

# Desenvolvimento de uma aeronave não tripulada VTOL com utilização de hidrogénio como fonte de energia

L. Félix (1), J. Caetano (1), T. Oliveira (1), G. Cruz (1), V. Franco (1), F. Ferreira (1), P. Mendes (1), V. Coelho (1), B. Alves (1), P. Silva (1), P. Sá (1), A. Marta (2), F. Afonso (2)

(1) CIAFA, Academia da Força Área, Instituto Superior Militar, Pêro Pinheiro. lffelix@academiafa.edu.pt

(2) IDMEC, Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, Lisboa

**Resumo:** Apresentação de um projeto interno do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea para o desenvolvimento de uma aeronave não tripulada classe I com capacidade de descolagem e aterragem vertical e energia fornecida por uma célula de combustível de hidrogénio. A aeronave deverá ter uma autonomia mínima de 2 horas e capacidade para 2 kg de payload. Não deve exceder os 25 kg de peso máximo à descolagem.

**Palavras-chave:** UAV, VTOL, célula de combustível de hidrogénio, projeto aeronáutico.

## 1. INTRODUÇÃO

O presente artigo apresenta o resumo das principais decisões de design do desenvolvimento de uma aeronave não tripulada (UAV) de pequenas dimensões para aplicações de vigilância, monitorização, deteção e seguimento de alvos. Esta aeronave deverá ter os seguintes requisitos operacionais:

- versátil em termos operacionais, não requerendo infraestruturas significativas de apoio à sua operação;
- simples de operar, sem recurso à utilização de piloto externo para a fase de descolagem e aterragem;
- utilizar uma arquitetura de comando e controlo de baixo custo e fácil de expandir;
- de manutenção reduzida e preparação para voo inferior a 20 minutos.

Tendo em consideração estes requisitos operacionais, foram definidos os seguintes requisitos técnicos:

- Descolagem e aterragem vertical;
- Propulsão elétrica;
- Autonomia mínima de 2 horas de voo;
- Velocidade de cruzeiro entre 35 a 40 kts;
- Velocidade de perda inferior a 28 kts;
- Peso máximo à descolagem inferior a 25 kg;
- Capacidade para 2 kg de payload.

Em relação à arquitetura de comando e controlo, esta terá por base o piloto automático PixHawk – constitui-se como uma solução de baixo custo que pode ser adaptada a várias configurações de aeronaves, e com larga utilização em UAV táticos operacionais, inclusive os que são desenvolvidos por empresas em Portugal. Adicionalmente, é uma solução amplamente utilizada pela comunidade académica e de código aberto, permitindo o

desenvolvimento ou integração de novas funcionalidades.

Este trabalho tem sido desenvolvido no âmbito de teses de mestrado de alunos da Academia da Força Aérea desde de 2019, subdividindo-se nas seguintes fases:

- Projeto conceptual e demonstração de conceito;
- Projeto detalhado do sistema propulsivo;
- Projeto detalhado com integração de célula de combustível de hidrogénio

## 2. PROJETO CONCEPTUAL E PROVA DE CONCEITO

A primeira fase deste trabalho de desenvolvimento incidiu no projeto conceptual de uma aeronave totalmente elétrica com capacidade de descolagem e aterragem vertical (VTOL) e que não excedesse os 15 kg de peso máximo à descolagem.

Ferreira (2019) começou por identificar e analisar as diferentes configurações de UAV VTOL de pequenas dimensões. Tendo em consideração a aplicação final do UAV e os requisitos impostos, aplicou o método *Analytic Hierarchy Process* para auxiliar a seleção da configuração da aeronave. Foi selecionada uma configuração de asa fixa com 4 rotores para a fase de voo vertical (descolagem e aterragem), sendo que os dois rotores da frente rodam 90º durante a fase de transição de voo vertical para voo horizontal, assegurando desta forma o impulso necessário para esta fase de voo. Esta configuração destaca-se das demais por permitir uma melhor eficiência aerodinâmica, uma redução do peso do sistema de propulsão e boa qualidade em termos de estabilidade e controlo de voo.

Uma vez selecionada a configuração do UAV, procedeu-se ao projeto conceptual do mesmo. Começou-se por identificar os principais

componentes do sistema de propulsão, do sistema de energia e do sistema de comando e controlo de forma a obter uma estimativa inicial do peso à decolagem. Posteriormente, aplicando os métodos e ferramentas de projeto conceptual, obteve-se uma configuração final que satisfaz os requisitos impostos.

Esta fase de projeto conceptual terminou com uma prova de conceito de forma a validar a arquitetura de comando e controlo adotada. Deste modo, a arquitetura de comando e controlo foi instalada num modelo comercial de pequenas dimensões, cf. Figura 1, que foi modificado de forma a integrar os quatro rotores que asseguram o voo vertical na asa. Após configuração do piloto automático, foi possível realizar missões de voo com decolagem vertical, transição para voo de asa fixa e aterragem vertical, validando o conceito.



Figura 1 – Modelo utilizado na prova de conceito da arquitetura de comando e controlo.

### 3. PROJETO DETALHADO DO SISTEMA PROPULSIVO

Após conclusão do projeto conceptual, o projeto teve continuidade com o projeto detalhado e construção do primeiro protótipo para testes de voo. Nesta fase do projeto, incidiu-se sobretudo sobre o sistema de propulsão porque a solução adotada exige que as hélices instaladas nos rotores da frente apresentem bom desempenho em voo estacionário (fase de decolagem e aterragem) e desempenho aceitável com velocidade de avanço (voo de asa fixa).

Deste modo, Mendes (2021) obteve dados experimentais de força de impulso e torque de diferentes hélices para as duas condições de voo identificadas: voo estacionário e velocidade de avanço de 38 kts. Os ensaios foram realizados no túnel aerodinâmico da Academia da Força Aérea e com recurso aos motores identificados para o UAV. Os dados obtidos permitiram comparar as diferentes hélices em termos de força desenvolvida e eficiência propulsiva para as duas fases de voo.

Como expectável, demonstrou-se que as hélices ideais para o voo estacionário, apresentam um rendimento sofrível para voo de asa fixa. Desta forma, a configuração selecionada para a aeronave é composta por hélices 22x6 para os rotores de trás (exclusivos para voo vertical) e hélices 20x10 para os rotores da frente (utilizados em voo vertical e

horizontal). Esta configuração apresentou a melhor eficiência energética para uma missão composta por subida em voo vertical durante 60 segundos, voo de asa fixa durante 20 minutos e descida vertical durante 90 segundos.

Os dados obtidos, permitiram ainda comparar a configuração 1) de voo para a fase VTOL (quadcopter) com rotação/*tilt* em 90° dos motores da frente para a fase de voo de asa fixa, com uma configuração 2) de quadcopter simples com um motor auxiliar adicional, independente, para a fase de voo de asa fixa. Na configuração 2), são utilizados as hélices mais adequadas para voo vertical no modo quadcopter (22x6) e a hélice mais adequada para voo horizontal no motor auxiliar (20x10). Nesta comparação foi tido em consideração o incremento de peso do motor auxiliar adicional e respetivos acessórios e o incremento de resistência aerodinâmica em modo de asa fixa devido aos rotores da frente, que nesta solução são utilizados apenas para o voo vertical.

Os resultados obtidos mostram que a configuração 2), apesar da penalização na resistência aerodinâmica e no peso da aeronave, apresenta uma eficiência energética muito superior em relação à configuração 1). Isto justifica-se, porque neste caso, o sistema propulsivo apresenta uma melhor eficiência quer para a fase de voo vertical, quer para a fase de voo horizontal.

Mendes (2021) construiu um protótipo e integrou todos os componentes necessários para a realização de ensaios de voo, tendo como base a configuração 1). No entanto, devido a problemas de vibração excessiva do sistema de rotação dos rotores da frente, não foi possível concluir os ensaios de voo previstos. Este trabalho permitiu identificar que o desenvolvimento de um sistema de rotação leve para os rotores da frente é crítico para o sucesso de uma configuração do tipo 1) e que será um ponto de falha provável durante a operação da aeronave.

Apesar de não se terem realizados os ensaios em voo, o protótipo permitiu realizar ensaios no solo que validaram o sistema de gestão de energia do UAV e a arquitetura de comando e controlo para as diferentes fases de voo, incluindo a transição.

A autonomia expectável do UAV, cf. Figura 2, com uma bateria Lipo de 12 células (48 volts) de 22 Ah é de aproximadamente 80 minutos, incluindo um segmento de decolagem vertical e um segmento de aterragem vertical.



Figura 2 – Protótipo do UAV VTOL elétrico.

#### 4. INTEGRAÇÃO DE CÉLULA DE COMBUSTÍVEL DE HIDROGÉNIO

A fase seguinte deste projeto consiste na integração da célula de combustível de hidrogénio como fonte de energia do UAV. Nesse sentido, Alves, Coelho, Sá e Silva (2021), tirando partido dos dados obtidos anteriormente e lições aprendidas, refizeram o projeto conceptual de forma a integrar uma célula de combustível de hidrogénio. Os requisitos de projeto foram revistos e alterados, passando a ser adotados os mencionados na Secção 1. A configuração selecionada é de asa fixa, com cauda em V invertido, duplo boom, quatro motores para a fase de voo vertical (modo quadcopter) e um motor adicional para a fase de voo horizontal, colocado na traseira da fuselagem.

O projeto de uma aeronave com energia proveniente de uma célula de combustível de hidrogénio é semelhante ao projeto de uma aeronave com baterias. Apesar do hidrogénio ser consumido durante a missão, a sua massa inicial é tão reduzida que pode-se assumir que a massa total da aeronave se mantém constante durante a missão. No entanto, é necessário ter em consideração que apesar da massa de hidrogénio ser pequena, o volume ocupado é elevado. Desta forma, aumentar a quantidade de hidrogénio, implica instalar um tanque com maior volume e peso, o que tem impacto no projeto e desempenho do UAV. Outra limitação do projeto está relacionada com a potência nominal de saída da célula de combustível de hidrogénio. Neste estudo, foram consideradas várias soluções comerciais, mas a escolha final incidiu sobre uma célula de combustível de hidrogénio de 800W da *Intelligent Energy*<sup>1</sup> que será utilizada para a fase de voo horizontal. A energia necessária para a descolagem e aterragem vertical, devido à potência associada, será fornecido por uma bateria Lipo específica para o sistema quadcopter.

Tendo por base estas restrições, o projeto conceptual foi realizado assumindo três tanques de hidrogénio com capacidades diferentes (4, 7,2 e 9 litros), mas sempre cheios. De forma a obter a melhor solução possível em sede de projeto conceptual, foi utilizado um algoritmo de otimização multi-objetivo, de forma a relacionar a autonomia com o peso máximo à descolagem.

A configuração final inclui o tanque de 7,2 L (3,3 kg) que permite transportar 148 g de hidrogénio. O peso máximo à descolagem do UAV é de 21,6 kg e a autonomia estimada é de 3h20m (200 minutos).

Consequentemente, no projeto detalhado foram aprofundadas as disciplinas de aerodinâmica, propulsão e estruturas, cujos resultados ainda são esperados. Está igualmente em curso um estudo de

otimização multidisciplinar que tem como objetivo perceber como é que os diferentes parâmetros de projeto afetam o desempenho do UAV. Adicionalmente, nesta fase de projeto desenvolve-se a arquitetura elétrica e de comando e controlo, tendo em conta os requisitos de aeronavegabilidade constantes no STANAG 4703 e as recomendações da Autoridade Aeronáutica Nacional.

#### 5. PRÓXIMOS PASSOS

Após conclusão do projeto detalhado do UAV, é intenção do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) avançar com a construção do protótipo para a realização de ensaios em voo e validação do desempenho identificado em sede de projeto.

Posteriormente, o UAV será instrumentado com sensores e unidades de processamento de dados para missões de vigilância e reconhecimento. Devido às suas características, é expetável que este tipo de aeronave permita uma flexibilidade maior em relação aos locais de operação no solo (descolagem e aterragem), permitindo que o local de início da missão seja mais próximo do ponto de interesse. Considerando que este tipo de sistema, com descolagem e aterragem vertical, será inerentemente totalmente automático, espera-se que seja mais simples operar, permitindo reduzir a equipa envolvida na operação de um sistema aéreo não tripulado (UAS). Assim pretende-se analisar de que forma estas características do UAV permitem reformular os conceitos de operação para missões de vigilância e reconhecimento.

Atualmente, encontra-se em curso uma colaboração com a Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto para o desenvolvimento de uma célula de combustível de hidrogénio, com fornecimento de oxigénio pressurizado e que permite obter uma melhor relação potência-peso e eficiência energética comparativamente à solução agora adotada.

Por fim, o CIAFA pretende investigar e desenvolver algoritmos de controlo cooperativo a aplicar a este tipo de missão, que permitam a gestão autónoma de dois ou mais UAV complementares em missões de vigilância e reconhecimento.

#### Agradecimentos

O CIAFA agradece a colaboração do Instituto Superior Técnico na fase de projeto conceptual, projeto preliminar e projeto detalhado da integração da célula de combustível de hidrogénio.

<sup>1</sup> [https://www.intelligent-energy.com/uploads/uploads/ie-soar\\_800.pdf](https://www.intelligent-energy.com/uploads/uploads/ie-soar_800.pdf)

## REFERÊNCIAS

- Ferreira, F., Franco, V., Oliveira, T., Félix, L. (2019) *Conceptual Design of a Fixed-wing Aircraft with Vertical Take-Off and Landing for Surveillance Applications*, Proceedings of the Conference International Society of Military Sciences 2019, Austrian National Defence Academy
- Mendes, P., Franco, V., Oliveira, T., Félix, L. (2021) *Preliminary Design of the Propulsion System of a Fixed-Wing Tilt-Rotor Quadcopter Class I Mini Unmanned Aircraft*, in Proceedings of AeroBest 2021, 21-23 July, Lisboa, Portugal
- Alves, B, Coelho, V., Silva, P., Sá, P., Caetano, J., Félix, L., Afonso, F., Marta, A. (2021) *Design of a Hydrogen Powered Small Electric Fixed-Wing UAV With VTOL Capability*, in Proceedings of AeroBest 2021, 21-23 July, Lisboa, Portugal