



**Jornada de presentación
Trabajos Fin de Titulación**

**Libro de resúmenes
Curso 2025-2026**



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial



TFT DAY 2026

Libro de resúmenes

Trabajos Fin de Grado y
Trabajos Fin de Máster

Defensas GIA • Defensas MUIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial y Diseño Industrial

Universitat Politècnica de València

<https://tftday.webs.upv.es/>

Información editorial

Título	TFT Day 2026. Libro de resúmenes
Tipo	Libro académico de resúmenes
Ámbito	Trabajos Fin de Grado y Trabajos Fin de Máster
Secciones	Defensas GIA; Defensas MUIA
Institución	ETSIADI, Universitat Politècnica de València
Web	https://tftday.webs.upv.es/



Presentación

El TFT Day ETSIADI se plantea como una iniciativa de innovación educativa orientada a ampliar el valor formativo de los Trabajos Fin de Grado y de los Trabajos Fin de Máster. Este libro reúne los resúmenes de los trabajos presentados, organizados por bloque de defensa y preparados con un formato académico que facilite su consulta, archivo y difusión.

La Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial y Diseño Industrial (ETSIADI) presenta el TFT Day, una jornada abierta para compartir, comunicar y poner en valor los Trabajos de Fin de Grado y Fin de Máster del estudiantado. El evento transforma la defensa tradicional en una experiencia más participativa y formativa, favoreciendo el intercambio de ideas, el aprendizaje entre iguales y el diálogo con la comunidad universitaria y profesional. Una iniciativa de innovación educativa para conectar proyectos, personas y retos reales de la ingeniería.

En el marco de un Proyecto de Innovación y Mejora Educativa, el TFT Day propone una forma más abierta, participativa y formativa de presentar los Trabajos de Fin de Grado y Fin de Máster. La jornada permite que el estudiantado comunique sus proyectos ante el tribunal y comparta su trabajo con compañeros, profesorado y agentes del entorno académico y profesional.

El objetivo es ampliar el valor de la defensa tradicional, favoreciendo la capacidad de síntesis, la comunicación técnica, el intercambio de ideas y el aprendizaje entre iguales. De este modo, los trabajos finales se convierten no solo en un acto de evaluación, sino también en una oportunidad para difundir proyectos, recibir nuevas miradas y conectar distintas áreas de la ingeniería.

Comités

Universitat Politècnica de València • ETSIADI

COMITÉ DE HONOR

José E. Capilla Romá

Rector de la Universitat Politècnica de València

José Alberto Conejero Casares

Universitat Politècnica de València

Pedro Yuste Pérez

Universitat Politècnica de València

COMITÉ CIENTÍFICO

Amanda Carreño Sánchez

María Dolores Roselló Ferragud

Santiago Moll López

Alicia Herrero Debón

José Antonio Moraño Fernández

Esther Sanabria Codesal

Vanesa P. Cuenca Gotor

Juan Antonio Monsoriu Serra

María Begoña Sáiz Mauleón

Pedro Yuste Pérez

COMITÉ ORGANIZADOR

Pedro Yuste Pérez

Departamento de Informática de Sistemas y Computadores

Alicia Herrero Debón

Departamento de Matemática Aplicada

José Antonio Morano Fernández

Departamento de Matemática Aplicada

Juan Antonio Monsoriu

Departamento de Física Aplicada

Luis M. Sánchez Ruiz

Departamento de Matemática Aplicada

Vanesa P. Cuenca Gotor

Departamento de Física Aplicada

María Begoña Sáiz Mauleón

Departamento de Ingeniería Gráfica

Carlos Sandía Paredes

ETSIADI

Pau Bares

Departamento de Máquinas y Motores Térmicos

Rocío Poveda Bautista

Departamento de Proyectos de Ingeniería

Santiago Moll López

Departamento de Matemática Aplicada

María Elena Torrejón García

ETSIADI

Francisco Misael Muñoz Pérez

Departamento de Física Aplicada

José Miguel Abarca Fernández

Departamento de Dibujo

Francisco Gaspar Quevedo

Departamento de Dibujo

Aleix Sanz Pons

Departamento de Ingeniería Gráfica

Índice

Presentación	III
Comités	V
Listado de comunicaciones	IX
1. Defensas GIA	3
2. Defensas MUIA	31

Listado de comunicaciones

N.	Bloque	Autor/a		Título
1	GIA	ARNAU	CASTRO,	Desarrollo de un propagador orbital con inclusión de perturbaciones y capacidades multicentro
2	GIA	MARC	CONEJERO AMARILLA,	Diseño conceptual de aeronave no tripulada STOL con perfil variable
3	GIA	CALA	DÍAZ DÍAZ, ANTONIO	Diseño y análisis de una misión de sobrevuelo al objeto interestelar C/2025 N1 (3I/ATLAS) mediante propagación orbital numérica
4	GIA	LUIS	GAVILÁN RUÍZ, HUGO	Desarrollo de un simulador para la predicción del rendimiento en motores cohete de combustible sólido
5	GIA	JOSE	MARTÍNEZ, AN-	Diseño conceptual de un vehículo aéreo no tripulado eléctrico multipropósito
6	GIA	DREA	LOCUBICHE LOPEZ,	Análisis y prueba experimental de tipología de UAS, sensores y procedimientos operacionales para aplicaciones en ingeniería.
7	GIA	SALVADOR	MAHMOUD AL CHA-	Diseño y análisis preliminar de una misión espacial a Europa
8	GIA	BON, RAED	MARHUENDA LATO-	Desarrollo de un software de diseño y optimización multivariable de cohetes sonda en misiones suborbitales
9	GIA	RRE, LUNA	MORENO SERRA, PAU	Modelado dinámico y diseño de un sistema de control y planificación de rutas óptimo para un UAV en entornos urbanos.
10	GIA	MYKHAYLO	SAHDRI-	Modelado y estudio experimental de un ala articulada de geometría variable dentro de la estela de una hélice.
11	GIA	NA, STEPAN	PORTERO SÁEZ, ÓS-	Estudio preliminar de un sistema de apoyo térmico basado en materiales MOST para cargas biológicas en CubeSats
12	GIA	CAR	REBELO BEL, RODIGO	Desarrollo de una herramienta aeroelástica basada en VLM y FEM para la predicción de la divergencia estática con acoplamiento iterativo estabilizado
13	GIA	REIG MALONDA, GUI-	LLEM	Modelado computacional de un rotor coaxial para un vehículo VTOL

N.	Bloque	Autor/a	Título
14	GIA	ROBLES AYORA, KEVIN ANDRÉS	Desarrollo de una herramienta para la comparación de transferencias orbitales con sistemas de propulsión de bajo empuje.
15	GIA	RUBIO DEL POZO, CARLOS	Análisis de cargas en aerogeneradores bajo estela
16	GIA	RUÍZ MARTÍN, NEREA	Cálculo de órbitas y predicción de colisiones mediante la evaluación de eficiencia de métodos generales y simpléticos
17	GIA	SÁNCHEZ TORÁ, JOAQUIN	Estudio y diseño de experimento de un ala morphing en túnel de viento
18	GIA	SANZ GRAU, BERTA	Estudio computacional del fenómeno de fuga térmica en módulos de baterías de Ion Litio para aplicaciones aeronáuticas
19	MUIA	ALBERT GIL, JOSEP	Estimación del delta V y de la precisión de interceptación en maniobras orbitales mediante una formulación ZEM/ZEV simplificada
20	MUIA	MARTÍNEZ GUNTHER, RUBÉN	Simulación y análisis de estrategias cooperativas de persecución-evasión en un modelo cinemático simplificado
21	MUIA	PENA VARELA, ESTHER	PROBLEMÁTICA EN LA RECEPCIÓN DE MATERIAL AERONÁUTICO EN UNA AEROLÍNEA COMERCIAL
22	MUIA	PÉREZ MACÍAS, ÁLVARO	Diseño conceptual de sistemas propulsivos híbridos de hidrógeno para aviación de corto alcance
23	MUIA	SANCHIS MARÍN, ÁLEX	Desarrollo de un modelo de encuentro entre UAS basado en tráfico sintético.
24	MUIA	VELASCO DÍAZ-SALAZAR, CARMEN	Evaluación de un proceso alternativo a la activación mecánica de superficies imprimadas con cromato y su implementación industrial en entorno aeronáutico



GRADO
INGENIERÍA
AEROESPACIAL



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA





Defensas GIA

Trabajos Fin de Grado

18 comunicaciones

1

Defensas GIA

01

GIA

Desarrollo de un propagador orbital con inclusión de perturbaciones y capacidades multicentro

Development of an Orbital Propagator with Perturbation Inclusion and Multicentre Capabilities

ARNAU CASTRO, MARC

Resumen

El objetivo de este Trabajo de Fin de Grado es desarrollar un propagador orbital mediante software especializado, capaz de simular trayectorias bajo diferentes condiciones dinámicas. El modelo incorporará las perturbaciones más relevantes para mejorar su realismo y fiabilidad, permitiendo la simulación tanto de órbitas geocéntricas como heliocéntricas, así como una transición coherente entre diferentes centros de atracción.

Los resultados obtenidos con el propagador desarrollado se compararán con los de programas profesionales de propagación orbital para evaluar su rendimiento y consistencia. Como aplicación adicional, el proyecto empleará el propagador en el análisis y planificación de misiones espaciales, explorando distintos escenarios de transferencia y maniobras orbitales con el objetivo de valorar su utilidad en contextos prácticos.

Abstract

The objective of this Bachelor's Thesis is to develop an orbital propagator using specialized software, capable of simulating trajectories under different dynamical conditions. The model will include the most relevant perturbations to improve its realism and reliability, allowing the simulation of both geocentric and heliocentric orbits, as well as a coherent transition between different central bodies.

The results obtained with the developed propagator will be compared with those of professional orbital propagation tools to assess its performance and consistency. As an additional application, the project will use the propagator for the analysis and planning of space missions, exploring different transfer scenarios and orbital maneuvers to evaluate its usefulness in practical contexts.

Diseño conceptual de aeronave no tripulada STOL con perfil variable

Conceptual design of a STOL unmanned aircraft with variable profile

CONEJERO AMARILLA, CALA

Resumen

Este Trabajo de Fin de Grado tiene como objetivo el diseño conceptual y análisis preliminar de un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) de tipo STOL (Short Take-Off and Landing) con un peso máximo al despegue de 3000 kg. La aeronave ha sido concebida para operar en pistas cortas y poco preparadas, ofreciendo una solución de transporte ágil en la península Ibérica.

La metodología se estructura en cuatro fases: (1) estudio matemático no lineal basado en aeronaves de referencia para establecer los parámetros de diseño; (2) modelado de la plataforma mediante los software OpenVSP y XFLR5; (3) implementación conceptual de un sistema de geometría de perfil variable; y (4) análisis de prestaciones, estabilidad y control.

La configuración resultante presenta ala alta, con envergadura de 11 m, propulsión mediante dos motores turbohélice PTA6-27 y cola en H. Como innovación principal, se propone un sistema de perfil alar modificable en tres secciones, alineado con la estela de los motores, cuyo propósito teórico es incrementar la sustentación máxima a bajas velocidades y reducir la distancia de despegue.

Finalmente, el trabajo concluye con una evaluación integral que sintetiza los resultados de los análisis de prestaciones, estabilidad y control, junto con un estudio inicial de viabilidad técnico-operativa, sentando las bases para futuros desarrollos del concepto.

Abstract

This Bachelor's Thesis aims to develop the conceptual design and preliminary analysis of a STOL (Short Take-Off and Landing) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with a maximum take-off weight of 3000 kg. The aircraft is designed to operate on short and unprepared runways, offering an agile transport solution on the Iberian Peninsula.

The methodology is structured in four phases: (1) a nonlinear mathematical study based on reference aircraft to establish design parameters; (2) modeling of the platform using OpenVSP and XFLR5 software; (3) conceptual implementation of a variable airfoil geometry system; and (4) analysis of performance, stability, and control.

The resulting configuration features a high wing with an 11-meter wingspan, propulsion via two PTA6-27 turboprop engines, and an H-tail. The main innovation is a proposed three-section, modifiable airfoil system, aligned with the engine wake, whose theoretical purpose is to increase

maximum lift at low speeds and reduce takeoff distance.

Finally, the work concludes with a comprehensive evaluation that synthesizes the results of the performance, stability, and control analyses, along with an initial technical and operational feasibility study, laying the groundwork for future development of the concept.

Diseño y análisis de una misión de sobrevuelo al objeto interestelar C/2025 N1 (3I/ATLAS) mediante propagación orbital numérica

Design and Analysis of a Flyby Mission to the Interstellar Object C/2025 N1 (3I/ATLAS) Using Numerical Orbital Propagation

DÍAZ DÍAZ, ANTONIO LUIS

Resumen

Este Trabajo de Fin de Grado aborda el diseño y análisis de una misión de sobrevuelo a objetos cometarios mediante el desarrollo de un propagador orbital numérico, tomando como caso de estudio el objeto interestelar C/2025 N1 (3I/ATLAS).

La arquitectura de la misión se estructura en tres fases: la salida desde una órbita de aparcamiento terrestre; la transferencia hacia el punto de equilibrio Sol–Tierra L2 como fase de espera; y la posterior ejecución de una maniobra de intercepción heliocéntrica mediante la resolución del problema de Lambert.

El análisis se apoya en simulaciones orbitales y técnicas de optimización de trayectorias mediante el software Matlab. Asimismo, se estudian las ventanas de transferencia óptimas para el encuentro, prestando especial atención a puntos de encuentro favorables como los nodos orbitales del cometa.

El diseño de la misión tiene en cuenta las limitaciones de propulsión, masa y tiempo, proponiendo una estrategia realista basada en recursos limitados y ofreciendo un marco flexible para la exploración de objetivos interestelares.

Abstract

This Bachelor's Thesis addresses the design and analysis of a flyby mission to cometary objects through the development of a numerical orbital propagator, taking the interstellar object C/2025 N1 (3I/ATLAS) as a case study.

The mission architecture is structured into three phases: departure from an Earth parking orbit; transfer to the Sun–Earth L2 equilibrium point as a waiting phase; and the subsequent execution of a heliocentric interception manoeuvre through the solution of Lambert's problem.

The analysis is based on orbital simulations and trajectory optimisation techniques using Matlab software. In addition, optimal transfer windows for the encounter are studied, with special attention given to favourable encounter points such as the orbital nodes of the comet.

The mission design takes into account propulsion, mass, and time constraints, proposing a

realistic strategy based on limited resources and providing a flexible framework for the exploration of interstellar targets.

Desarrollo de un simulador para la predicción del rendimiento en motores cohete de combustible sólido

Development of a simulator for predicting performance in solid-fuel rocket motors

GAVILÁN RUÍZ, HUGO

Resumen

Este Trabajo Fin de Grado tiene como objetivo el desarrollo de un simulador propio para motores cohete de propulsante sólido, orientado al diseño y validación de propulsores en el equipo Faraday Rocketry UPV. Los programas disponibles actualmente presentan limitaciones importantes, como la dificultad para definir geometrías híbridas de granos, la falta de modelado de fenómenos como la combustión erosiva y la simplificación excesiva de la balística interna. El simulador propuesto busca superar estas restricciones mediante un modelo unidimensional (1D) más completo, que incorpore tanto la evolución geométrica avanzada del grano como la influencia de la combustión erosiva en la curva de empuje. Asimismo, se plantean mejoras adicionales como la inclusión de una biblioteca ampliada de geometrías, la posibilidad de comparar automáticamente con ensayos experimentales y la exportación de resultados en formatos estándar para su integración en otros departamentos del equipo. De este modo, se pretende obtener una herramienta predictiva más fiable, capaz de mejorar la correlación con los ensayos y facilitar el trabajo de áreas como aerodinámica o aviónica.

Abstract

This Bachelor's Thesis aims to develop a custom simulator for solid propellant rocket motors, supporting the design and validation of propulsion systems within the Faraday Rocketry UPV team. Current software solutions face significant limitations, such as restricted grain geometry definitions, lack of erosive burning modeling, and oversimplified internal ballistics. The proposed simulator intends to overcome these issues through a more advanced one-dimensional (1D) model, incorporating both complex grain geometry evolution and the influence of erosive burning on the thrust curve. Additional improvements are considered, such as the inclusion of an extended library of geometries, automated comparison with experimental test data, and output of results in standard formats to integrate with other team departments. In this way, the project aims to deliver a more reliable predictive tool, enhancing experimental correlation and supporting areas such as aerodynamics and avionics.

05

GIA

Diseño conceptual de un vehículo aéreo no tripulado eléctrico multipropósito

Conceptual Design of a Multi-purpose Electric Unmanned Aerial Vehicle

JOSÉ MARTÍNEZ, ANDREA

Resumen

El trabajo se basa en el diseño conceptual de una aeronave no tripulada de gran envergadura, con una configuración que permita explorar en el futuro distintas misiones o cometidos. El fuselaje es completamente redondo y cuenta con espacio para tareas multitarea. La configuración de la aeronave se estudia para distintos números de hélices (1, 2 y 3) para observar la sensibilidad del rango y de la carga, manteniendo la base, las dimensiones del fuselaje y de las alas, así como algunas variables aerodinámicas. El trabajo toma como base de diseño la configuración bipala y luego se distingue entre llevar una o tres baterías, tras lo cual el número de baterías y la cantidad de kW instalados serán distintos, porque lo que se prioriza es el rango por encima de la velocidad de crucero de la aeronave.

Abstract

This work is based on the conceptual design of a large-wingspan unmanned aerial vehicle (UAV) with a configuration that allows for the exploration of various missions or tasks in the future. The fuselage is completely round and has space for multirole operations. The aircraft configuration is studied for different numbers of propellers (1, 2, and 3) to observe the sensitivity of the range and payload, while maintaining the base, fuselage and wing dimensions, as well as some aerodynamic variables. The design is based on a two-bladed configuration, and then differentiates between carrying one or three batteries. The number of batteries and their installed kW capacity will vary depending on the configuration, as range is prioritized over the aircraft's cruising speed.

Análisis y prueba experimental de tipología de UAS, sensores y procedimientos operacionales para aplicaciones en ingeniería.

Analysis and experimental testing of UAS typology, sensors and operational procedures for engineering applications.

LOCUBICHE LOPEZ, SALVADOR

Resumen

Se realizará un análisis de las tipologías de UAS comerciales a nivel Europeo categorizando dichas aeronaves acorde a la normativa existente en Europa, así como los sensores embarcados y los procedimientos operacionales necesarios para aplicaciones en el ámbito de la ingeniería: Geomática, Agronómica, Civil, Energética y Logística. Asimismo, se desarrollará una prueba experimental en una de dichas aplicaciones.

Abstract

An analysis will be carried out of the typologies of commercial UAS at an European level categorizing said aircraft according to the existing regulations in Europe, as well as the onboard sensors and the operational procedures required for applications in the field of engineering: Geomatics, Agronomic, Civil, Energy, and Logistics. Likewise, an experimental test will be developed in one of these applications.

07

GIA

Diseño y análisis preliminar de una misión espacial a Europa

Preliminary Design and Analysis of a Space Mission to Europa

MAHMOUD AL CHABON, RAED

Resumen

Europa, una de las principales lunas de Júpiter, constituye uno de los objetivos más relevantes de la exploración planetaria por su interés científico y astrobiológico. En este Trabajo Fin de Grado se plantea el diseño y análisis preliminar de una misión espacial a dicha luna, estudiando diferentes oportunidades de transferencia interplanetaria mediante el análisis de ventanas de lanzamiento. El estudio comparará distintas alternativas en función del tiempo de vuelo y del coste energético requerido, principalmente en términos de ΔV . Para ello se emplearán herramientas de mecánica orbital y simulación numérica. Como resultado, se pretende obtener una primera propuesta de diseño de misión y evaluar su viabilidad preliminar desde el punto de vista orbital.

Abstract

Europa, one of Jupiter's major moons, is one of the most relevant targets for planetary exploration due to its scientific and astrobiological interest. This Bachelor's Thesis proposes the preliminary design and analysis of a space mission to Europa, studying different interplanetary transfer opportunities through the analysis of launch windows. The study will compare several mission alternatives according to flight time and required energy cost, mainly expressed in terms of ΔV . Orbital mechanics tools and numerical simulation methods will be used for this purpose. As a result, the project aims to obtain an initial mission design proposal and to assess its preliminary feasibility from an orbital point of view.

Desarrollo de un software de diseño y optimización multivariable de cohetes sonda en misiones suborbitales

Development of Multivariable Design and Optimization Software for Sounding Rockets in Suborbital Missions

MARHUENDA LATORRE, LUNA

Resumen

En el diseño de cualquier misión o vehículo, la optimización de los parámetros que lo definen es uno de los problemas primordiales a los que se enfrenta el ingeniero. Además, la demanda de acceso ágil y eficiente al espacio suborbital ha impulsado la necesidad de herramientas de diseño capaces de realizar configuraciones óptimas en tiempos reducidos. Para ello, se hace uso de métodos numéricos para la resolución de los modelos matemáticos que representan el problema real.

Este trabajo presenta el desarrollo de un software integral para el diseño y la optimización multivariable de cohetes sonda de combustible sólido, concebido como una solución para proveedores de servicios de lanzamiento que requieren adaptar sus vehículos a requerimientos de misión específicos. El simulador permite introducir las variables deseadas dejando otras libres de manera que se obtenga la mejor propuesta posible de diseño del cohete. Para ello, la arquitectura del software se estructura mediante un flujo de trabajo modular que unifica e integra la caracterización del sistema propulsivo, el dimensionamiento estructural y el modelado de la trayectoria de vuelo. El sistema procesa los requerimientos y las especificaciones de misión para evaluar diversas configuraciones de diseño, iterando sobre distintas variables críticas. A través de un módulo de optimización basado en algoritmos numéricos y técnicas de Análisis de Componentes Principales (PCA), la herramienta converge hacia la configuración que maximiza las prestaciones del vehículo requeridas. Así, el software constituye la unión entre los objetivos estratégicos de la misión y la definición física del lanzador, potenciando la flexibilidad operativa y la capacidad de respuesta en el mercado suborbital.

Abstract

In the design of any mission or vehicle, optimizing the defining parameters is one of the primary challenges faced by engineers. Furthermore, the demand for rapid and efficient access to suborbital space has driven the need for design tools capable of achieving optimal configurations in short timeframes. To this end, numerical methods are used to solve the mathematical models that represent the real-world problem.

This work presents the development of comprehensive software for the multivariable design and optimization of solid-fuel sounding rockets, conceived as a solution for launch service providers who need to adapt their vehicles to specific mission requirements. The simulator allows the input

of desired variables while leaving others undefined, thus obtaining the best possible rocket design. To achieve this, the software architecture is structured using a modular workflow that unifies and integrates propulsion system characterization, structural dimensioning, and flight trajectory modelling. The system processes mission requirements and specifications to evaluate various design configurations, iterating over different critical variables. Through an optimization module based on numerical algorithms and Principal Component Analysis (PCA) techniques, the tool converges toward the configuration that maximizes the required vehicle performance. Thus, the software bridges the gap between the mission's strategic objectives and the launcher's physical definition, enhancing operational flexibility and responsiveness in the suborbital market.

Modelado dinámico y diseño de un sistema de control y planificación de rutas óptimo para un UAV en entornos urbanos.

Dynamic modeling and design of an optimal control and route planning system for a UAV in urban environments.

MORENO SERRA, PAU

Resumen

El presente Trabajo de Fin de Grado (TFG) tuvo como objetivo fundamental el modelado dinámico y el diseño de un sistema integral de control y planificación de rutas para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) operando en entornos urbanos. La integración segura de drones en ciudades requiere sistemas autónomos capaces de evadir obstáculos y optimizar su trayectoria bajo criterios de eficiencia. Para abordar este reto, se desarrolló un modelo dinámico de seis grados de libertad (6DOF) en el entorno Simulink/MATLAB, parametrizado con datos físicos reales obtenidos experimentalmente de un dron. Sobre este modelo se diseñó e implementó una arquitectura de control robusta en cascada para la estabilización precisa de la actitud, altitud y posición del cuadricóptero. Además, se le integró el algoritmo de planificación espacial A*, diseñado para calcular la ruta óptima entre dos puntos evaluando las restricciones del mapa urbano, garantizando la evasión de obstáculos y minimizando la función de coste del trayecto.

Abstract

The fundamental objective of this Bachelor's Thesis was the dynamic modeling and the design of a comprehensive control and path planning system for an unmanned aerial vehicle (UAV) operating in urban environments. The safe integration of drones into cities requires autonomous systems capable of avoiding obstacles and optimizing their trajectory based on efficiency criteria. To address this challenge, a six-degree-of-freedom (6DOF) dynamic model was developed within the Simulink/MATLAB environment, parameterized using real physical data obtained experimentally from a drone. Based on this model, a robust cascade control architecture was designed and implemented for the precise stabilization of the quadcopter's attitude, altitude, and position. Furthermore, the A* spatial planning algorithm was integrated to calculate the optimal path between two points by evaluating the constraints of the urban map, ensuring obstacle avoidance, and minimizing the path's cost function.

10

GIA

Modelado y estudio experimental de un ala articulada de geometría variable dentro de la estela de una hélice.

Modelling and experimental study of an articulated morphing wing within a propeller slipstream

MYKHAYLO SAHDRINA, STEPAN

Resumen

Este proyecto final de grado detalla el modelado y el estudio experimental del comportamiento aerodinámico y del rendimiento de un ala deformable articulada tipo "dedo" que opera dentro de la estela de una hélice. El objetivo principal es realizar un análisis de dinámica de fluidos computacional (CFD) de la capacidad de sustentación a escala real durante la fase de despegue de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de despegue y aterrizaje cortos (STOL) con motores montados en las alas. Para evaluar sus ventajas aerodinámicas, la configuración del ala deformable se compara directamente con un diseño convencional de flap simple, tanto en vuelo como en vuelo sin propulsión.

Para ello, se desarrolla un marco CFD paramétrico detallado que modela ambas geometrías a escala real, utilizando un disco actuador para simular los efectos de la propulsión. Este dominio digital se reduce posteriormente para replicar un entorno de túnel de viento a escala reducida, con el fin de validarlo mediante CFD. Un proceso automatizado ejecuta barridos sistemáticos de varias variables aerodinámicas, incluidas el ángulo de ataque y la deflexión del flap, tanto en vuelo como sin propulsión. Estos barridos paramétricos, ejecutados en un clúster de computación de alto rendimiento (HPC), generan gráficos de rendimiento de alta resolución que detallan los coeficientes de sustentación y resistencia, así como la extensión física exacta de la separación del flujo en las superficies del ala. Además, utilizando estos datos a escala reducida, se codifica una rutina de optimización analítica para determinar la distribución espacial más eficiente de las tomas de presión superficial, lo que constituye una alternativa teórica a las técnicas de adquisición de datos empleadas en la parte experimental del estudio.

La fase experimental se centra en el diseño, la construcción y la calibración de una balanza aerodinámica personalizada, adaptada al túnel de viento físico de circuito cerrado de Clean Mobility and Thermofluids (CMT). Se prueban tanto los sistemas de flaps deformables como los de flaps simples para obtener una visualización cualitativa del flujo y mediciones cuantitativas de la fuerza, así como extraer los valores de velocidad local sobre la superficie del ala. La metodología CFD se valida mediante la comparación de los resultados experimentales del túnel de viento con los barridos numéricos a escala reducida. El objetivo principal del estudio se alcanza al establecer esta correlación empírica, que permite extrapolar los datos de rendimiento aerodinámico a la aeronave a escala real.

Abstract

This Final Degree Project details the modelling and experimental study of the aerodynamic behaviour and performance of an articulated "finger" type morphing wing operating within a propeller slipstream. The core objective is a Computational Fluid Dynamics (CFD) analysis of the real-scale lift capabilities during the take-off phase for a Short Take-Off and Landing (STOL) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with overwing mounted engines. To evaluate its aerodynamic merits, the morphing wing configuration is directly compared against a conventional simple flap design under both powered and unpowered flight conditions.

To achieve this, a detailed parametric CFD framework is developed to model both geometries at full scale, utilising an actuator disk to simulate the propulsion effects. This digital domain is subsequently scaled down to replicate a sub-scale wind tunnel environment, used for CFD validation. An automated pipeline executes systematic sweeps across several aerodynamic variables, including angle of attack and flap deflection, both for powered and unpowered flight. These parametric sweeps, executed on a High-Performance Computing (HPC) cluster, generate high-resolution performance graphs, detailing lift and drag coefficients alongside the exact physical extent of flow separation over the wing surfaces. Furthermore, using this sub-scale data, an analytical optimisation routine is coded to determine the most efficient spatial distribution for surface pressure taps, to provide a theoretical alternative to the data acquisition techniques in the experimental part of the study.

The experimental phase focuses on the design, construction, and calibration of a custom aerodynamic balance tailored for the physical closed-loop Clean Mobility and Thermofluids (CMT) wind tunnel. Both the morphing and simple flap systems are tested in order to obtain qualitative flow visualization and quantitative force measurements, as well as local velocity values are extracted over the wing surface. The CFD methodology is validated by comparing these experimental wind tunnel results with the sub-scale numerical sweeps. The main goal of the study is achieved by establishing this empirical correlation, which makes it possible to extrapolate the aerodynamic performance data back to the real-scale

11

GIA

Estudio preliminar de un sistema de apoyo térmico basado en materiales MOST para cargas biológicas en CubeSats

Preliminary Study of a MOST-Based Thermal Support System for Biological Payloads in Cube Sats

PORTERO SÁEZ, ÓSCAR

Resumen

Este Trabajo Fin de Grado propone un estudio preliminar de viabilidad de un sistema de apoyo térmico para cargas biológicas en CubeSats mediante el uso de materiales MOST, capaces de almacenar energía solar durante las fases iluminadas de la órbita y liberar calor durante los periodos fríos. El trabajo se centra en el desarrollo y análisis de un modelo simplificado de tipo gemelo digital que combina el entorno orbital, una red térmica de parámetros concentrados, la dinámica de carga y descarga del material MOST y distintas estrategias de control térmico. El objetivo principal es evaluar si este tipo de sistema puede reducir parcialmente la demanda energética de los calentadores eléctricos sin comprometer la estabilidad térmica necesaria para muestras biológicas. El estudio permite comparar configuraciones y estrategias de control, identificar compromisos entre ahorro energético y seguridad térmica, y establecer una base inicial para futuros desarrollos más detallados.

Abstract

This Bachelor's Thesis presents a preliminary feasibility study of a thermal support system for biological payloads in CubeSats using Molecular Solar Thermal Energy Storage materials, commonly referred to as MOST materials. These materials can be optically charged during sunlit orbital phases and release stored heat during colder periods, potentially assisting conventional electrical heaters. The work focuses on the development and analysis of a simplified digital-twin model that combines the orbital thermal environment, a lumped-parameter thermal network, MOST charge–release dynamics, and different thermal-control strategies. The main objective is to assess whether this type of hybrid thermal architecture can partially reduce electrical heater demand while maintaining the thermal stability required for biological samples. The study enables the comparison of different configurations and control approaches, identifies trade-offs between energy saving and biological thermal safety, and provides an initial modelling basis for future, more detailed developments.

Desarrollo de una herramienta aeroelástica basada en VLM y FEM para la predicción de la divergencia estática con acoplamiento iterativo estabilizado

Development of an aeroelastic tool based on VLM and FEM for static divergence prediction with stabilized iterative coupling

REBELO BEL, RODIGO

Resumen

El presente Trabajo de Fin de Grado aborda el desarrollo de un modelo aeroelástico estático en MATLAB para la predicción de la velocidad de divergencia en distintas configuraciones de ala. Las cargas aerodinámicas se calculan mediante un método de red de vórtices (VLM) cuasiestacionario, acoplado a un modelo estructural de elementos finitos unidimensional (FEM) basado en teoría de vigas, que considera la flexión según Euler–Bernoulli y la torsión de Saint-Venant.

El acoplamiento aeroestructural se resuelve mediante un procedimiento iterativo desacoplado, en el que las cargas aerodinámicas alimentan al modelo estructural y las deformaciones resultantes actualizan la geometría aerodinámica. Para garantizar la convergencia y evitar inestabilidades numéricas, se emplea una técnica de relajación dinámica de Aitken Delta cuadrado, que permite mejorar la estabilidad del proceso iterativo y reducir el coste computacional frente a estrategias de relajación de parámetro fijo.

El modelo desarrollado se aplica a distintas configuraciones de ala, realizándose un estudio paramétrico que permite analizar la influencia de los principales parámetros geométricos y estructurales en la velocidad de divergencia. Los resultados obtenidos se contrastan con soluciones teóricas de referencia, validando la capacidad predictiva del modelo y su idoneidad para el análisis aeroelástico de bajo coste computacional.

Abstract

This Bachelor's Thesis addresses the development of a static aeroelastic model in MATLAB for predicting divergence speed across various wing configurations. Aerodynamic loads are calculated using a quasi-steady Vortex Lattice Method (VLM), coupled with a one-dimensional finite element structural model (FEM) based on beam theory, which accounts for Euler-Bernoulli bending and Saint-Venant torsion.

The aero-structural coupling is solved through a staggered iterative procedure, where the aerodynamic loads feed into the structural model and the resulting deformations update the aerodynamic geometry. To ensure convergence and avoid numerical instabilities, an Aitken's

Delta-squared dynamic relaxation technique is employed, improving the stability of the iterative process and reducing the computational cost compared to fixed-parameter relaxation strategies.

The developed model is applied to different wing configurations, conducting a parametric study to analyze the influence of key geometric and structural parameters on the divergence speed. The obtained results are compared against theoretical reference solutions, validating the predictive capability of the model and its suitability for low-computational-cost aeroelastic analysis.

Modelado computacional de un rotor coaxial para un vehículo VTOL

Computational modeling of a coaxial rotor for a VTOL vehicle

REIG MALONDA, GUILLEM

Resumen

Este Trabajo de Fin de Grado se centra en el estudio aerodinámico y estructural de un sistema de rotor coaxial diseñado para un vehículo de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) mediante el análisis de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). Por ello, el estudio comienza con la caracterización aerodinámica de un rotor simple con el fin de validar los resultados.

Posteriormente, se evalúa el sistema de rotor coaxial, analizando su rendimiento tanto en condiciones de vuelo a punto fijo como de avance mediante simulaciones CFD. Se realizará un estudio paramétrico para diferentes ratios de avance, separación entre hélices y diferentes niveles de fidelidad en el modelado.

14

GIA

Desarrollo de una herramienta para la comparación de transferencias orbitales con sistemas de propulsión de bajo empuje.

Development of a Tool for Comparing Orbital Transfers Using Low-Thrust Propulsion Systems

ROBLES AYORA, KEVIN ANDRÉS

Resumen

El avance de sistemas de propulsión de bajo empuje ha supuesto un cambio significativo en la ingeniería espacial, especialmente en misiones de larga duración y alta eficiencia energética. A diferencia de los sistemas de propulsión química tradicionales estos sistemas proporcionan aceleraciones más pequeñas pero sostenidas en el tiempo, permitiendo optimizar el consumo de combustible y ampliar las posibilidades de las misiones espaciales.

El análisis y comparación de trayectorias orbitales según los parámetros de bajo empuje asociado resulta esencial para evaluar la viabilidad y el rendimiento de una misión. Este Trabajo de Fin de Grado se centra en el desarrollo de un software capaz de simular y comparar trayectorias orbitales generadas con diferentes configuraciones de propulsión y parámetros de misión. El objetivo principal es proporcionar una herramienta que facilite este estudio, permitiendo el análisis de variables como, el tiempo de transferencia, el consumo de propelente o la variación orbital obtenida y así discutir la eficiencia de cada situación.

Abstract

The development of low-thrust propulsion systems has represented a significant change in space engineering, particularly for long-duration and high energy-efficiency missions. Unlike traditional chemical propulsion systems, these technologies provide smaller but continuous accelerations over time, enabling fuel consumption optimization and expanding the possibilities of space missions.

The analysis and comparison of orbital trajectories according to the associated low-thrust parameters are essential for evaluating the feasibility and performance of a mission. This Bachelor's Thesis focuses on the development of a software application capable of simulating and comparing orbital trajectories generated using different propulsion configurations and mission parameters. The main objective is to provide a tool that facilitates this study, allowing the analysis of variables such as transfer time, propellant consumption, and the achieved orbital variation, thereby enabling the evaluation of the efficiency of each scenario.

Análisis de cargas en aerogeneradores bajo estela

Analysis of loads in wind turbines under wake

RUBIO DEL POZO, CARLOS

Resumen

La producción de energía y la integridad estructural de un aerogenerador específico dentro de un parque eólico dependen no solo de las condiciones ambientales que caracterizan el sitio sino también de su posición con respecto a los demás aerogeneradores. Estos generarán estelas que pueden tener un impacto crucial en la turbina eólica en estudio: la velocidad del viento entrante disminuirá mientras que la intensidad de la turbulencia aumentará. Como consecuencia, el rendimiento energético será menor mientras que las cargas que afecten a la estructura serán mayores, lo que provocará una vida útil más corta del aerogenerador. Un diseño optimizado de un parque eólico requiere, por lo tanto, una comprensión clara del fenómeno de estela.

El objetivo del trabajo propuesto es realizar un análisis comparativo de las cargas que afectan a un aerogenerador bajo estela considerando diferentes aspectos:

- modelos de estela
- condiciones del viento
- disposición del parque eólico

Para ello se considerarán simulaciones aeroelásticas de última generación.

Para un desarrollo exitoso del proyecto, se espera que el alumno tenga conocimientos básicos de aerodinámica así como experiencia en lenguajes de programación.

Abstract

The energy production and the structural integrity of a specific wind turbine within a wind farm depend not only on the environmental conditions that characterise the site but also on its position with respect to the other wind turbines. These will generate wakes which may have a crucial impact on the wind turbine under study: the incoming wind speed will decrease whereas the turbulence intensity will increase. As a consequence, the energy yield will be lower while the loads affecting the structure will be larger, leading to a shorter lifetime of the wind turbine. An optimized wind farm design requires, therefore, a clear understanding of the wake phenomenon.

The objective of the proposed work is to perform a comparative analysis of the loads affecting a wind turbine under wake considering different

- wake models
- wind conditions

- wind farm layout

For this purpose, state-of-the-art aeroelastic simulations will be considered.

For a successful development of the project, it is expected that the student has a basic knowledge of aerodynamics as well as experience in programming languages.

Cálculo de órbitas y predicción de colisiones mediante la evaluación de eficiencia de métodos generales y simplécticos

Orbit modelling and collision prediction through the evaluation of the efficiency of general and symplectic methods

RUIZ MARTÍN, NEREA

Resumen

En este trabajo se presenta el estudio de la eficiencia de diferentes métodos numéricos en el cálculo de órbitas y su fiabilidad de predicción de colisión entre distintos objetos en órbita. Tras una introducción sobre la relevancia de esta problemática que realza las necesidades del rastreamiento al tratar con basura espacial, se presentan los distintos métodos numéricos a analizar durante el estudio y el problema de Kepler a resolver. Las pruebas realizadas mediante Matlab con simulaciones de Monte Carlo demuestran ventajas significativas al utilizar métodos simplécticos en la resolución del problema. Se considera, por último, el ajuste de precisión considerando perturbaciones y un estudio de la fiabilidad de métodos mediante comparación de datos estadísticos.

17

GIA

Estudio y diseño de experimento de un ala morphing en túnel de viento

Study and experimental design of a morphing wing in a wind tunnel

SÁNCHEZ TORÁ, JOAQUIN

Resumen

Este trabajo consiste en diseñar un experimento que valide los resultados de un modelo de cálculo computacional alrededor de un ala capaz de modificar su curvatura. En principio, los cálculos se han desarrollado para una única velocidad incidente, con diferentes ángulos de ataque y distintos valores de curvatura del perfil cambiante. Además, se han estudiado las mismas condiciones para un ala con un flap simple y se comparan los resultados de dicha ala entre ambos dispositivos hipersustentadores. El objetivo del trabajo es llevar a la práctica el ala con ambos dispositivos y probar su comportamiento en un túnel de viento. Debido a la configuración del ala, el trabajo presenta el diseño de una balanza para medir las fuerzas de sustentación y de resistencia en las distintas configuraciones.

Abstract

This work consists of designing an experiment that validates the results of a computational calculation model around a wing capable of modifying its curvature. In principle, the calculations have been developed for a single incident velocity, with different angles of attack and different curvature values of the changing profile. In addition, the same conditions have been studied for a wing with a simple flap and the results of said wing are compared between both hypersustaining devices. The objective of the work is to put the wing with both devices into practice and test its behavior in a wind tunnel. Due to the configuration of the wing, the work presents the design of a balance to measure the forces of lift and resistance in the different configurations.

Estudio computacional del fenómeno de fuga térmica en módulos de baterías de Ion Litio para aplicaciones aeronáuticas

Computational study of the thermal runaway phenomenon in lithium-ion battery modules for aeronautical applications

SANZ GRAU, BERTA

Resumen

En este trabajo se desarrolla un modelo de dinámica de fluidos computacional (CFD) mediante el software StarCCM+ para analizar y predecir la propagación del fenómeno de fuga térmica (thermal runaway) en un módulo de baterías de ion-litio diseñado para sistemas aeronáuticos. La simulación integra modelos de combustión y transferencia de calor conjugada para evaluar cómo el fallo exotérmico de una celda individual afecta a sus adyacentes, y al material en el que se encuentran localizadas. Para ello, las simulaciones CFD se complementarán con cálculos de elementos finitos (FEM) para la predicción de la deformación y cálculo de estreses. Mediante este enfoque numérico, se identifican los puntos críticos de acumulación de calor y se valida la eficacia de diferentes materiales de carcasas y sistemas de refrigeración, permitiendo optimizar el diseño del pack para mitigar riesgos catastróficos sin necesidad de costosos ensayos experimentales destructivos.



MÁSTER INGENIERÍA AERONAÚTICA



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Defensas MUIA

Trabajos Fin de Máster

6 comunicaciones

2

Defensas MUIA

19

MUJA

Estimación del delta V y de la precisión de intercepción en maniobras orbitales mediante una formulación ZEM/ZEV simplificada

Estimation of Delta-V and Interception Accuracy in Orbital Maneuvers Using a Simplified ZEM/ZEV Formulation

ALBERT GIL, JOSEP

Resumen

Este trabajo plantea el estudio computacional de una maniobra orbital simplificada utilizando el enfoque Zero-Effort-Miss/Zero-Effort-Velocity, ZEM/ZEV, como herramienta de guiado para una trayectoria de aproximación o intercepción. El objetivo principal es implementar un modelo básico que permita calcular las correcciones necesarias durante la maniobra, estimar el incremento de velocidad requerido, delta V, y relacionarlo con el consumo de propelente de un sistema de propulsión representativo. El modelo considera inicialmente una dinámica orbital de dos cuerpos y, de forma progresiva, incorpora perturbaciones como el término J2. Asimismo, se evalúa el rendimiento del sistema de guiado ante diferentes escenarios operativos. El fin de estas simulaciones es analizar la robustez de la ley de guiado, el error final de intercepción y el delta V asociado a la trayectoria obtenida. El trabajo tendrá un enfoque aplicado, orientado a conectar una ley de guiado orbital con estimaciones prácticas de viabilidad propulsiva.

Abstract

This work proposes a computational study of a simplified orbital maneuver using the Zero-Effort-Miss/Zero-Effort-Velocity, ZEM/ZEV, approach as a guidance tool for an approach or interception trajectory. The main objective is to implement a basic model to compute the required corrections during the maneuver, estimate the required velocity increment, delta V, and relate it to the propellant consumption of a representative propulsion system. The model initially considers two-body orbital dynamics and progressively incorporates perturbations such as the J2 term. In addition, the performance of the guidance system is evaluated under different operational scenarios. The purpose of these simulations is to analyze the robustness of the guidance law, the final interception error, and the delta V associated with the obtained trajectory. The work will have an applied focus, aimed at connecting an orbital guidance law with practical estimates of propulsive feasibility.

Simulación y análisis de estrategias cooperativas de persecución-evasión en un modelo cinemático simplificado

Simulation and Analysis of Cooperative Pursuit-Evasion Strategies in a Simplified Kinematic Model

MARTÍNEZ GUNTHER, RUBÉN

Resumen

Este trabajo propone el desarrollo de un modelo computacional simplificado para estudiar un problema de persecución-evasión con varios perseguidores y un evasor móvil en un plano tridimensional. El objetivo principal es implementar un simulador que permita comparar distintas estrategias de movimiento, como la persecución directa, la formación de un encerramiento y la contracción progresiva de la formación. A partir de este modelo, se analizará cómo influyen parámetros como la velocidad relativa entre agentes, la geometría inicial, el radio de captura y las reglas de movimiento del evasor. El trabajo tendrá un carácter exploratorio y se centrará en la simulación, visualización y análisis de resultados, con el fin de valorar la eficacia de estrategias cooperativas sencillas en escenarios de persecución-evasión.

Abstract

This work proposes the development of a simplified computational model to study a pursuit-evasion problem involving several pursuers and a moving evader in a three-dimensional space. The main objective is to implement a simulator that allows different motion strategies to be compared, such as direct pursuit, formation of an encirclement, and progressive contraction of the formation. Based on this model, the study will analyze how parameters such as the relative speed between agents, the initial geometry, the capture radius, and the evader's motion rules influence the results. The project will have an exploratory character and will focus on simulation, visualization, and analysis of results, with the aim of assessing the effectiveness of simple cooperative strategies in pursuit-evasion scenarios.

PROBLEMÁTICA EN LA RECEPCIÓN DE MATERIAL AERONÁUTICO EN UNA AEROLÍNEA COMERCIAL

PROBLEMS IN THE RECEPTION OF AERONAUTICAL MATERIAL AT A COMMERCIAL AIRLINE

PENA VARELA, ESTHER

Resumen

Este Trabajo Fin de Máster analiza los problemas detectados en el proceso de recepción de material aeronáutico en el sistema informático de una aerolínea comercial.

La gestión adecuada de estos materiales, clasificados según los requerimientos de aeronavegabilidad establecidos por los fabricantes y autoridades reguladoras, es esencial para garantizar la seguridad y operatividad de la flota. Se identificaron deficiencias derivadas de factores humanos y errores del sistema, que dificultan la actualización y el control de los requerimientos técnicos. Como respuesta, se han desarrollado procedimientos destinados a minimizar las discrepancias y mitigar las causas de error, mejorando la trazabilidad, el cumplimiento normativo y la eficiencia del proceso logístico.

Abstract

This Master's Thesis analyzes the issues found in the process of registering aeronautical material in the information system of a commercial airline. Proper management of these materials, which are classified according to airworthiness requirements defined by manufacturers and regulatory authorities, is essential to ensure fleet safety and operational readiness. The study identified deficiencies caused by human factors and system errors, which hinder the timely updating and control of technical requirements. In response, standardized procedures have been developed to minimize discrepancies and mitigate the root causes of error, thereby improving traceability, regulatory compliance, and the overall efficiency of the logistics process.

Diseño conceptual de sistemas propulsivos híbridos de hidrógeno para aviación de corto alcance

Conceptual design of hydrogen-based hybrid propulsion systems for short-range aviation

PÉREZ MACÍAS, ÁLVARO

Resumen

Este trabajo investiga la configuración óptima de una arquitectura propulsiva híbrida para aeronaves de corto alcance, con el objetivo de sustituir los ciclos de turbina de gas convencionales por sistemas de energía limpia que permitan avanzar hacia la descarbonización del sector aeronáutico. Utilizando como plataforma de referencia el ATR 72-600, se evalúa la integración de sistemas propulsivos basados en hidrógeno y sistemas de almacenamiento de energía mediante baterías. El estudio se centra en determinar la combinación óptima de estos sistemas que maximice la eficiencia operativa en una misión de referencia de 1.000 km, cumpliendo con los perfiles de vuelo estándar y minimizando el impacto ambiental en el marco de los Objetivos de Desarrollo Sostenible (ODS).

Abstract

This research investigates the optimal configuration of a hybrid propulsion architecture for short-haul aircraft, aiming to replace conventional gas turbine cycles with clean energy systems to advance the decarbonization of the aviation sector. Using the ATR 72-600 as a baseline platform, the study evaluates the integration of hydrogen-based propulsion systems and battery energy storage systems. The objective is to identify the synergistic combination of these powerplants that maximizes operational efficiency for a 1,000 km reference mission, ensuring compliance with standard flight profiles and minimizing environmental impact in alignment with the Sustainable Development Goals (SDGs).

23

MUJA

Desarrollo de un modelo de encuentro entre UAS basado en tráfico sintético.

Development of a UAS encounter model based on synthetic traffic.

SANCHIS MARÍN, ÁLEX

Resumen

Los modelos de encuentro o encounter models son una herramienta esencial en el diseño de los sistemas de evitación (detect and avoid o DAA) en aviación. Tradicionalmente, los modelos de encuentro se han desarrollado en base a datos históricos de tráfico obtenidos por sistemas radar convenientemente filtrados y depurados. Esos datos son utilizados para entrenar redes bayesianas que permiten generar trayectorias con un comportamiento similar al del tráfico procesado. En el caso de aeronaves no tripuladas, no existe un volumen de datos de tráfico suficientemente grande para entrenar estos modelos, lo cual complica notablemente el diseño de sistemas de evitación de colisiones UAS-UAS embarcados (DAA) o basados en tierra (por ejemplo, el servicio de deconflicto táctico en espacios aéreos U-space). Este TFM pretende construir un modelo de encuentro basado en tráfico sintético. Para ellos, en primer lugar, se necesita un gran número de trayectorias suficientemente realistas. Para ello, se desarrollará un generador de trayectorias eficiente que utilice un simulador de vuelo PX4 en un entorno Gazebo. Con base en esas trayectorias se desarrollará un modelo de encuentro paramétrico que tenga en cuenta la maniobrabilidad de las aeronaves no tripuladas con el que se podrá estimar la frecuencia de colisión entre pares de aeronaves. Posteriormente, se incorporará en el modelo una lógica de detección y resolución de conflictos basada en la coordinación implícita entre agentes que permitirá la evaluación del rendimiento de una función de detección y evitación de colisiones en espacios U-space mediante la emulación de un servicio de resolución de conflictos tácticos y su sensibilidad frente a la maniobrabilidad de las aeronaves. En particular, se evaluarán métricas de rendimiento como el risk ratio, la frecuencia de alertas o la probabilidad de falsa alarma frente a parámetros como el look ahead time y las separaciones mínimas, teniendo también en cuenta parámetros del sistema como la probabilidad de detección, la latencia extremo a extremo del sistema de evitación, el error de posición y la probabilidad de fallo en la implementación de las maniobras de evitación.

Evaluación de un proceso alternativo a la activación mecánica de superficies imprimadas con cromato y su implementación industrial en entorno aeronáutico

Evaluation of an alternative process to the mechanical activation of chromate-primed surfaces and its industrial implementation in the aeronautical environment

VELASCO DÍAZ-SALAZAR, CARMEN

Resumen

La activación mecánica de superficies imprimadas con cromo hexavalente en espacios confinados conlleva riesgos significativos para la seguridad y la salud de los trabajadores debido a la toxicidad de este compuesto. Dicha activación, sin embargo, es necesaria para facilitar la adherencia durante la posterior aplicación de pintura, requerida en aeroestructuras con protección contra la corrosión, en las que se aplica una protección de poliuretano adicional en el interior de la aeronave. En este contexto, el presente proyecto abordará la investigación, el desarrollo y la validación de métodos de activación no mecánicos que aseguren dicha adherencia de manera segura y eficiente para el operario, así como la implementación de estas nuevas técnicas a escala industrial, garantizando que el proceso alternativo sea práctico y cumpla con los exigentes estándares de calidad y seguridad de la industria aeroespacial en el marco de la REACH.

Abstract

The mechanical activation of surfaces primed with hexavalent chromium in confined spaces poses significant risks to worker health and safety due to the compound's toxicity. However, such activation is necessary to facilitate adhesion during subsequent paint application, which is required on aerostructures configured with corrosion protection, where an additional polyurethane coating is applied to the aircraft's interior. In this context, this project will address the research, development, and validation of non-mechanical activation methods that ensure this adhesion safely and efficiently for the operator, as well as the implementation of these new techniques on an industrial scale, guaranteeing that the alternative process is practical and meets the demanding quality and safety standards of the aerospace industry within the framework of REACH.