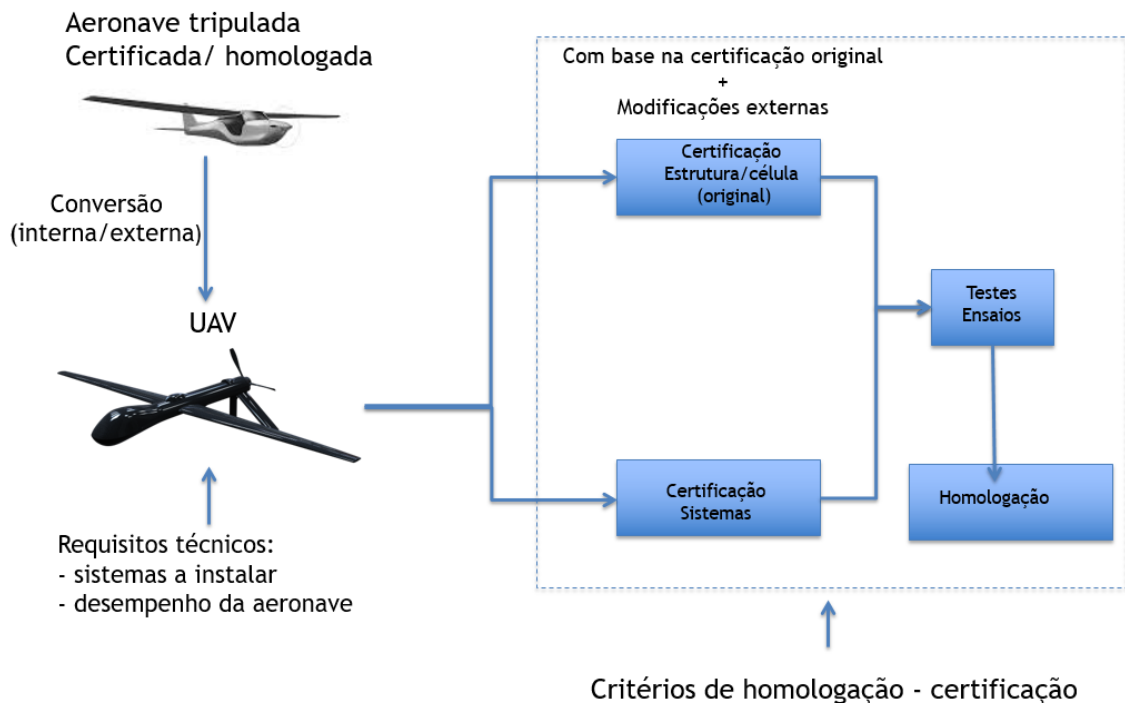


Figura 15 Flow chart do processo de conversão

No que concerne à abordagem ela é a seguinte: partindo de uma aeronave tripulada devidamente homologada pelas autoridades competentes, modifica-se a aeronave original (interna e externamente) para operar como UAV, tendo em conta os requisitos técnicos a cumprir.

Após todas as modificações na aeronave tripulada para se converter num UAV, os sistemas implementados terão de ser certificados e, devido à modificação externa na fuselagem, a célula da aeronave terá de ser certificada.

De seguida terá de passar por uma série de testes e, só depois de cumpridos, o UAV é homologado. Neste caso de estudo será homologado e obterá um *permit to fly* temporário se

cumprir a norma militar STANAG 4703 para aeronaves de asa fixa, com MTOW não maior que 150kg e com energia de impacto² maior que 66J, que pretendam operar regularmente em espaços aéreos não segregados.

A opção *permit to fly* comumente usada em aeronaves protótipos, candidatas a homologação³ i.e., abrange as seguintes situações:

- “*production flight testing for the purpose of conformity establishment;*
- *delivery/export flight of a new aircraft the design of which is approved;*
- *demonstrating continuing conformity with the standard previously accepted by the Agency for the aircraft or type of aircraft to qualify or re-qualify for a (restricted) certificate of airworthiness.*”

Como se observa na legislação da EASA, i.e., em “*Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)*” um *permit to fly* tem natureza temporária e não poderá substituir uma homologação ou se quisermos uma licença de aeronavegabilidade permanente de tipo *Type Certificate*.

Para que tal possa ocorrer, tal como nas aeronaves tripuladas as autoridades aeronáuticas terão que emitir as competentes CS (no caso da EASA) habilitando as entidades que dimensionam os UAV/UAS a pedir o respetivo *Type Certificate*, ou equivalente.

E a mesma metodologia é extensível aos UAV/UAS militares competindo à respetiva autoridade aeronáutica do setor da Defesa definir os requisitos de homologação dos UAV/UAS.

Nesta opção de obtenção de um UAV/UAS militar partindo de uma aeronave civil homologada também a autoridade aeronáutica militar terá que definir o processo de certificação, nomeadamente que parte da homologação da aeronave tripulada (estrutura e motores) seja aceite no processo do UAV/UAS.

De facto, embora não se possam diretamente comparar pois as normas civis homologam aeronaves tripuladas e a norma militar homologa UAVs, existem aspetos comuns entre elas, o que se traduz num processo de homologação do UAV menos extenso. A aeronave tripulada em estudo é certificada com a norma CS-LSA, mas também a norma CS-VLA será objeto de comparação com a STANAG.

Assim, para identificar a viabilidade de adotar a abordagem acima, as próximas secções comparam a normalização STANAG vocacionada para UAV/UAS militares com as normas civis que estão na base de certificação das aeronaves civis consideradas neste estudo.

² A energia de impacto deve ser calculada no pior caso de velocidade terminal baseado nas condições previsíveis de falha, de acordo com a Autoridade de Certificação.

³ Ver <https://www.easa.europa.eu/easa-and-you/aircraft-products/permit-fly>




6.2 Comparação entre a STANAG 4703 e a CS-LSA

A CS-LSA é aplicável a aeronaves monomotor desportivas que voem segundo as regras de voo visual somente durante o dia e com MTOM de 600 kg, velocidade de perda máxima na configuração de aterragem não superior a 83 km/h, com capacidade não superior a duas pessoas (incluindo piloto) e uma cabine não pressurizada.

Neste subcapítulo são apresentados os pontos em comum entre a norma militar e a norma civil e se um ponto da norma civil for semelhante à norma militar, será marcado com um ✓, caso contrário com um ✗. Quando a norma civil, em parte tem pontos em comum com a militar, será marcado um ✓✗.

A avaliação das normas CS tem por base os elementos disponíveis em termos de fontes abertas (sem classificação de segurança) e não restringidas em termos comerciais

STANAG 4703	CS-LSA	Verificação
Em voo manual, um aviso deve ser emitido ao operador do UAV quando se aproximar das condições de perda.	Um aviso deve ser emitido suficientemente antes da velocidade de perda.	✓
Drenagem e ventilação devem ser utilizados para prevenir a acumulação de vapores inflamáveis.	Devem ser retirados os fluidos inflamáveis ou humidade das áreas do compartimento do motor.	✓
Os componentes do sistema de arrefecimento devem operar em todas as condições em que o UAV operar.	Os componentes do sistema de arrefecimento devem operar em todas as condições esperadas.	✓
O sistema de escape deve eliminar os gases de escape sem o risco de incêndio.	O sistema de escape deve eliminar os gases de escape sem o risco de incêndio.	✓
Um manual de voo deve ser fornecido ao operador do UAV e deve definir os procedimentos de operação, limitações e <i>performance</i> para operações normais e condições de emergência.	Cada aeronave deve conter um manual de voo ou um <i>Pilot's Operating Handbook</i> que cumpra a Subpart G.	✓
O manual de voo fornecido ao operador do UAV não deve ser ambíguo e deve definir: <ul style="list-style-type: none"> - Procedimentos de operação, e 	O manual de voo deve incluir: <ul style="list-style-type: none"> - Limitações; - Peso e centragem; 	

<ul style="list-style-type: none"> - Limitações de operação, e - Informação da <i>performance</i>, Para: - Operações normais, e - Condições de emergência; <p>Manobras para evitar possíveis conflitos aéreos.</p>	<ul style="list-style-type: none"> - Pesos de operação e carregamentos; - Centro de gravidade; - <i>Performance</i>; - Informações sobre os procedimentos normais e de emergência. - Tabelas de combustível; - Tabelas de óleo. <p>(É de notar que existem diferenças entre uma aeronave tripulada e uma não tripulada, pelo que os procedimentos irão ser diferentes)</p>	
<p>Fornecer instruções para a aeronavegabilidade continuada da estrutura, motor, hélice e qualquer subsistema que requer inspeção, substituição (e.g, partes com vida limitada), ajuste, lubrificação.</p>	<p>Deve ser fornecido um manual de manutenção que contenha informação que o candidato à certificação considere essencial para uma manutenção adequada.</p>	
<p>Os motores de combustão interna são tratados no Anexo C. Diferenciam-se em relação à norma civil em:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Ligações elétricas: todos os componentes devem ter uma ligação à massa do motor; - Durabilidade: o <i>design</i> e construção do motor deve minimizar a probabilidade da ocorrência de condições inseguras entre revisões; - Sistema de óleo: todas as partes que não sejam capazes de aceitar contaminantes devem ser providas de um filtro. Se o filtro principal não tiver um <i>bypass</i>, deve haver maneira de o operador do UAV de impedir o bloqueio, bem como as instruções para o fazer. Se for 	<p>Os motores de combustão interna são tratados na Subpart H da CS-22.</p>	


<p>implementado um <i>by-pass</i>, a sua operação deve ser segura. Cada tanque de óleo deve conter um indicador da quantidade do óleo, meio de impedir que o tanque seja inadvertidamente cheio;</p> <ul style="list-style-type: none"> - Compatibilidade eletromagnética: o sistema de ignição do motor deve ser electromagneticamente compatível com os restantes sistemas do UAV; - Capacidade de o motor reiniciar: a Autoridade Certificadora pode requerer capacidades para o motor reiniciar. 		
<p>As hélices são tratadas no Anexo F da STANAG.</p>	<p>As hélices são tratadas na Subpart J da CS-22.</p>	<p style="text-align: center;">✓</p>

6.3 Comparação entre a STANAG 4703 e a CS-VLA

A CS-VLA é aplicável a aeronaves monomotor que voem segundo as regras de voo visual somente durante o dia e que com MTOM de 750 kg, velocidade de perda máxima na configuração de aterragem não superior a 83 km/h e com capacidade não superior a duas pessoas.

É feita a comparação entre a norma civil CS-VLA e a norma militar STANAG 4703. São analisadas ponto a ponto e, se um ponto da norma civil for semelhante à norma militar, será marcado com um ✓, caso contrário com um ✘. Quando a norma civil, em parte tem pontos em comum com a militar, será marcado um ✓✘.

- ESTRUTURAS

STANAG 4703	CS-VLA	
<p>O candidato deve definir e justificar uma margem positiva além do envelope máximo de operação para estabelecer as cargas de projeto:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Margem positiva entre a velocidade máxima de <i>design</i> e a velocidade máxima de operação. - Um <i>limit load factor of safety</i> ≥ 1 para determinar as <i>limit loads</i> ($\geq 1,25$ para determinar as <i>limit loads</i> nos componentes do sistema de controlo e sua estrutura. - Um <i>ultimate load factor of safety</i> $\geq 1,5$ para descobrir as <i>ultimate loads</i> nas estruturas cuja falha leva a uma situação de perigo ou falha ou $\geq 1,25$ para outras estruturas. <ul style="list-style-type: none"> - multiplicar $\geq 1,5$ ou $1,25$ por: <ul style="list-style-type: none"> - $\geq 2,0$ em peças fundidas; - $\geq 1,15$ em junções; - $\geq 2,0$ em rolamentos ou articulações; - $\geq 4,45$ nas dobradiças das superfícies de controlo; - $\geq 2,2$ nas articulações do sistema <i>push-pull</i>. - Nas estruturas em compósito, quando o fabricante é incapaz de fornecer uma justificação estatística satisfatória para “A” valores (valor acima a que pelo menos 99% da população de valores é esperada com uma confiança de 95%) e “B” valores (valor acima a que pelo menos 90% da população de valores é esperada com uma confiança de 95%) então um fator adicional deve ser usado: 1,2 para 	<p>Multiplicar 1,5 por:</p> <ul style="list-style-type: none"> - 2,0 (pode ser reduzido a 1,25 através de testes) em peças fundidas; - 1,15 nas junções; - Nas estruturas em compósito, quando o fabricante é incapaz de fornecer uma justificação estatística satisfatória para “A” valores (valor acima a que pelo menos 99% da população de valores é esperada com uma confiança de 95%) e “B” valores (valor acima a que pelo menos 90% da população de valores é esperada com uma confiança de 95%) então um fator adicional deve ser usado: 1,2 para casos onde a humidade foi testada à máxima temperatura de serviço ou 1,5 para casos onde não é permitido humidade e temperatura. 	

STANAG 4703	CS-VLA	
<p>casos onde a humidade foi testada à máxima temperatura de serviço ou 1,5 para casos onde não é permitido humidade e temperatura.</p> <ul style="list-style-type: none"> - 1,5 para ligações que são frequentemente montadas e desmontadas 		
<p>O candidato deve identificar os Elementos Estruturais Primários (PSEs) que em caso de falha leva a uma situação de perigo, como por exemplo elementos estruturais do sistema de comando.</p>		✓
<p>Para cada PSE e para todos os equipamentos a bordo, a estrutura deve ser aprovada seguindo os seguintes critérios:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Não haver deformação na presença de <i>limite loads</i>; - Não haver ruturas na presença de <i>ultimate loads</i>. - O sistema de controlo estar livre de interferências, excessiva fricção e deflexão quando <i>limit loads</i> são aplicadas. <p>Para não PSEs, a estrutura deve ser aprovada quando:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Não houver rutura na presença de <i>ultimate loads</i>. 		✗
<p>Um <i>symmetric limit manoeuvring load factor</i> $\geq 3,8$ deve ser estabelecido. Um <i>symmetric negative limit manoeuvring load factor</i> $\leq -1,5$ deve ser estabelecido.</p>	<p>Um <i>symmetric limit manoeuvring load factor</i> $\geq 3,8$ deve ser estabelecido. Um <i>symmetric negative limit manoeuvring load factor</i> $\leq -1,5$ deve ser estabelecido.</p>	✓
<p>Deve haver meio de se evitar que se exceda o <i>maximum load factor</i> em todos os modos da operação, incluindo o modo de voo manual (e.g, sistema de aviso ao</p>		✗

STANAG 4703	CS-VLA	
operador ou proteção do envelope de carga).		
Os <i>limit load factors</i> resultantes de rajadas de ar correspondem a rajadas ascendentes e descendentes com velocidades de 15,2 m/s na Velocidade de Cruzeiro (V_C) e 7,6 m/s na Velocidade Máxima de Cruzeiro ($V_{Cmáx}$)	Os <i>limit load factors</i> resultantes de rajadas de ar correspondem a rajadas ascendentes e descendentes com velocidades de 15,24 m/s na Velocidade de Cruzeiro (V_C) e 7,62 m/s na Velocidade Máxima de Cruzeiro ($V_{Cmáx}$)	✓
Em caso de emergência e recuperação com paraquedas, as cargas devem ser calculadas na pior condição do envelope de peso e voo.		✗
<p>O candidato deve identificar todas as cargas máximas de operação que as PSEs conseguem aguentar no solo considerando as forças externas em equilíbrio com as forças de inércia.</p> <p>Deve ser determinada a pior combinação de cargas na aterragem para todos os possíveis cenários de impacto.</p>		✗
A estrutura deve ser analisada através de testes de voo e no solo a fim de se determinar se as cargas de voo e de solo estão de acordo com as que foram aceites pela Autoridade Certificadora.	Testes dinâmicos, incluindo testes de voo estruturais são aceites se as condições de carregamentos foram simuladas.	✓
A fim de demonstrar que o UAV não é afetado por <i>flutter</i> , reversão dos comandos e divergência em todas as configurações, deve ser aplicada uma margem $\geq 1,2^2 V_D$.	A fim de demonstrar que a aeronave não é afetada por <i>flutter</i> , reversão dos comandos e divergência em todas as configurações, deve ser aplicada uma margem $\geq 1,2 V_D$.	✗
<p>A escolha dos materiais deve ter em conta:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Onde são aplicadas cargas distribuídas num só elemento, em que uma falha leva à perda da integridade estrutural, um mínimo de 	<ul style="list-style-type: none"> - Onde são aplicadas cargas distribuídas num só elemento, em que uma falha leva à perda da integridade estrutural, um mínimo de propriedades mecânicas deve ser garantido (“A” valores-valor acima a que pelo menos 	







STANAG 4703	CS-VLA	
<p>propriedades mecânicas deve ser garantido (“A” valores-valor acima a que pelo menos 99% da população de valores é esperada com uma confiança de 95%);</p> <ul style="list-style-type: none"> - Estruturas redundantes, em que a sua falha resulta numa distribuição do carregamento para outros elementos devem ser calculados com base dos valores de 90% da probabilidade (“B” valores); - Onde a temperatura e a humidade têm influência na capacidade de resistência do material (e.g, compósitos), deve ser considerado o pior cenário de operação. 	<p>99% da população de valores é esperada com uma confiança de 95%);</p> <ul style="list-style-type: none"> - Estruturas redundantes, em que a sua falha resulta numa distribuição do carregamento para outros elementos devem ser calculados com base dos valores de 90% da probabilidade (“B” valores); - Um fator adicional igual a 1,2 para estruturas que estejam sujeitas a humidade, testadas à máxima temperatura de serviço. 	✓
<p>As fontes dos materiais devem ser declaradas e aprovadas pela Agência Certificadora e os processos de fabrico, bem como todo o UAV, devem estar de acordo com o Sistema de Gestão da Qualidade.</p>	<p>Os processos de fabrico devem ser aprovados.</p>	✗
<p>A estrutura deve ser desenvolvida, o mais simples possível para se evitar pontos de concentração de stress.</p>	<p>A estrutura deve ser desenvolvida, o mais simples possível para se evitar pontos de concentração de stress.</p>	✓
<p>Deve ser demonstrado que as PSEs têm capacidade para atingir uma vida útil adequada:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Alumínio e ligas de aço, evidência que os níveis são pelo menos metade da tensão de rutura; - Compósitos, um fator especial ≥ 6 multiplicado pelo <i>ultimate factor</i> $\geq 1,5$. - Para madeira, ANC-18 deve ser usada com referência. 	<p>Deve ser demonstrado que as partes críticas da estrutura têm capacidade para atingir uma vida útil adequada:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Alumínio e ligas de aço, evidência que os níveis são pelo menos metade da tensão de rutura. - Para madeira, ANC-18 deve ser usada com referência. - Para compósitos de fibra de vidro não exceder os 25 daN/mm^2; - Para compósitos de fibra de carbono não exceder os 40 daN/mm^2. 	

STANAG 4703	CS-VLA	
		✓ ✗
A estrutura deve estar protegida contra os fatores ambientais, corrosão e desgaste e deve ser fornecida ventilação e drenagem.	A estrutura deve estar protegida contra os fatores ambientais, corrosão e desgaste e deve ser fornecida ventilação e drenagem.	✓
De acordo com o tamanho do UAV, a proteção contra <i>bird strike</i> deve ser acordada com a Autoridade Certificadora.		✗
Deve haver acessibilidade para a inspeção, ajuste, manutenção e reparação das PSEs e sistema de controlo.	Deve haver acessibilidade para a inspeção, ajuste, manutenção e reparação das PSEs e sistema de controlo.	✓

- PROPULSÃO

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
Os motores de combustão interna são tratados no Anexo C. Diferenciam-se em relação à norma civil em: <ul style="list-style-type: none"> - Ligações elétricas: todos os componentes devem ter uma ligação à massa do motor; - Durabilidade: o <i>design</i> e construção do motor deve minimizar a probabilidade da ocorrência de condições inseguras entre revisões; - Sistema de óleo: todas as partes que não sejam capazes de aceitar contaminantes devem ser providas de um filtro. Se o filtro principal não tiver um by- 	Os motores de combustão interna são tratados na Subpart H da CS-22.	✓ ✗

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p><i>pass</i>, deve haver maneira de o operador do UAV de impedir o bloqueio, bem como as instruções para o fazer. Se for implementado um <i>by-pass</i>, a sua operação deve ser segura. Cada tanque de óleo deve conter um indicador da quantidade do óleo, meio de impedir que o tanque seja inadvertidamente cheio;</p> <ul style="list-style-type: none"> - Compatibilidade eletromagnética: o sistema de ignição do motor deve ser electromagneticamente compatível com os restantes sistemas do UAV; - Capacidade de o motor reiniciar: a Autoridade Certificadora pode requerer capacidades para o motor reiniciar. 		
Deve haver acessibilidade para a inspeção, manutenção e reparação do motor.	O motor deve ser construído e instalado e deve ser acessível para inspeções e manutenção.	✓
O candidato deve garantir que existam meios de deteção de fogo a bordo, e em caso de fogo o operador deve tomar as ações apropriadas. Deve ainda ser estimado o tempo de propagação do fogo.		✗
As hélices são tratadas no Anexo F da STANAG.	As hélices são tratadas na Subpart J da CS-22.	✓
<p>A compatibilidade entre o motor e a hélice deve ser assegurada:</p> <ul style="list-style-type: none"> - A potência do motor e a velocidade de rotação do eixo da 	<ul style="list-style-type: none"> - A potência do motor e a velocidade de rotação do eixo da hélice não devem exceder os limites da hélice; 	

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>hélice não devem exceder os limites da hélice;</p> <ul style="list-style-type: none"> - As RPM máximas do motor não devem exceder, com o acelerador ao máximo durante a descolagem, subida ou voo à $V_{Cmáx}$; não exceder em mais de 110% as rotações máximas durante um voo planado a $V_{Cmáx}$ sem acelerador; - As hélices de metal ou elementos metálicos sujeitos a alto stress devem sofrer vibração, não excedendo os valores fornecidos pelo fabricante da hélice. 	<ul style="list-style-type: none"> - Os limites de carga da vibração para cada eixo e hélice devem ser calculados para todos os padrões de vibração razoáveis. 	
<p>Fluidos de refrigeração devem manter a temperatura dos sistemas de propulsão e fluidos do motor dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante do motor durante todas as condições de operação.</p>	<p>Fluidos de refrigeração devem manter a temperatura dos sistemas de propulsão e fluidos do motor dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante do motor durante todas as condições de operação.</p>	
<p>Se o UAV operar em condições de criação de gelo deve haver maneira de prevenir e eliminar o gelo.</p>	<p>Se a aeronave operar em condições de criação de gelo deve haver maneira de prevenir e eliminar o gelo.</p>	
<p>O sistema de escape não deve colocar o UAV em risco de incêndio.</p>	<p>O sistema de escape deve eliminar os gases de escape sem o risco de incêndio.</p>	
<p>O sistema de combustível deve ser capaz de fornecer a quantidade de combustível necessário em todas as condições do envelope de voo.</p>	<p>Qualquer sistema de combustível deve ser contruído a fim de assegurar que fornece um fluxo de combustível a uma razão e pressão para o motor, sob qualquer condição normal de operação.</p>	
<p>A quantidade de combustível não usável para cada tanque deve ser estabelecida por teste e não deve ser</p>	<p>A quantidade de combustível inutilizável para cada tanque deve ser estabelecida por teste e não deve ser menos que a primeira</p>	

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
menos que a primeira evidência que o motor funciona incorretamente.	evidência que o motor funciona incorretamente.	
Os tanques de combustível devem estar protegidos contra o desgaste devido às vibrações.	Cada tanque de combustível deve aguentar sem falha, vibrações, inércia, fluidos e cargas estruturais.	✓
Os tanques de combustível e suas estruturas de suporte devem ser desenvolvidos para aguentar a pressão desenvolvida durante a aceleração máxima com o tanque cheio.	Os tanques de combustível e suas estruturas de suporte devem ser desenvolvidos para aguentar a pressão desenvolvida durante a aceleração máxima com o tanque cheio em simultâneo com a aplicação das cargas estruturais limite.	✓
O perigo de incêndio resultado da acumulação dos vapores do combustível na zona dos tanques deve ser minimizado.	Cada compartimento de um tanque de combustível deve ser ventilado a fim de se evitar a acumulação de vapores inflamáveis.	✓
Deve haver meio para assegurar que é utilizado o combustível adequado com os níveis de contaminantes e água aceitáveis.	Deve existir um filtro entre a saída do tanque e a entrada do carburador (ou bomba de injeção).	✓
As linhas de combustível devem estar protegidas de vibrações e desgaste.	Cada linha de combustível deve ser instalada a fim de suportar vibração excessiva, devendo aguentar as cargas induzidas pela pressão do combustível e condições de voo.	✓
Linhas de combustível localizadas em áreas sujeitas a calor (compartimentos do motor) devem ser resistentes ao fogo.	Qualquer componente, linha e junção que transporte fluidos inflamáveis, gás ou ar numa área sujeita a condições de fogo no motor devem ser pelo menos resistentes ao fogo.	✓
O sistema de energia elétrica deve fornecer a energia necessária para a ignição do motor e operação dos controlos eletrónicos do motor.	A capacidade da bateria e geradores deve ser suficientemente grande para suplementar as exigências do sistema de ignição do motor e	✓

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
	qualquer sistema elétrico associado à bateria.	
O subsistema de energia deve incluir um voltímetro.	Deve haver meios de indicar ao piloto que é fornecida energia elétrica para uma operação em segurança.	✓
A instalação da bateria deve aguentar com as cargas inerciais.		x
As baterias devem cumprir a <i>performance</i> , requisitos de operação e segurança estabelecidos pelo fabricante da bateria.	As baterias, cabos e controlos associados devem fornecer a energia necessária com a voltagem própria para uma operação segura.	✓ x
Deve haver meio de minimizar o risco de sobreaquecimento/explosão (e.g, arrefecimento, sensor de temperatura)		x
Informações sobre o armazenamento da bateria, operação, manuseamento, manutenção, limitações de segurança e vida da bateria devem estar contidas no manual de aplicação.		x

- SISTEMAS E EQUIPAMENTO

Este subcapítulo não pode ser diretamente comparado pois os sistemas de uma aeronave tripulada são em grande parte distintos de uma não tripulada. Por isso, o candidato deve cumprir na íntegra todos os requisitos deste capítulo da STANAG.

- AERONAVEGABILIDADE CONTINUADA

Para aeronaves tripuladas a aeronavegabilidade continuada é assegurada ao cumprir as normas das PART M e PART 145.



STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>Fornecer instruções para a aeronavegabilidade continuada da estrutura, motor, hélice e qualquer subsistema que requer inspeção, substituição (e.g, partes com vida limitada), ajuste, lubrificação:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Calendários de manutenção programada e não programada; - Instruções de reparação; - Informações de solução de problemas; - Intervalos de inspeção estrutural e procedimentos. 		✓
<p>Devem ser fornecidos meios que permitam a inspeção, ajuste, lubrificação e substituição de partes para assegurar a aeronavegabilidade continuada.</p>		✓
<p>Uma secção denominada “<i>Airworthiness Limitations</i>” deve estar presente no manual de aplicação, contendo prescrições para cada tempo de substituição, intervalo de inspeções e respetivos procedimentos.</p>		✓

• ASPETOS DE AERONAVEGABILIDADE DA OPERAÇÃO DO SISTEMA






STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>As <i>performances</i> nos parágrafos seguintes devem ser determinadas como valores mínimos na presença das condições mais severas, considerando a massa e centragem, condições ambientais, vento, etc.</p>		
<p>Tipos de operação:</p>		



STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<ul style="list-style-type: none"> - Identificar as classes do espaço aéreo onde o UAV está autorizado a operar; - Todas as plataformas a partir das quais as operações do UAV são conduzidas devem ser incorporadas no <i>design</i> do UAV a fim de se garantir os níveis de segurança requeridos. 		X
<p>Velocidade de perda:</p> <ul style="list-style-type: none"> - As velocidades de perda em todas as configurações aerodinâmicas relevantes devem ser determinadas para as combinações mais apropriadas de peso e CG por análise ou teste de voo. - Se as velocidades de perda não forem demonstradas por teste de voo, uma velocidade mínima de demonstração ($V_{minDemo}$) deve ser demonstrada em voo, suficientemente abaixo da velocidade de operação mínima (V_{cmin}). - As velocidades de perda devem ser fornecidas ao operador a fim de se evitar situações indesejadas. 		X
<p>Descolagem.</p> <ul style="list-style-type: none"> - Deve ser demonstrado que a sequência de decolagem é fiável, repetível e segura para cada peso, altitude, temperatura e estado de vento. - A distância de decolagem deve ser determinada como uma área em que poderá existir perigo para o pessoal, terceiros, equipamento e/propriedade. Ventos, precisões de navegação e atrasos nas comunicações devem ser considerados. 	<p>A distância requerida a partir de uma superfície seca, nivelada para ultrapassar um obstáculo com 15 metros de altura deve ser determinada e não ultrapassar os 500 metros.</p> <p>Ao atingir os 15 metros de altura sobre a superfície de decolagem, a aeronave deve ter atingido uma velocidade igual ou superior a 1,3 a velocidade de perda (obtida sem o acelerador,</p>	

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>Para uma descolagem convencional, a MTOW e acelerador ao máximo devem ser calculadas:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Distância de rolamento para descolagem com o mínimo de distância; - Distância para evitar qualquer obstáculo de 15 m de altura; - Velocidade a 15 m de altitude maior que a velocidade de perda (valor a ser acordado com a Autoridade Certificadora); - Velocidade de rotação tal que permita atingir a velocidade necessária para ultrapassar o obstáculo de 15 m de altura. 	<p>hélice na posição de descolagem e MTOW) V_{s1}.</p>	<p>✓ ✗</p>
<p>Subida e descida:</p> <ul style="list-style-type: none"> - A razão de subida do UAV ao nível do mar deve ser, pelo menos, $V_y = 1,5 m/s$, a MTOW, com o trem de aterragem retraído e <i>flaps</i> na posição de descolagem. - A V_x deve ser determinada a MTOW, com o trem de aterragem retraído e <i>flaps</i> na posição de descolagem. 		<p>✗</p>
<p>Precisão da navegação:</p> <ul style="list-style-type: none"> - A precisão da navegação deve ser acordada com a Autoridade Certificadora; - A informação sobre a pior precisão de navegação deve ser fornecida ao operador através do manual de operação; - Quando o sistema de controlo de voo automático ou semi-automático é ativado, um aviso do desvio do plano de voo deve ser emitido. 		<p>✗</p>
<p>Planar:</p>		

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>- A distância horizontal máxima percorrida em ar calmo, em milhas náuticas por 1000 pés de altitude perdida a planar, a velocidade necessária e o tempo de voo devem ser determinados com o motor inoperacional e a hélice na posição de mínimo arrasto, com o trem de aterragem e <i>flaps</i> na posição mais favorável.</p>		
<p>Aterragem:</p> <p>- Deve ser demonstrado que a sequência de aterragem é fiável, repetível e segura.</p> <p>- A distância de aterragem deve ser determinada como uma área em que poderá existir perigo para o pessoal, terceiros, equipamento e/propriedade. Ventos, precisões de navegação e atrasos nas comunicações devem ser considerados.</p> <p>Aterragem convencional:</p> <p>- Uma velocidade de aterragem, bem como um gradiente de descida seguros devem ser determinados com uma margem acima o suficiente da velocidade de perda;</p> <p>- A distância horizontal necessária para uma paragem completa a partir de um ponto 15 m acima da superfície de aterragem;</p> <p>- Peso mínimo para uma aterragem abortada, juntamente com o seu gradiente de subida.</p> <p>Quando é utilizado um sistema de aterragem automática,</p> <p>- Não deve causar oscilações ou mudanças de atitude que resultem da</p>	<p>A aterragem deve ser efetuada sem uma aceleração vertical excessiva, ou tendência para a aeronave ressaltar.</p>	

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>configuração ou qualquer distúrbio expectável numa operação normal;</p> <ul style="list-style-type: none"> - Deve ser incorporado um sistema manual para abortar a aterragem. 		
<p>Controlo e manobrabilidade. O sistema de controlo deve controlar o UAV em todos os modos de voo que pode possuir:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Automático: a atitude do UAV, velocidade e trajeto de voo são totalmente controlados pelo sistema de controlo de voo; - Semi-automático: o operador do UAV comanda os parâmetros outer loop, como a altitude e velocidade do ar; - Manual: o operador comanda diretamente o UAV. <p>Deve ser indicado ao operador do UAV o modo de voo que está ativo.</p>		x
<p><i>Trim.</i></p> <p>O sistema de controlo de voo deve <i>trimar</i> o UAV de tal modo que o máximo do controlo se mantenha e as características dinâmicas e as margens dinâmicas não sejam comprometidas.</p>		x
<p>Estabilidade.</p> <ul style="list-style-type: none"> - O UAV, em todos os modos de voo, incluindo os erros dos sensores e computacionais, deve ser longitudinal, direcional e lateralmente estável, em qualquer combinação de peso e CG. - Uma resposta transiente em todos os eixos, durante a transição entre diferentes condições de voo e modos de voo, deve ser suave e convergente. - Deve existir estabilidade no modo de voo manual, tendo em conta as latências do <i>data-link</i>. 	<p>A aeronave deve ser longitudinal e direccionalmente estável. Adicionalmente, a aeronave deve demonstrar estabilidade e controlo adequados em qualquer condição normal encontrada em serviço.</p>	✓ x

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>- As oscilações induzidas pelo operador devem ser seguras, principalmente no modo manual de voo.</p>		
<p>Uma avaliação qualitativa da quantidade de trabalho do piloto do UAV e grau de dificuldade em todos os modos de voo, em todas as fases de voo, deve ser realizada para demonstrar que a probabilidade de erros é reduzida ao mínimo.</p>		
<p>Deve ser possível executar uma transição suave entre fases de voo sem o risco de se exceder o <i>limit load factor</i>.</p>	<p>Deve ser possível executar uma transição suave entre fases de voo sem o risco de se exceder o <i>limit load factor</i>.</p>	
<p>Capacidade de recuperação do UAV em caso de emergência.</p> <p>O UAS deve integrar um sistema de emergência de recuperação que consiste:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Num sistema de fim de voo que deve terminar imediatamente um voo normal, ou, - Um procedimento de emergência que é implementado para atenuar os efeitos de uma falha crítica, ou, - Qualquer combinação das duas medidas acima mencionadas. <p>O sistema de recuperação deve funcionar em todo o envelope de voo sob as combinações mais adversas.</p>		
<p>As manobras para se evitar um conflito aéreo devem ser investigadas de acordo com a manobrabilidade do UAV.</p>		
<p>No caso de uma falha de motor que cause a perda de potência, deve ser definido um procedimento apropriado, estando contido no manual de voo.</p>		

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
<p>O manual de voo fornecido ao operador do UAV não deve ser ambíguo e deve definir:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Procedimentos de operação, e - Limitações de operação, e - Informação da <i>performance</i>, <p>Para:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Operações normais, e - Condições de emergência; - Manobras de evitar possíveis conflitos aéreos. 	<p>O manual de voo deve incluir:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Pesos; - Centro de gravidade; - Manobras; - Fatores de carregamento em voo; - Tipos de operação; - Limitações do fornecimento de energia; - Informações sobre os procedimentos normais e de emergência. <p>(É de notar que existem diferenças entre uma aeronave tripulada e uma não tripulada, pelo que os procedimentos irão ser diferentes)</p>	
<p>O UAV deve estar concebido de tal forma que:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Nos modos automático ou semi-automático, o UAV deve estar protegido contra a entrar em perda; - No modo de voo manual, um aviso de entrada em perda deve ser emitido ao operador aquando da aproximação das condições de perda; - Nos modos de voo automático ou semi-automático, o UAV deve ser incapaz de entrar em parafuso, devido à proteção do envelope de voo; - Em modo de voo manual, o operador deve ser alertado com uma margem suficiente da aproximação de uma condição insegura de operação. - Um sistema de proteção do envelope de voo deve ser implementado no sistema de controlo de voo e deve ser demonstrado (por simulação e testes de 	<p>Deve ser emitido um aviso claro e distinto aquando da aeronave entrar em perda para o piloto tomar as devidas precauções.</p>	

STANAG 4703	CS-VLA	Verificação
voo) que o UAV deve voltar dos extremos do envelope de voo. Estas medidas não se encontram na norma civil.		
Um retorno dos extremos do envelope de voo deve ser demonstrado por simulação e teste de voo.		X

6.4 Síntese

Partindo do resultado da avaliação anterior, resumidamente pode afirmar-se o seguinte:

- Na área das Estruturas verifica-se que a norma civil CS-VLA apresenta vários pontos em comum como a identificação das partes estruturais críticas, em que a sua falha leva a uma situação de perigo, os *symmetric limit manoeuvring load*, os *limit load factor* resultantes de rajadas de ar, bem como a escolha dos materiais para a estrutura e PSEs e, testes adjacentes à certificação.
- A área da Propulsão contém vários pontos em comum com a norma civil. A saber: os subcapítulos dos motores de combustão interna, hélices, sistema de combustível e certos pontos do sistema elétrico.
- O capítulo dos sistemas não tem pontos em comum com a norma civil.
- A parte da Aeronavegabilidade continuada é similar à PART M e PART 145.
- O capítulo da Aeronavegabilidade do sistema de operação é o capítulo que contém menos pontos em comum entre as normas STANAG 4703 e a CS-VLA, tendo em comum apenas os procedimentos a tomar numa falha de motor, e ser possível executar uma transição suave entre fases de voo.

Tendo as duas normas civis vários pontos em comum e podendo o operador considerar os referidos aspetos com base de certificação aceite para a homologação do UAV/UAS, considera-se então que há viabilidade na adoção desta abordagem a qual não tendo sido valorizada do ponto de vista económico, assume-se que pelo menos em termos de recursos humanos e de tempo que constitui uma hipótese de trabalho a aprofundar do ponto de vista da regulamentação.

7 Conclusões

Os UAVs estão a ganhar cada vez mais destaque, tanto na vertente civil como militar. Ao invés de se projetar de raiz um UAV, existem já alguns casos que admitem como hipótese “reciclar” aeronaves civis e serem transformadas em aeronaves não tripuladas com aplicação no setor da defesa.

Neste caso de estudo, ao nível prático, converter a aeronave certificada com a norma CS-LSA num UAV e comparando com o UAV da mesma classe do mercado (Hermes 450), verifica-se que a primeira fica em desvantagem ao nível da autonomia e payload.

A menos do investimento inicial não contabilizado neste estudo, mas que pode ascender a cerca de 900 mil euros, o UAV de mercado é superior na autonomia, com 17h em comparação com as 9h do Evezor SporStar RTC. Porém, como há ainda margem no *payload* do UAV, poder-se-ia implementar um tanque adicional para aumentar a autonomia, mas acarretava mais estudos e trabalho de certificação na modificação do sistema de combustível.

A aeronave convertida apresenta um *payload* de 132 kg enquanto o Hermes 450 poderá transportar uma carga útil até 180 kg.

No capítulo das velocidades, a primeira apresenta uma velocidade máxima de 270 km/h face a 176 km/h, o que lhe permite atingir o local da missão mais rapidamente.

Relativamente à metodologia de conversão e homologação da aeronave não tripulada militar, adotou-se como abordagem considerar certificada a estrutura da aeronave tripulada com base em CS-LSA e completar o processo de homologação da aeronave não tripulada adotando a norma militar STANAG 4703.

Para tanto, compararam-se as normas civis que estão na base da certificação das aeronaves tripuladas com os requisitos expressos na referida norma militar de modo a identificar qual o nível de cumprimento das primeiras face ao STANAG 4703, habilitando a que havendo cumprimento se pudesse dispensar a realização do processo de avaliação, considerando-se assim satisfeitos certos requisitos da norma militar.

Este processo permitiu concluir que as normas civis avaliadas apresentam pontos em comum face à STANAG 4703, nomeadamente nos motores, hélices e manuais de operação, embora estes últimos sejam distintos devido a estar-se a comparar uma aeronave tripulada com uma não tripulada.

No capítulo das Estruturas observa-se que a norma civil CS-VLA apresenta vários pontos em comum como a identificação das partes estruturais críticas, em que a sua falha leva a uma situação de perigo, os symmetric limit manoeuvring load, os limit load factor resultantes de rajadas de ar, bem como a escolha dos materiais para a estrutura e PSEs e, testes adjacentes à certificação, o que leva o operador a poupar tempo e dinheiro nestes fatores já certificados e a ter que certificar só os restantes pontos deste exigente capítulo da STANAG 4703.

O capítulo da Propulsão é o que mais pontos tem em comum com a norma civil. Destacam-se os subcapítulos dos motores de combustão interna (a STANAG além dos pontos já certificados na norma civil, exige certificações adicionais), hélices, sistema de combustível e certos pontos do sistema elétrico.

Os sistemas de comando, comunicações e controlo de uma aeronave tripulada são em grande parte distintos dos sistemas de uma não tripulada, devido ao facto de estarem desenvolvidos para serem visualizados presencialmente. Ora, num UAV isso não é possível, pelo que todos os dados referentes ao voo são lidos na estação de terra a quilómetros de distância. O candidato à certificação deve, por isso, cumprir na íntegra o capítulo dos sistemas da STANAG 4703.

Na parte da Aeronavegabilidade continuada, os pontos a serem cumpridos são exatamente iguais à PART M e PART 145.

O capítulo da Aeronavegabilidade do sistema de operação é o capítulo que contém menos pontos em comum entre as normas STANAG 4703 e a CS-VLA, tendo em comum apenas os procedimentos a tomar numa falha de motor, e ser possível executar uma transição suave entre fases de voo.

No capítulo económico, embora não tendo sido realizado o estudo de viabilidade económica, uma vez que a aeronave pilotada escolhida para estudo tem um custo unitário estimado de 94000 euros e o UAV de mercado escolhido para comparação apresenta um custo unitário de 895950 euros, para o processo ser viável a nível económico, todos os procedimentos de modificação, testes e certificação, teriam de ficar abaixo do último valor referenciado.

Em suma, é viável tecnicamente converter uma aeronave tripulada e certificada com a norma CS-VLA num UAV militar para o efeito como norma de certificação STANAG 4703, tornando assim a certificação menos extensa e dispendiosa.

Ao nível da performance, apesar da aeronave tripulada e homologada com a CS-LSA depois de modificada apresentar um payload mais baixo que o UAV Hermes 450, este aspeto não irá ser relevante para o tipo de missão que irá realizar, pelo que a conversão é viável.

8 Trabalhos futuros

Uma vez que o estudo não incidiu sobre a parte económica, entende-se que o estudo de viabilidade de conversão de uma aeronave civil tripulada num UVA militar só ficará completo se forem realizados trabalhos adicionais que tenham em conta pelo menos os seguintes aspetos:

- Encargos com todas as atividades não recorrentes relativas à conversão;
- Encargos com as atividades não recorrentes relacionadas com o dimensionamento de raiz de UAV Militar;
- Riscos técnicos, económico-financeiros e outros das duas modalidades.

É ainda de importância que se estude que quadro de referência normativo ao nível da autoridade aeronáutica nacional deve ser implementado, de modo a permitir a integrar converter aeronaves tripuladas em UAV/UAS militares.

Neste sentido, deve ser considerado como base de trabalho os resultados inscritos nas secções 6.2 e 6.3, porque explicitam as diferenças entre as normas civis comparadas e a norma STANAG adotada.

Bibliografia

- 21stcenturyasianarmsrace. (2015). The Drone Index: Sagem Patroller. Obtido de 21stcenturyasianarmsrace.com/2015/04/30/the-drone-index-sagem-patroller/
- a2tech. (2012). RV-OPV-EV - The National Airspace Inserted UAS Flying Test Bed. Obtido de <http://www.a2tech.eu/OUR BUSINESS/Product %26 Solutions/opv-optionallypi.html>
- AAMSI. (2012). *AN / APX-121 Mode S Mark XII IFF Transponder* (Vol. 1).
- ADCOM. (sem data). *ADCOM-3D FCU Flight Control Unit*.
- Aircraft Spruce. (2016). E.L.T. 406 WITH GPS. Obtido de <http://www.aircraftspruce.com/catalog/avpages/aircraftspruceelt.php>
- Aircraft Spruce and Specialty Co. (2016). Aircraft Spruce. Obtido de <http://www.aircraftspruce.com/>
- Airforce-technology. (sem data). Dominator MALE UAV, Israel. Obtido 28 de Abril de 2016, de <http://www.airforce-technology.com/projects/dominator-uav/>
- Austin, R. (2010). *Unmanned Aircraft Systems*. (J. W. & Sons, Ed.). West Sussex.
- Avia.pro. (2015). Irkut Irkut-850 multipropósito UAV. Obtido de <http://es.avia.pro/blog/irkut-irkut-850-mnogocelevoy-bpla>
- Cahon Systems Inc. (sem data). *UAV Data Links Present and Future*.
- Cobham. (sem data). JetLAN AS250 / AR250, 86301.
- Corporation, I. (2008). Aerial Remote Sensing System IRKUT-850.
- Curtiss-Wright. (2012). Network Centric Flight Control Computer, 10912.
- Curtiss-Wright. (2015). *ADCM - Air Data Computer Module*.
- Dana, P. H. (sem data). Global Positioning Systems. Obtido de http://uregina.ca/~sauchyn/geog411/global_positioning_systems.html
- Elbit Systems. (2016). Hermes™ 450 - Tactical Long Endurance UAS. Obtido de <https://www.elbitsystems.com/elbitmain/area-in2.asp?parent=3&num=32&num2=32>
- European Aviation Safety Agency. (2012). Commission Regulation (EU) No 748/2012, 1-85.
- European Commission. (2014). *Remotely Piloted Aviation Systems (RPAS) - Frequently Asked Questions*.
- Evektor. (2012). *Pilot's Operating Handbook*.
- Evektor. (2016).
- Evektor. (2016b). SportStar RTC. Obtido de <http://evektor.cz/en/sportstar-rtc>
- Goodrones. (2015). HISTORY & STICKIES. Obtido de <https://goodrones.wordpress.com/2015/02/14/history-stickies/>
- Gundlach, J. (2012). *Designing Unmanned Aircraft Systems : A Comprehensive Approach*. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Ihls. (2015). Manned goes unmanned. Obtido de <http://i-hls.com/2013/02/manned-goes-unmanned/>

Israel Aerospace Industries. (sem data). *TNL-16GI*.

Israeli-Weapons. (sem data). Hermes 450. Obtido de http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/hermes_450/Hermes_450.html

Joint Power Competence Centre. (2010). Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO.

Keane, J. F., & Carr, S. S. (2013). A Brief History of Early Unmanned Aircraft, 32(3), 558-571.

Kundu, A. K. (2010). *Aircraft Design*. Nova York: Cambridge University Press.

Langley flying school. (2016). Emergency Locator Transmitter. Obtido de [http://www.langleyflyingschool.com/Pages/Flight Operations--Emergency Locator Transmitter.html](http://www.langleyflyingschool.com/Pages/Flight%20Operations--Emergency%20Locator%20Transmitter.html)

Marilyn Monroe and the Origin of «Drone». (2015). Obtido 9 de Março de 2016, de <http://skyward.io/marilyn-monroe-and-the-origin-of-drone/>

Motherboard. (2015). The US Spent \$360 Million on Border Drones Thanks to This Flimsy Report. Obtido de <http://motherboard.vice.com/read/the-us-spent-360-million-on-border-drones-thanks-to-this-flimsy-report>

National Museum of the US Air Force. (2015). Lockheed D-21B. Obtido de <http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/MuseumExhibits/FactSheets/Display/tabid/509/Article/195778/lockheed-d-21b.aspx>

Neubauer, M., Günther, G., & Füllhas, K. (2007). Structural Design Aspects and Criteria for Military UAV.

Office of the Secretary of Defence Unmanned Aircraft Systems. (2008).

Pharad. (2011). *Multiband Antenna for Mini UAVs*.

Pistek, A., & Hlinka, J. (2010). VUT 001 Marabu : Universal Experimental Aircraft. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*.

Porto Editora. (2016). No Title. Obtido 8 de Março de 2016, de <http://www.portoeditora.pt/espacolinguaportuguesa/dol/dicionarios-online>

Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design - A Conceptual Approach*.

Rockwell Collins. (2015). *CNPC-1000 UAS command and control data link*.

Saúde, J. M. M. L. da. (2015). *Aircraft Maintenance*, 25.

Selex ES. (2014). PicoSAR Compact , lightweight airborne ground surveillance radar.

Shell. (1999). *SHELL AVGAS 100LL, PISTON ENGINE AIRCRAFT FUEL*.

Skyward. (2015). Marilyn Monroe and the Origin of «Drone». Obtido de <https://skyward.io/marilyn-monroe-and-the-origin-of-drone/>

Stakeholder definition. (2016). Obtido 9 de Março de 2016, de <http://www.businessdictionary.com/definition/stakeholder.html>

Tattu. (2014). Tattu 30000mAh 22.2V 25C 6S1P Lipo Battery Pack. Obtido de

<http://www.genstattu.com/ta-25c-30000-6s1p-as150.html>

Technology, A. A. (2012). RV-OPV-EV - The National Airspace Inserted UAS Flying Test Bed. Obtido 5 de Março de 2016, de <http://www.a2tech.eu/OUR BUSINESS/Product %26 Solutions/opv-optionallypi.html>

The free dictionary. (2016). data link definition. Obtido 2 de Maio de 2016, de <http://www.thefreedictionary.com/data+link>

Torenbeek, E. (1982). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft: Springer Netherlands.

UAV navigation. (2015). VECTOR Technical Specification. Obtido de <http://www.uavnavigation.com/support/kb/autopilots/vector/vector-technical-specification>

Whelen Engineering Company. (2010). MicroBurst™ Series Lighting.

X-ES. (sem data). Rugged System Products.

Apêndice

MIL-STD-1808C

System	Title
01	Unassigned
02	Unassigned
03	Unassigned
04	Unassigned
05	Aircraft general
06	Dimensions and Area
07	Lifting, Jacking and Shoring
08	Leveling and Weighing
09	Towing and Taxiing
10	Parking and Mooring
11	Placards and Markings
12	Servicing
13	Time limits, Inspections and Maintenance Checks
14	Corrosion
15	Non-destructive Inspection
16	Siting Installation (Ground equipment only)
17	Preparation for use shipment (Ground equipment only)
18	Weapons instrumentation
19	Unassigned
20	Unassigned
21	Air conditioning
22	Auto flight
23	Communication
24	Electrical power
25	Equipment/Furnishings

26	Fire protection
27	Flight controls
28	Fuel
29	Hydraulic power
30	Ice and rain protection
31	Indicating/Recording systems
32	Landing gear
33	Lights
34	Navigation
35	Oxygen
36	Pneumatic
37	Vacuum
38	Water/Waste
39	Electrical/Electronic components and multifunction units
40	Standard practices: integrated avionics
41	Water ballast
42	Integrated avionics architecture
43	Communication: staff
44	In-flight refueling: tanker
45	Central Maintenance System (CMS)
46	System integration and display
47	Liquid/Gaseous nitrogen
48	Communication Navigation/Identification (CNI)
49	Airborne auxiliary power
50	Unassigned
51	Standard practices: structures
52	Doors
53	Fuselage
54	Nacelles/Pylons
55	Stabilizers
56	Windows and canopies
57	Wings
58	Unassigned

59	Unassigned
60	Standard practices: Propellers
61	Propellers/Propulsors
62	Rotors
63	Rotor drives
64	Tail rotor
65	Tail rotor drive
66	Folding blades/pylon
67	Rotor Flight controls
68	Unassigned
69	Unassigned
70	Standard practices: engine
71	Power plant
72	Engine
73	Engine fuel and control
74	Engine ignition
75	Engine air
76	Engine controls
77	Engine indicating
78	Engine exhaust
79	Engine oil
80	Engine starting
81	Turbines
82	Water injection
83	Accessory gearbox
84	Propulsion Augmentation
85	Unassigned
86	Lift-system
87	Unassigned
88	Unassigned
89	Unassigned
90	Roll-on Roll-off specialized mission equipment
91	Charts/Diagrams
92	Electrical power multiplexing

93	Surveillance
94	Weapons
95	Crew escape and safety general
96	Missiles, drones and telemetry
97	Image recording
98	Meteorological and atmospheric research
99	Electronic warfare