

2nd RTNA International Conference on Aeronautics

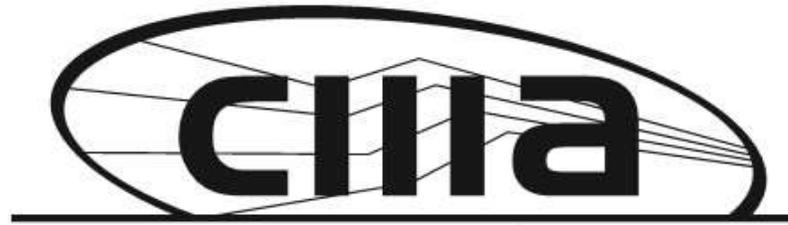
23 . 24 th October 2018



UANL
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FIME
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



CENTRO DE INVESTIGACIÓN
E INNOVACIÓN EN INGENIERÍA
AERONÁUTICA | UANL
FIME

ICA 2018

2nd RTNA International Conference on Aeronautics
Monterrey, Nuevo León, México



Red Temática
Nacional de Aeronáutica



CONACYT

Derechos Reservados

Este libro incluye artículos clasificados dentro de la Ingeniería Aeronáutica, incluyendo las temáticas de: Materiales, Dinámica de Vuelo, Estructuras, Propulsión.

Los autores participantes son responsables directos del contenido de sus artículos y asumen toda responsabilidad por la publicación de estos, motivo por el cual el compilador del Libro se declara exento de toda responsabilidad relacionada con el contenido de los mismos.

Ninguna parte de este documento puede ser reproducido o distribuido de ninguna forma o medio electrónico, sin permiso escrito de la UANL-FIME-CIIIA y Red Temática Nacional de Aeronáutica.

Editores: Dr. Simón Martínez Martínez
Dra. Citlalli Gaona Tiburcio
Dr. Facundo Almeraya Calderón

Responsable de la Edición: Dra. Citlalli Gaona Tiburcio

Revisión de Estilo y compiladores: Dr. Facundo Almeraya Calderón

Diseño Gráfico: Dra. Citlalli Gaona Tiburcio

Derechos reservados
Octubre 2018
D.R. ©Red Temática Nacional de Aeronáutica
<http://www.redaeronautica.com/>
Conacyt Proyecto 294145

Comité Organizador**Presidente:** Dr. Jaime A. Castillo Elizondo**Vicepresidente:** Dr. Simón Martínez Martínez**Coordinadora General:** Dra. Citlalli Gaona Tiburcio**Comité Local**

- Dr. Fernando Banda Muñoz
- Dr. Facundo Almeraya Calderón
- Dr. Francisco Estupiñán López
- Dr. Fausto Sánchez Cruz
- Dr. Jose A. Cabral Miramontes
- Dr. Mauricio Torres Arellano
- Monserrat Shareni Zuñiga Jimenez

**Red Nacional Teamtica de Aeronautica - RNTA
Comité Técnico Académico (CTA)**

CIATEQ	Dr. Luis Gerardo Trapaga Martínez
CIDESI	Dr. Juan Manuel Alvarado Orozco
UNAQ	Dra. Norma Muñoz Madrigal
CENTA- CIDESI	Dr. Edgar Franco Urquiza
UANL – FIME	Dr. Simón Martínez Martínez
IPN	Dr. Alfredo Arias Montaña
CINVESTAV	Dr. Hugo Rodríguez Cortés
ITSON	Dr. Alfredo E. Cervantes Martínez
CENAM	Dr. Salvador Echeverria

MENSAJE

Es para nosotros una profunda satisfacción el poder editar este Libro de Resúmenes de los trabajos en extenso de **2nd International Conference on Aeronautics**, a celebrarse en la Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA) - Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME) de la UANL. del 23 al 24 de octubre del 2018.

El Objetivo del Congreso es tener un foro interdisciplinario para investigadores científicos, académicos, estudiantes y profesionistas en general, vinculados con la investigación, desarrollo y aplicación de la tecnología de la aeronáutica y con ello reunir industria, gobierno y academia para discutir sobre los avances en aeronáutica, innovación, estrategias tecnológicas y negocios de este ramo con alto impacto en la sociedad.

Esta publicación se ha estructurado con las diferentes temáticas de la Red Temática Nacional de Aeronáutica (RTNA), cubriendo cada una de ellas en presentaciones, Magistrales, Industriales, Orales y Posters.

Deseo expresar nuestro agradecimiento a los patrocinadores del congreso comenzando por la Universidad Autónoma de Nuevo León y en específico a la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME), así como al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología, y a la Red Temática Nacional de Aeronáutica RTNA.

De igual forma queremos agradecer el entusiasmo y esfuerzo de todos los congresistas, que han contribuido con sus trabajos para hacer realidad esta **2nd International Conference on Aeronautics (ICA 2018)**, así como el apoyo de los miembros del comité organizador de CIIIA-FIME de la UANL. en particular a la Dra. Citlalli Gaona Tiburcio, el Dr. Facundo Almeraya Calderón, el Dr. Mauricio Torres y al Comité Técnico de la RTNA.

Finalmente, toda nuestra gratitud a aquellos quienes han trabajado para hacer este evento posible, esperamos que el Programa que hemos elaborado sea de su agrado, y que se culminen con éxito las actividades planeadas.

iiiiSean todos bienvenidos a la ciudad de las Montañas, Monterrey Nuevo León.!!!!!!

Dr. Simón Martínez Martínez
Presidente del Comité Organizador
2nd International Conference on Aeronautics

CONTENIDO

	Pág.
Conferencias Magistrales	6
Presentaciones Orales.....	13
Presentaciones en Póster.....	94

Conferencistas Magistrales



Prof. Marin Guenov

Cranfield University

**Head of Centre for Aeronautics
Centre for Aeronautics**



Prof. Guenov holds MEng in Mechanical Engineering and a PhD in Operations Research (Discrete Optimisation of Materials Handling Systems). He has over 30 years industrial and research experience drawn from the Design and Optimisation of Materials Handling Systems and Equipment, Design Integration of Large Marine Made-to-Order Products, and Multidisciplinary Design, Analysis and Optimisation (MDO) in the Aerospace sector.



He is a Senior Member of the American Institute of Aeronautics and Astronautics, a Fellow of the Institution of Mechanical Engineers, a Fellow of the Royal Aeronautical Society, Fellow of the Higher Education Academy, and is a Chartered Engineer. He is the Chairman of the Cranfield Branch of the Royal Aeronautical Society.

**From Point to Set – the Quest for the Next Generation Aircraft
Conceptual Design Tools**



Prof. Mauricio Vicente Donadon
Instituto Tecnológico de Aeronáutica

**Head, Department of Structures,
Aerospace Engineering Division**



Professor of Aerospace Structures in the Department of Aeronautics at Technological Institute of Aeronautics in Brazil, where he has been since 2009. He received a B.S. in Mechanical Engineering from the Santa Catarina State University and M.S. in Mechatronics and Dynamic of Aerospace Systems from the Technological Institute of Aeronautics in Brazil. He received his Ph.D in Aeronautics from the Imperial College London-UK. His main research focuses on experimental, analytical and numerical aspects of failure in fiber-reinforced composites. Other interests include buckling, post-buckling and collapse of reinforced metallic and composite panels, smart materials, aeroelasticity, composite manufacturing processes, fracture mechanics, fatigue, structural dynamics, impact dynamics, nonlinear finite elements and design of wind turbine blades. He currently supervises with other academics several PhD and M.S. students at Technological Institute of Aeronautics in Brazil.

A Virtual Testing Platform for Aerospace Structures



Dr Hugo Guajardo Martínez

Frisa Aerospace



Chief Metallurgist on Aerospace Forgings

EDUCATION - Bachelor (BSc) Mechanical and Electrical Engineering 1989 – 1994 FIME, UANL - Master Degree (MScE) Materials Science and Engineering 1994 – 1997 DIMAT, UANL - Doctorate Degree (Ph.D.) Materials Science and Engineering 1997 – 2002 University of Toronto

WORKING EXPERIENCE - Product Engineer NEMAK 2002 – 2004 - Chief Metallurgist FRISA Aerospace 2004 – Date

PUBLICATIONS - Effects of Large Reductions and Heating Temperature-Times on Grain Size Control of Alloy 718 Rolled Rings, J. Cardenas, H. Guajardo, C. Harwood and J.A. Manriquez, Superalloys 718, 625, 706 and derivatives 2005, TMS, 2005, p. 679.

In situ Strained Inconel 718 Superalloy studied by Thermoelectric Power technique, E. Lopez Cuellar, M. Morin, E. Reyes Melo, U. Ortiz Mendez, H. Guajardo-Martinez, J. Yerena Cortez, Journal of Alloys and Compounds, December 2007, p. 527-577.

Microstructural Response to Heat Affected Zone Cracking of Prewelding Heat Treated Inconel 939 Superalloy, M.A. González, D.I. Martínez, A. Pérez, H. Guajardo, A. Garza, Materials Characterization, An International Journal on Materials Structure and Behavior, December 2011, Vol. 62, No. 12, p. 1116-1123.

CERTIFICATIONS - NADCAP, AMS 2750 Pyrometry Training, Performance Review Institute, 2008 - S-400 Metallography, GE – Aviation, 2017 - Microstructure Codification DMC 0250 Index C & DMC 0261 - 262, 2016

MEMBERSHIPS - TMS since 2003

Nickel Based Superalloys and Titanium Alloys Forged Seamless Rings for Aero-Engine Applications



Claude Gobenceaux

SAFRAN

Managing Director
Safran Landing Systems (SLS)
Services Americas, S.A. de C.V.



Chef d'Établissement | Safran Landing Systems Querétaro
Presidente | Safran MDS, S.A. de C.V.

Vicepresidente para la Región Centro y Sur de México,
Presidente de la Comisión de Competitividad, Miembro
Fundador y del Consejo Directivo, Síndico ante la
PRODECON y ex Síndico ante la SAT | FEMIA
(Federación Mexicana de la Industria Aeroespacial)
Ex Presidente, Miembro Fundador y del Consejo
Directivo | Aero Clúster de Querétaro, A.C.

Miembro de los Órganos de Gobierno y Comités de
Evaluación Externo | CIDESI y CIDETEQ
Miembro del Consejo Directivo | SAE México
Miembro de Consejos Consultativos y de Vinculación (o
consejos equivalentes) siguientes:

- AEM (Agencia Espacial Mexicana)
- Tecnológico Nacional de México
- UNAQ (Universidad Aeronáutica de Querétaro)
- ITESM / CEDIA Campus Querétaro
- Anáhuac Campus Querétaro
- Arkansas University Campus Querétaro
- CONALEP Aeronautico de Querétaro
- Scotiabank Bajío

Entropía y pensamiento contra intuitivo: transversalidad del sector aeroespacial a las ciencias sociales



Gral. Gpo. P.A. D.E.M.A.,
Rodolfo Rodríguez Quezada
Fuerza Aérea Mexicana - FAMEX



Lic. En Administración Militar por la Escuela superior de Guerra.

Maestría en Administración Militar para la Seguridad y Defensa Nacional por el Colegio de Defensa Nacional
Maestría en Estudios Estratégicos en el Colegio de Guerra Aerea Maxwell, Alabama, USA.

Agregado militar y aéreo en la República Popular de China 2011-2013.

Condecoraciones:

Servicios Distinguidos

Presidente de la Primera Feria Aeroespacial de México (FAMEX 2015).

Medalla "Primero de Agosto" otorgada por el Ejército Popular de Liberación de China

Medalla "Santos Dumont" otorgada por el Gobierno de la República de Brasil.

Medalla "Gral. Juan Guillermo Villasana" por el Colegio de Ingenieros Mexicanos de Aeronautica

Comandante de la Estación Aerea Militar No. 1

General de Grupo, Piloto Aviador, Diplomado de Estado Mayor Aéreo.

Ratificado como Presidente de la FAMEX 2019

**FAMEX como impulsor de la Industria
Aeroespacial Nacional**



Ing. Erick N. Pérez V. **Airbus Helicopters**

Director de Ingeniería, Capacitación y Seguridad Aérea.

Ingeniero Aeronáutico egresado del Instituto Politécnico Nacional, México.

24 años en el **Grupo Airbus Helicopters**, actualmente desempeñando funciones de:

Director de:

- Ingeniería de Soporte Técnico, incluyendo Ingenieros de producto, Representantes Técnicos, publicaciones técnicas y servicios conectados en línea.
- Diseño o Aeronavegabilidad o Administración de Capacitación o Seguridad Aérea.



- Aviation Safety Officer del Grupo Airbus Helicopters para Latinoamérica
- Jefe de la Región Latinoamérica para Ingeniería de Soporte
- **Ingeniero Navegante de Pruebas en Vuelo del Grupo Airbus Helicopters** en más de 70 versiones de helicópteros civiles y militares con más de 2000 horas de experiencia.

“Seguridad Operacional en Helicópteros”

Presentaciones Orales.

Nickel Based Superalloys and Titanium Alloys Forged Seamless Rings for

2nd RTNA International Conference on Aeronautics Aero-Engine Applications

H. Guajardo¹, L. Barboza¹, E. Nuñez¹, R. Ornelas¹, S. Gallegos¹, J. Montemayor¹

¹FRISA AEROSPACE, Valentín G. Rivero 200, Nuevo León, México

hguajardo@frisa.com

INTRODUCTION

Since the beginning of FRISA Aerospace in 2003 many things have happened, initially the Company started as a joint venture between Wyman Gordon Houston but then in 2006 FRISA decided to continue by itself its quest for a place in this demanding industry [1].

During the early days the main focus was to gain experience on the most popular alloys i.e. Inconel 718, Titanium 6-4 but after several years of intensive research, it was decided to investigate every single alloy available on the market, nowadays our portfolio goes from our early basic materials to the most complex recently developed, like the Titanium 407 that is being used in the RR Trent 7000 Fan Case. In order to make this happen, a group of researchers were hired with the main purpose of gathering this knowledge in a systematic way. FRISA invested in many prototype testing and design of experiments, through time an internal mechanism to gather basic knowledge was developed, this knowledge allowed to define the preliminary parameters that combined with shop experience lead to design optimal processes.

General information of a specific material development have been summarized in this paper to reflect these great achievements FRISA has gather for the past 15 years [2]. FRISA now participates in the most recent and advanced engines from the leaders of the industry i.e. Trent XWB, 1000, 7000 from RR; GE9x, GENx & Leap from GE/CFM, PW1000 from P&W to mention the most relevant.

Finally, FRISA keeps continuously investing in brand new equipment since all OEMs recognize the high quality of its products and its high collaboration performance.

METODOLOGY

In general FRISA designed a laboratory scale test based on basic alloy information i.e. grain growth temperature, precipitation temperature; in summary the main parameters to screen its forging behavior at high temperatures. Then a full scale design of experiments is performed in which the material is evaluated based on this lab scale information.

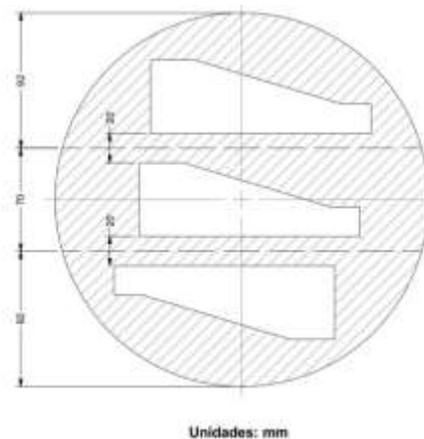


Figure 1. Wedges inside of the billet material

Superalloy C263 was recently reviewed for grain size control and represents a good example of the established mechanism explained before. Material was acquired in billet form, as traditionally done, then some wedges were machined at lab scale (Fig 1), finally they were exposed to the conditions under

investigation in order to determine the best approach for the real scale trials.

Three different forging temperatures were used to determine grain coarsening and recrystallization effects combined with deformation ratio; finally heat treatments were performed to evaluate the complete process conditions that were going determine the final properties of the parts. Figure 2 shows the wedges before and after the forging processes.

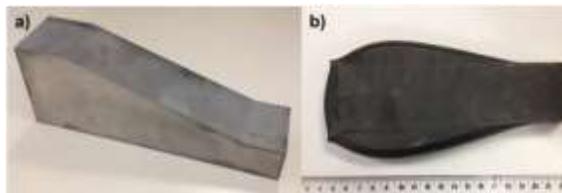


Figure 2. Wedges a) As machined & b) After forging.

Material was then analyzed for microstructural evolution before and after heat treatment. Based on the obtained results a full scale ring was then designed to fulfill specific customer requirements.

RESULTS

After completing all forging and heat treatment processes, microstructural analysis was performed on each of the conditions under study. Table 1 shows all tested conditions for this particular research.

Figure 3 shows the type of microstructures obtained. The effect of strain variation on the recrystallization behavior of this alloy at specific forging temperatures was determined and their response to the specific heat treatment was also evaluated.

Strain	Forging Temp	As Forged	Heat Treatments		
			HT 1	HT 2	HT 3
Low	Low	MAF-A	MHTI-A		
Medium		MAF-B	MHTI-B		
High		MAF-C	MHTI-C		
Low	Medium	MAF-A	MHTI-A		
Medium		MAF-B	MHTI-B		
High		MAF-C	MHTI-C		
Low	High	MAF-A	MHTI-A		
Medium		MAF-B	MHTI-B		
High		MAF-C	MHTI-C		

Table 1. Microstructural Analysis after forging the wedges.

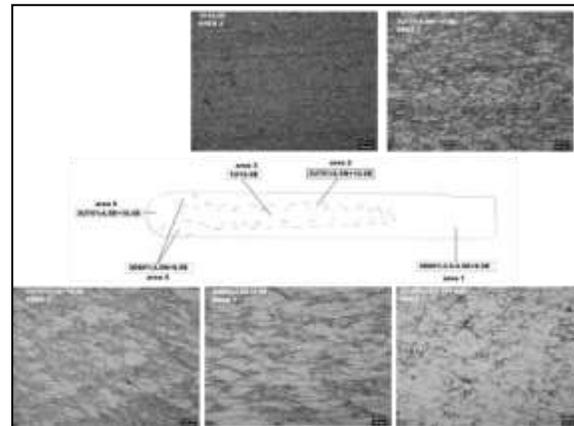


Figure 3. Medium forging temperature wedge microstructural results.

CONCLUSIONS

Many alloys have been developed at FRISA using several industrial techniques, the one explained in this paper represents just a single section of a complete procedure that FRISA has developed through the years. The main challenges are related not only to the material properties but to the

2nd RTNA International Conference on Aeronautics

geometry to be manufactured, therefore a proper balance of temperature, strain and strain rate plus specific shop conditions must be achieved. This has been the main challenge through the years that FRISA has been able to outcome for the most complex products in the industry.

REFERENCES

- [1] E. Garza T., D. Estrada, *Como se Forja una Empresa, 40 Años de FRISA*, p.158-159, Facsimil Arte Gráfico, Monterrey, Nuevo León, México, (2014).
- [2] J. Cardenas, H. Guajardo, C. Harwood and J.A. Manriquez, *Effects of Large Reductions and Heating Temperature Times on Grain Size Control of Alloy 718 Rolled Rings*, Superalloys 718, 625, 706 and Derivatives (2005).

A Virtual Testing Platform for Aerospace Structures
Prof. Maurício Vicente Donadon
Instituto Tecnológico de Aeronáutica-ITA, Department of Aeronautics

ABSTRACT

Advancements in software based on nonlinear finite element analysis (FEA) methods and, especially, the introduction of multiscale, composites-specific analysis tools have prompted dramatic growth in FE-based simulation of in-service aerospace behavior. The application of high-fidelity simulation models may lead to less-conservative designs and significant reductions in time and cost associated with conventional physical testing. Within this context, this talk focuses on recent developments at ITA regarding the development of a nonlinear finite element based virtual testing platform for simulation of aerospace structures subjected to different loading conditions, ranging from static to dynamic regimes. Topics will cover mostly experimental, analytical and numerical aspects of failure modeling in fiber-reinforced composites, buckling, post-buckling, collapse, fatigue and impact induced damage modeling in reinforced metallic and composite panels. Some case studies showing the models capabilities in terms of structural response and damage predictions at both coupon and sub-component levels will be also presented and discussed in this presentation.

“Seguridad Operacional en Helicópteros”:

Ing. Erick N. Pérez V.

Airbus Helicopters

- Grupo Airbus
- Estadísticas de accidentes de ala rotativa
- Mecanismo del accidente
- Accidente organizacional
- Factor Humano
- Principios de la Seguridad Operacional
- Airbus: Compromisos con la seguridad
- Helicopter Safety Team México
- Herramientas adicionales para la Seguridad

Airbus presenta la **Seguridad Operacional en Helicópteros** desde su punto de vista y en base a su experiencia como líder mundial en la fabricación de aeronaves de ala rotativa, iniciando con **Estadísticas** de accidentes a nivel mundial en este sector de la industria aeronáutica, en donde se incluye todo tipo de helicópteros de todos los fabricantes, mostrando en donde nos encontramos en este momento, con el fin de sensibilizar a la industria, autoridades y público en general sobre la necesidad de tomar acciones dirigidas principalmente a un cambio de cultura en términos de seguridad, pues se observa que el origen de los accidentes en helicópteros se encuentra en más de un 80% ligado a temas de factor humano, lo que posteriormente se profundiza en lo que llamamos el **Mecanismo del Accidente**, dándonos pautas de identificación de accidentes en el error humano, la negligencia, la imprudencia y violación entre otras causas.

En la sección del Accidente Organizacional, se mencionan ejemplos de este tipo de accidentes, así como los

diferentes factores alrededor de las personas y que pueden influir en la germinación de dichos accidentes bajo el concepto “SHEL(L)”, mencionándose como podrían ser contenidos, enfocándose posteriormente en el tema de **Factor Humano** en el cual se describen entre otros puntos, los 12 factores que afectan a las compañías aéreas y que la FAA menciona como la “docena sucia”.

En la parte llamada **Principios de la Seguridad Operacional**, se mencionan los principios básicos de los sistemas de Gestión de Seguridad Operacional (SMS), la seguridad verdadera y la seguridad aparente, el dilema gerencial, la cultura del reporte, la cultura justa y equitativa.

La parte final de la presentación menciona **el Compromiso de Airbus** para la seguridad, no solo en las aeronaves que fabricamos, o en el soporte que damos para lograr que miles de personas vuelen dedicada y confiadamente todos los días en todo tipo de misión civil y militar con el mayor estándar de seguridad en su operación, sino también los esfuerzos a nivel mundial que realizamos cooperando con diferentes autoridades, instituciones y demás organizaciones, comprometidas a que la industria del ala rotativa se mantenga al máximo nivel de seguridad operacional, mostrando algunos ejemplos palpables tales como el **HST México** y otras **Herramientas Adicionales** útiles de prevención, todas enfocadas al objetivo de reducción de accidentes en el ala rotativa.

Análisis del Proceso de Combustión Turbulenta de Spray a Partir de Dinámica de Fluidos Computacional

G. Guevara Morales¹, G. Guevara Morales^{*}, D. M. Huerta Chavez⁺

¹Instituto Politécnico Nacional

guemo_892@hotmail.com, lecram_21@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

La combustión de sprays es un proceso complejo que involucra fenómenos de turbulencia, cambios de estado, mezclado, reacciones químicas y transferencia de calor. Con el objetivo de estudiar las características de este proceso es necesario el uso de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), un activo campo de investigación en el desarrollo de modelos [1]. Las simulaciones basadas en el promedio de Reynolds de las ecuaciones de Navier-Stokes (RANS), son comúnmente empleadas para reproducir la turbulencia del proceso. Por otro lado, los modelos que simulan las grandes escalas de turbulencia (LES), que reproducen parte de las estructuras coherentes del flujo, se presentan como una alternativa que aporta mayor precisión en los resultados al aplicarse en procesos transitorios, incluyendo la combustión [2].

METODOLOGÍA

En primer lugar, se seleccionó un modelo experimental de cámara de combustión con resultados reportados y disponibles [3]. Se elaboró el modelo computacional de la cámara, para correr una primera simulación de tipo RANS. Se eligieron los modelos adecuados para representar los fenómenos principales del proceso y se determinaron las condiciones iniciales y de frontera. Para la simulación se empleó el software ANSYS Fluent. Los resultados obtenidos en la simulación se analizaron y compararon contra los datos experimentales. Finalmente, se realizó un análisis de las escalas de la turbulencia presentes en el flujo, con el objetivo de diseñar una malla adecuada para una posterior simulación LES (en proceso de realizarse).

RESULTADOS

A partir de la simulación RANS, se obtuvieron los contornos de temperatura de la flama dentro de la cámara (Figura 1), los perfiles de velocidad axial, radial y tangencial del flujo, así como la distribución de las gotas de combustible dentro de la cámara. Estos resultados fueron validados a partir de los datos experimentales. Se caracterizó el tamaño de las escalas turbulentas presentes en el flujo, estimando que incluso en las zonas de mayor turbulencia no se presenta un sub-rango inercial definido y que en la zona cercana a la inyección es posible que se presente anisotropía aun en las escalas disipativas. A partir de esto, se elaboró una malla estructurada para la simulación LES, con el tamaño de los elementos correspondiente a la escala donde inicia el rango de equilibrio universal (a partir de 0.4 mm en zonas de mayor energía). Para la simulación LES se propone emplear el modelo dinámico de energía cinética turbulenta, disponible en Fluent.

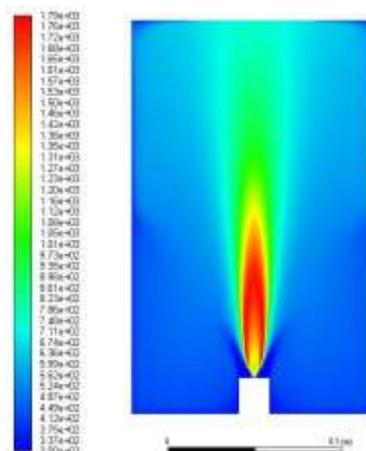


Figura 1. Contornos de temperatura de la flama (K).

CONCLUSIONES

1. Los resultados de la simulación RANS fueron validados contra los datos experimentales,
2. Los modelos empleados mostraron ser una aproximación útil para conocer las características del flujo.

propiedades generales del flujo en su estado estacionario.

3. La información obtenida en esta simulación además resulto de utilidad para un diseño más eficiente de la simulación LES posterior.
4. Se espera que la simulación LES muestre resultados sobre el comportamiento transitorio del flujo, significativos para el análisis de la formación de contaminantes, por ejemplo.

REFERENCIAS

1. Veynante, D. and L. Vervisch, *Turbulent combustion modeling*. Progress in Energy and Combustion Science, 2002. **28**: p. 193-266.
2. Zhou, L., K. Li, and F. Wang, *Advances in Large-eddy Simulation of Two-phase Combustion (I) LES of Spray Combustion*. Chinese Journal of Chemical Engineering, 2012. **20**(2): p. 205-211.
3. Widmann, J.F. and C. Presser, *A Benchmark Experimental Database for Multiphase Combustion Model Input and Validation*. Combustion and Flame, 2002. **129**: p. 47-86.

La fase receptiva en la transición de flujo laminar a turbulento

Ledesma Hernández A.^{1*}, Huerta-Chávez D.M.¹, Arias Montaña A.¹

¹SEPI ESIME Ticoman - Instituto Politécnico Nacional *

douglas.dc3.b727@gmail.com.mx

INTRODUCCIÓN

La transición de flujo laminar a turbulento es parte del desarrollo de la capa límite. La transición es un proceso que evoluciona en el espacio, iniciada por perturbaciones del medio que generan ondas inestables dentro de la capa límite. El acoplamiento entre las perturbaciones del entorno y las inestabilidades de capa límite se denota como "receptividad", Morkovin (1969). Por lo que la receptividad no es característica solamente del flujo de capa límite si no también del campo de flujo. El desarrollo de la transición es caracterizado inicialmente por la fase receptiva, un problema de interés práctico ampliamente estudiado. Resultados muestran que el punto de transición es afectado por las condiciones particulares de perturbaciones de la corriente libre.

En la reciente investigación se presentan algunos de los trabajos teóricos, experimentales y de simulación numérica realizados en teoría de receptividad. Fundamentos como teoría de receptividad de capa límite, descripción de algunos mecanismos receptivos, así como combinaciones de diferentes tipos de perturbación con mecanismos receptivos que pueden aparecer.

METODOLOGÍA

Se estudia la fase receptiva en el proceso de transición, revisando los trabajos de investigación referentes a la capa límite sobre placa plana. Especial atención es dada al desarrollo en la simulación numérica, la teoría y modelado, así como el soporte experimental.

Se presentan trabajos en los que perturbaciones en la corriente libre, tales como sonido o vorticidad, entran a la capa límites como perturbaciones estacionarias y/o fluctuaciones no estacionarias del estado base.

RESULTADOS

Matemáticamente el problema de receptividad difiere del problema de estabilidad (Reshotko, 1976,1984a, 1994) en el hecho de que ya sea las ecuaciones o las condiciones de frontera no son homogéneas debido a que la capa límite está siendo forzada por una perturbación externa. Por lo tanto, el problema tiene la forma de un problema de valores iniciales (Sarić, et al., 1999). El sistema de ecuaciones gobernantes para el problema de receptividad es por lo tanto típicamente el sistema de Navier-Stokes con las condiciones iniciales y de frontera adecuadas.

Dos clases generales de regiones receptivas fueron reconocidas por Goldstein, 1) regiones de borde de ataque donde la capa límite es delgada y crece rápidamente y 2) regiones corrientes abajo donde la capa límite es forzada a realizar un rápido ajuste.

Diversas inestabilidades pueden ocurrir independientemente o en conjunto con la aparición de cualquier tipo particular de inestabilidad y dependen del número de Reynolds, curvatura de la pared, flechado, aspereza y condiciones iniciales. Por lo que se mencionan alguno de los trabajos que consideran diferentes factores y combinaciones. Algunos de los trabajos teóricos relevantes son presentados en [1], [2] y [3], en los que se explica teoría receptiva, se desarrollan modelados, conversión de onda el fenómeno receptivo, entre otros. La receptividad de capa límite bidimensional y tridimensional se analiza en [4], una completa revisión del trabajo experimental se presenta en [5].

Modelos teóricos para analizar procesos receptivos considerando perturbaciones de vorticidad y acústicas como son receptividad natural, receptividad forzada y para dispersión de ondas de inestables por cambios de pequeña escala en las

2nd RTNA International Conference on Aeronautics

condiciones de frontera de pared son desarrollados en [1].

Modelado, simulaciones numéricas directas y mediciones experimentales de receptividad del borde de ataque a perturbaciones externas con atención al rol del sonido en la corriente libre son planteadas por [2].

El efecto de gradientes de presión también juega un rol importante en el fenómeno receptivo, en [3] se modelan los experimentos de Nishioka y Markovin (1986) y Kendall (1987) introduciendo fuentes de perturbación no estacionarias para tomar en cuenta los efectos de los gradientes de presión no estacionarios en la corriente libre.

Teoría y trabajos en conversión de longitud de onda y sugiere posibles opciones para investigación en el área, [4] considera receptividad causada por perturbaciones acústicas y de vorticidad de pequeña amplitud interactuando con el borde de ataque de una placa plana con ajuste del flujo promedio corriente abajo del borde de ataque.

Receptividad en flujos de capa límite tridimensional es analizada en [5], al modelar el flujo ligeramente corriente abajo de un borde de ataque flechado con gradiente de presión favorable. Se observan las inestabilidades de flujo cruzado dominantes y se investigan tres escenarios receptivos en la presencia de: asperezas sobre la pared, vorticidad de corriente libre y combinación de ambas fuentes de perturbación; además se identifican tres mecanismos receptivos: receptividad no estacionaria a asperezas, receptividad no estacionaria a vorticidad de corriente libre y receptividad no estacionaria con modos de vorticidad dispersos en las asperezas.

Mediciones experimentales dedicadas a la investigación del problema receptivo de capas límite

bidimensionales y tridimensionales respecto a perturbaciones tridimensionales externas es presentado por [8].

CONCLUSIONES

La transición de flujo laminar a turbulento es influenciada por variedad de factores, tanto internos como externos. En la fase receptiva perturbaciones del medio son filtradas por la capa límite para desarrollar ondas inestables. Trabajos de investigación son realizados con diferentes combinaciones de perturbaciones y mecanismos receptivos, desarrollando el progreso realizado en la comprensión de los mecanismos receptivos.

REFERENCIAS

- [1] Kerschen, E. J. (1993). Boundary layer receptivity theory. Technical report, ARIZONA UNIV TUCSON COLL OF ENGINEERING AND MINES.
- [2] Saric, W. S., Reed, H. L., and Kerschen, E. J. (1994). Leading-edge receptivity to sound: Experiments, DNS, theory. In AIAA Fluid Dynamics Conference, 1994. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA.
- [3] Kerschen, E. J. (1990). Receptivity of boundary layers to acoustic and vortical free-stream disturbances. In *Instability and Transition*, pages 239–249. Springer.
- [4] Schrader, L.-U., Brandt, L., and Henningson, D. S. (2009). Receptivity mechanisms in three-dimensional boundary layer flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 618:209–241.
- [5] Kachanov, Y. S. (2000). Three-dimensional receptivity of boundary layers. *European Journal of Mechanics/B Fluids*, 5(19):723–744.

Corrosión electroquímica de aluminio 2099 anodizado para aplicaciones aeronáuticas

P. Samaniego¹, D. Bastidas³, D. Avila², L. Canales¹, J. Cabral¹,
C. Gaona¹, F. Estupiñán¹, F. Almeraya¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León- Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica. Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica-CIIIA.

²Instituto Politécnico Nacional Campus Guanajuato (UPIIG)

³The University of Akron

oli_94@outlook.com

INTRODUCCIÓN

Las aleaciones de Aluminio han sido uno de los materiales que más se han utilizado y que se siguen utilizando para la estructura de las aeronaves debido a sus propiedades mecánicas y una baja densidad convirtiéndolo en uno de los materiales idóneos [1]. En la industria aeronáutica el problema de la corrosión es de gran importancia debido a los ambientes corrosivos que afectan a una aeronave sin estar en operación y al estar en operación, es por ello la importancia hacerlos más resistentes a través de diferentes procesos para disminuir el deterioro generado. En los años recientes se ha implementado las aleaciones de tercera generación como la aleación Al-Li (2099) debido que presenta un buen comportamiento en sus propiedades mecánicas, tiene una baja densidad y presenta un buen comportamiento ante la corrosión [2]. El objetivo de este trabajo es realizar un proceso de anodizado para incrementar la resistencia a la corrosión de la aleación 2099. Para evaluar la resistencia a la corrosión se realizó mediante pruebas electroquímicas en diferentes electrolitos.

METODOLOGÍA

El anodizado de la aleación 2099 se realizó con H_2SO_4 al 16%, durante 60 min a temperatura ambiente. Para el análisis del comportamiento a la corrosión se realizaron pruebas de ruido electroquímico a 1024 datos a 1 dato/seg (ASTM G199) y polarización cíclica (CPC) con un barrido de -800 mV a 1400 mV con una velocidad de polarización de 60 mV/min (ASTM G5) en tres diferentes medios.

RESULTADOS

El aluminio 2099 anodizado presentó un comportamiento menos activo en potencial y una menor demanda de corriente en comparación con la aleación sin anodizar en un electrolito de cloruro de sodio (NaCl).

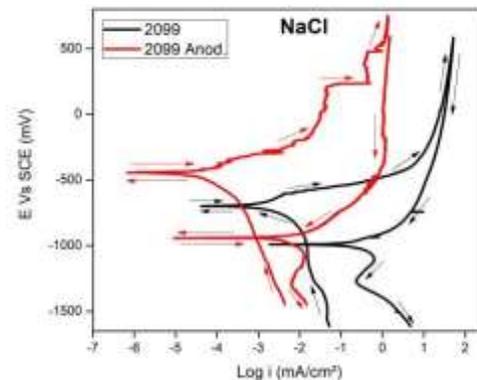


Figura 1. CPC en las distintas soluciones.

CONCLUSIONES

El proceso de anodizado se realizó con éxito logrando generar una capa de óxido de aluminio en la aleación 2099 dando como resultado una menor velocidad de corrosión y potenciales más nobles.

REFERENCIAS

[1] A. Mouritz, *Introduction to aerospace materials*, p. 8, Elsevier, Philadelphia USA, (2012).

Aislamiento de vibraciones e impacto usando modelos de una y dos etapas

D.F. Ledezma Ramírez¹, P.E., Tapia Gonzalez¹, J.J., Villalobos Luna¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

diego.ledezmard@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN.

Las vibraciones mecánicas e impactos son causa común de efectos negativos en sistemas mecánicos y estructurales, por ejemplo, ruido, aflojamiento y soltura, e incluso posibles fallas por fatiga, etc. Estos fenómenos son particularmente importantes en componentes sensibles como sistemas electrónicos y aviónicos. Los modelos clásicos de aislamiento de vibraciones son ampliamente usados con buenos resultados, considerando elementos elásticos simples que absorben y disipan la energía vibratoria. Sin embargo, en componentes aeroespaciales la vibración de alta frecuencia puede ser especialmente dañina, y los modelos clásicos tienen limitaciones físicas en estos rangos de frecuencia. Para mejorar la respuesta en alta frecuencia, se usan los montajes de dos etapas, considerando una masa y elemento elásticos adicionales, resultando en un sistema de dos grados de libertad. La respuesta armónica de estos sistemas ha sido ampliamente documentada [1], sin embargo, la respuesta a impacto no ha sido estudiada. En este trabajo se presenta una revisión general de las metodologías de aislamiento con sistemas de una y dos etapas, enfocándose a la respuesta de impacto del sistema de dos etapas, discutiendo ventajas y desventajas, así como aplicaciones futuras.

METODOLOGÍA

Se presentan de forma teórica las propiedades de aislamiento de los sistemas de una etapa, para excitaciones armónicas y de impacto, para posteriormente discutir la respuesta armónica del sistema de dos etapas. Posteriormente se analiza la respuesta al impacto del sistema de dos etapas, validando con demostraciones experimentales, midiendo la transmisibilidad y eficiencia aislante, así como la respuesta a impactos de amplitud variable, usando una

mesa vibratoria. Finalmente se discuten aplicaciones e ideas para trabajo a futuro.

RESULTADOS

Los sistemas de aislamiento en dos etapas pueden proporcionar un rendimiento superior en altas frecuencias, con el costo de una masa secundaria que incrementa el peso y espacio requerido para el sistema, y una resonancia extra. Para el caso de vibración armónica, los beneficios se observan cuando la razón de masa principal (aislada) a masa secundaria, o intermedia es del 10%, sin embargo, el rendimiento en alta frecuencia se mejora a medida que la masa intermedia aumenta. En el caso de vibración por impacto, se requiere una masa intermedia al menos dos veces mayor a la masa aislada, y la mejora es observada principalmente en impactos de corta duración, caracterizados por su contenido de alta frecuencia, y al igual que en el caso armónico, al incrementar la masa intermedia se consiguen mayores rendimientos. Se propone una estrategia de control variable de la rigidez de los elementos elásticos en el sistema de dos etapas, y los resultados teóricos preliminares demuestran que se pueden conseguir aún mejores propiedades aislantes comparado con los sistemas pasivos.

CONCLUSIONES

En base al análisis teórico y experimental presentado, se concluye que es posible mejorar de forma considerable el aislamiento de vibraciones e impactos de alta frecuencia con un sistema de dos etapas bajo la premisa de un incremento de peso y espacio. Se propone a futuro el uso de estrategias de control activo de rigidez, para lograr un mejor rendimiento.

REFERENCIAS

[1] E.I. Rivin, Eugene I. *Passive Vibration Isolation*, p48, Asme press, New York, (2003).

Análisis aerodinámico de un ala en túnel de viento con acreción de hielo a bajo número de Reynolds

C.A. Santana-Delgado, V. González-Suarez, L.A. Amézquita-Brooks, D. Martínez-Vázquez*

CIHA-FIME-UANL

daniell.martinezv@gmail.com

INTRODUCCIÓN

La formación de hielo en las aeronaves es un tema muy importante para la seguridad de la aviación, ya que han ocurrido accidentes debido a este tipo de fenómenos. Es muy importante para la seguridad que los aviones tengan la capacidad de volar en condiciones meteorológicas complicadas [1]. Sobre las alas sometidas a baja temperatura se forman acreciones de hielo. Dichas acreciones modifican la forma geométrica del ala, dando lugar a modificaciones aerodinámicas adversas.

En general, todas las investigaciones han sido realizadas con altos números de Reynolds ($Re > 3e6$) y muy pocas con bajos números ($Re < 2e5$). Debido al aumento en el uso de VANT'S (que operan a bajo Re), se proponen estudiar los cambios aerodinámicos de un perfil alar a bajo número de Reynolds y con acreciones de escarcha.

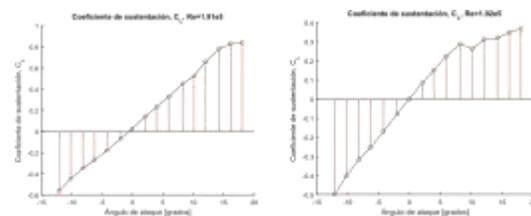
METODOLOGÍA

Se realizaron una serie de pruebas aerodinámicas haciendo un barrido en ángulos de ataque empezando en -12° hasta los 18° con incrementos de 2° y a diferentes velocidades del túnel de viento desde los 3 m/s hasta los 20 m/s. Esto con la finalidad de encontrar la velocidad adecuada para los experimentos hasta encontrar un comportamiento conocido. La velocidad que se consideró adecuada para la experimentación fue la de 15 m/s, obteniendo un valor de $1.92e5$ Re . Las velocidades más bajas no se consideraron debido al tan bajo número de Reynolds que presentaban.

RESULTADOS

Los resultados mostrados en las gráficas son los resultados crudos sin algún tipo de tratamiento, estos resultados fueron

analizados de manera individual para obtener los coeficientes de levantamiento y el coeficiente de resistencia al avance para ambos casos, cuando el ala no presenta acreción de hielo y el caso en el que el ala presenta acreción de hielo.



CONCLUSIONES

Del análisis de los datos se encontró que en el caso cuando el ala presenta acreción de hielo el coeficiente de sustentación decrece en un 33% con respecto al caso en que el ala no presenta alguna acreción o formación de hielo en la superficie. También se encontró que el coeficiente de resistencia al avance se incrementa drásticamente hasta alcanzar un valor del 144% en el caso cuando el ala presenta acreción de hielo. Se presentó el análisis aerodinámico de un ala sometida a bajo número de Reynolds y con acreción de hielo tipo escarcha.

REFERENCIAS

- [1] Cuerno, C., López, G., Escudero, J. L., & López, J. (2001). Experimental aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoils with simulated glaze and rime ice. *Proc Instn Mech Engrs*, 215 (Part G), 229-240.
- [2] TECBLUE Aviation. (2016). *Curso Operación en climas fríos*.
- [3] Lee, S., & Bragg, M. B. (1999). Effects of simulated-spanwise ice shapes on airfoils: experimental investigation. *American Institute of Aeronautics & Astronautics*, 37, 1-15.

Análisis experimental de aislantes vibratorios con rigidez y amortiguamiento no lineales para aplicaciones aeronáuticas

P. E. Tapia González, D. F. Ledezma Ramírez*, M. Castillo Morales.

Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.
diego.ledezmard@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Las aeronaves son ejemplos importantes en los cuales el aislamiento vibratorio es crucial [1], los componentes de aviónica, en un vehículo aéreo, contienen partes electrónicas sensibles que pueden fallar cuando se somete a excitaciones de impacto o vibración excesiva durante el vuelo y los aterrizajes. La selección y diseño de los aislantes antivibratorios se basa en modelos lineales [2], en muchas ocasiones el amortiguamiento no responde a un modelo viscoso, sino más complejo, ya sea viscoelástico, de fricción seca, estructural, etc. Además, el elemento elástico puede presentar comportamientos no lineales, especialmente cuando son sujetos a grandes deformaciones, como por ejemplo las excitaciones debidas a impactos y choques [3].

METODOLOGÍA

Se experimentó con 3 resortes de cable comerciales (Figura 1.a, 1.b y 1.c), acomodados en arreglos paralelos para garantizar estabilidad durante las pruebas. Primeramente, en una máquina universal se realizaron ensayos cuasi-estáticos para las curvas fuerza-deformación. Posteriormente, en un excitador electrodinámico, ensayos cíclicos para los lazos de histéresis, mediante un ensayo de transmisibilidad se obtuvo su frecuencia natural y con excitaciones de corta duración la respuesta al impacto de cada modelo.

RESULTADOS

Se muestran las curvas fuerza-deformación obtenidas (Figura 1.d) y al hacerles un ajuste de curvas para calcular la rigidez, de la cual se muestra su comportamiento (Figura 1.e). Los lazos de histéresis también fueron obtenidos para el cálculo del amortiguamiento. Las pruebas dinámicas resultan en la

frecuencia natural particular para cada modelo analizado y la respuesta al impacto muestra el comportamiento de los modelos a diferentes duraciones y amplitudes de excitación.

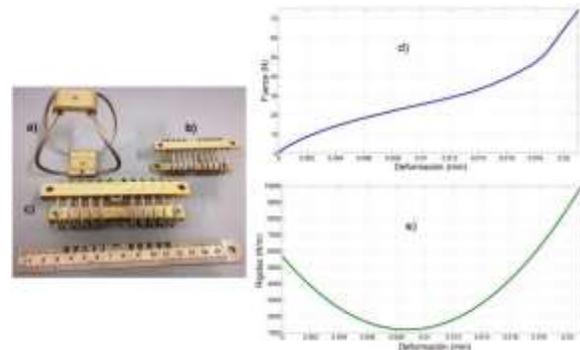


Figura 1. Resorte de cable utilizados en la experimentación (a, b y c) y ejemplos de gráfica fuerza-deformación (d) y curva de rigidez (e).

CONCLUSIONES

Los resortes de cable probados tienen un comportamiento no lineal en las curvas fuerza-deformación en la rigidez y en el amortiguamiento. Por su parte, los resultados de respuesta al impacto muestran también su comportamiento no lineal al variar la duración del impacto y al aumentar la magnitud de los mismos.

REFERENCIAS

- [1] C. W. De Silva, *Vibration and Shock Handbook*, Taylor & Francis Group, 2005.
- [2] C. M. Harris and A. G. Piersol, *Harris' shock and vibration handbook*, 5 ed., Mc Graw Hill, 2002. [3] D. F. Ledezma-Ramirez, N. S. Ferguson, M. J. Brennan and B. Tang, "An experimental nonlinear low dynamic stiffness device for shock isolation," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 347, p. 1-13, 2015.

Caracterización electroquímica de la aleación Aluminio-Litio 2099 con diferentes tratamientos térmicos

A. Sánchez Gómez¹, M. Neri Alvarez², J.L. Pérez D²., C. Gaona Tiburcio¹, G. Castañeda N²., J.A. Cabral Miramontes², P. Zambrano Robledo¹., F. Almeraya Calderón^{1*}.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica. UANL, FIME, CIIIA.

²Universidad Autónoma de Chiapas – Laboratorio Nacional de Vivienda y Comunidad Sustentable
falmeraya.uanl.ciiia@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

La aleación Al-Li 2099 es considerado como una aleación de tercera generación debido a su baja densidad, alta rigidez y resistencia a la corrosión, por ello es usado en estructuras aeronáuticas que requieren alta resistencia mecánica. Las aleaciones de Al-Li presentan un problema de anisotropía en las propiedades mecánicas, debido al contenido de litio, pudiendo reducirse con un proceso de tratamiento termico. [2] La corrosión localizada puede ocurrir debido a las fases reactivas precipitadas dentro de la matriz y en las regiones del límite de grano. [1]. En estudios se ha analizado la aleación Al-Li 2099 T83 inmersa en una solución de NaCl al 3.5%, en donde se presenta dos tipos de corrosión localizada, primero es debido a la distribución de partículas constituyentes de la aleación, y el segundo está relacionada directamente con la distribución de los granos.[3]. El objetivo de este trabajo es determinar la susceptibilidad a la corrosión localizada de la aleación aluminio-litio con diferentes condiciones de tratamiento térmico y en diferentes soluciones.

METODOLOGÍA

Se realizó el tratamiento térmico para llevar las muestras a condiciones T83 y T0. Para la caracterización electroquímica se emplea la técnica de curvas de polarización potenciodinámicas cíclicas basadas en la norma ASTM G61, exponiendo a la muestra en distintos medios como son H₂O, NaCl, HCl y H₂SO₄.

RESULTADOS

En la figura 1, se presenta las curvas de polarización cíclicas del Al-Li 2099 en dos soluciones de interés, NaCl

y H₂SO₄, considerando que el material estará inmerso en un ambiente salino e industrial en la vida real. En la figura 1 muestra una menor densidad de corriente y un potencial de corrosión menos electronegativo en NaCl-T83 en comparación con el NaCl-T0 en donde el potencial de este es más electronegativo.

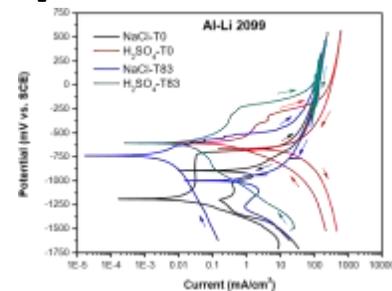


Figura 1. Curvas de polarización potenciodinámicas cíclicas del Al-Li 2099 T83 y T0 en NaCl y H₂SO₄.

CONCLUSIONES

La aleación Al-Li 2099 tuvo un comportamiento pasivo, en NaCl-T0, H₂SO₄-T83. En todos los medios mostraron una tendencia a la corrosión localizada. En H₂SO₄-T0 se tuvo un comportamiento activo, siendo este el más susceptible a picaduras.

REFERENCIAS

- [1] N. Eswara Prasad Amol Gokhale R.J.H Wanhill. *Aluminum-Lithium Alloys. Processing, Properties, and Applications*, p. 461, Butterworth-Heinemann, Reino Unido, (2013).
- [2] X. Zhang, Y. Chen, J. Hu. *Progress in Aerospace Sciences*. Vol. 97, 22, (2018).
- [3] Y. Ma, X. Zhou, Y. Liao, Y. Yi, H. Wu, Z. Wang, W. Huang, *Corrosion Science*, Vol. 107, 41, (2016).

Evolución en el diseño y construcción de sistemas aéreos no tripulados

G. Fernández Beltran¹, G. García Sánchez^{*},
A. Villanueva Montellano¹, S. Noriega Morales¹,
¹Universidad Autónoma de Ciudad Juárez
geovani.garcia@uacj.mx

INTRODUCCIÓN.

Este documento detalla los procesos de diseños y pruebas finales de dos Sistemas Aéreos No Tripulados (UAS), realizados por estudiantes de la Universidad Autónoma de Ciudad Juárez, con el propósito de participar en la competencia "SAE Aerodesign International" 2017 y 2018, el documento explica la metodología, así como el diseño general, análisis, desempeño y el proceso de fabricación utilizado para construir estas aeronaves.

METODOLOGÍA

En las dos aeronaves (2017 y 2018) el objetivo de la misión fue diseñar y construir un UAS capaz de transportar la carga útil más alta posible, así como contar con un sistema de telemetría aire-tierra preciso para el lanzamiento de paquetes de ayuda humanitaria, previa detección de la zona de tiro volando a cien pies de altitud y transmitiendo vídeo a la estación en tierra en tiempo real. El proceso de ingeniería se basó en la metodología del libro de Mohammad [1] y fue adaptado por el equipo en seis áreas de implementación: Diseño Aerodinámico, Análisis Estructural, Análisis Propulsivo, Control-estabilidad, Aviónica y Procesos de Manufactura.

RESULTADOS

Debido a que el diseño de la aeronave 2018 es una optimización de la aeronave de los últimos años, se analizaron ciertas características para realizar mejoras relevantes. El diseño del ala total de la aeronave 2017 consistió en una geometría rectangular con un AR de 7.5 y una superficie de 15.625 ft^2 , para mejorar su rendimiento se optó por aumentar la eficiencia aerodinámica aumentando la superficie y AR, así como una conicidad de 0.8 para disminuir el arrastre y de esta manera lograr el objetivo de un avión con un alto

rendimiento aerodinámico con un peso máximo de despegue de 55 lbs. El ala del UAS 2018 se incrementó en un 32% en comparación con el ala 2017 con una disminución en la resistencia aerodinámica de -3.5%. La figura 1. muestra el aumento de eficiencia en las condiciones aerodinámicas del ala.

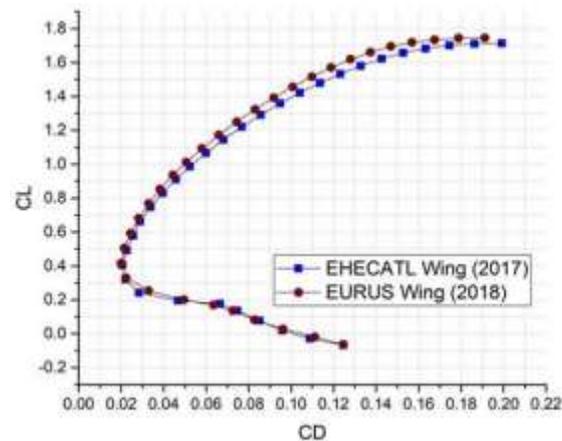


Figura 1. Eficiencia Aerodinámica.

CONCLUSIONES

Desarrollamos un proceso iterativo de evaluaciones para finalizar el diseño y garantizar el desempeño en vuelo, con la revisión de datos el UAS 2018 a diferencia del 2017, cumplió un 60% más vuelos de prueba, realizó 20% más ciclos en competencia e incrementó la carga útil en un 30%, así también mejoró en el envío de datos y vídeo en tiempo real. Por lo antes mencionado se concluye que los objetivos de esta investigación se lograron dejando un marco en el desarrollo de futuros Sistemas Aéreos No Tripulados.

REFERENCIAS

[1] M. H. Sadraey, *Aircraft design: A systems engineering approach*, p.3, Hoboken, New Jersey: Wiley, (2013).

Resistencia a la corrosión de recubrimientos nanoestructurados de WC-CoVC obtenidos mediante rociado térmico HVDF

J. M. Alegría Perea¹, J. A. Cabral Miramontes^{1*}, C. Gaona Tiburcio¹, F. Estupiñal López¹,
M. Lara Banda¹, C. Poblano Salas², F. Almeraya Calderón¹

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.
Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

²Centro de Tecnología Avanzada, Unidad Bernardo Quintana, Querétaro.
jocamira@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

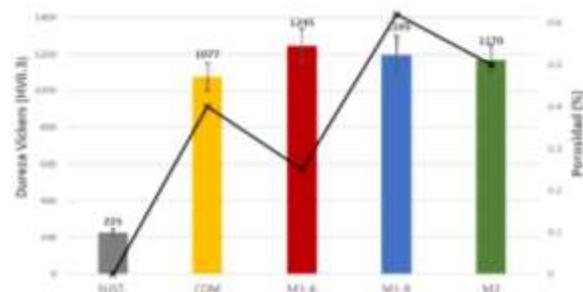
La técnica de rociado térmico HVDF para los recubrimientos WC-Co es muy popular por ser eficiente en producir recubrimientos más densos, en comparación con otras técnicas. Esta característica depende del grado de fusión de las partículas del polvo que pasan por la flama en la pistola HVDF, ya que este determinará el grado de adherencia de los splats y la porosidad, lo cual afectará sus propiedades mecánicas. En este trabajo se analizó la influencia del tipo de flama sobre la microestructura y las propiedades mecánicas, como la dureza y la resistencia al desgaste, en relación con la porosidad del recubrimiento.

METODOLOGÍA

Se prepararon mezclas de polvos con tamaño de cristal de WC micro y manométrico en donde se varió la relación de oxígeno/combustible de la flama y el contenido de VC. La caracterización del recubrimiento se realizó mediante microscopia MEB, análisis de imagen, microdureza Vickers, prueba de desgaste, para determinar sus propiedades mecánicas.

RESULTADOS

La Grafica 1 muestra los resultados de dureza y porosidad de las muestras. Se observa que la muestra MI-A es la que presentó la mayor dureza y la menor porosidad, mientras que la MI-B presentó la mayor porosidad, estas muestras fueron fabricadas con flama oxidante y reductora respectivamente.



Grafica 1. Microdureza Vickers y porcentaje de porosidad de las diferentes muestras.

CONCLUSIONES

El tipo de flama y el tamaño de grano influyen en el grado de descarbonización de las partículas en vuelo.

Comparando las muestras MI-A y MI-B el tipo de flama afecta el grado de fusión de las partículas de polvo, por lo tanto, en la porosidad resultante.

Los recubrimientos bimodales tuvieron mayor dureza que el recubrimiento comercial.

REFERENCIAS

[1] H. Wang, et al., *Int J Refract Met Hard Mater* (2015), 53, 92-97.

[2] Mi., P., Wang, T., & Ye, F., *International Journal of Refractory Metals and Hard Materials* (2017), 69, 158-163.

Propuesta aerodinámica de un dron de reconocimiento rápido con perfil aerodinámico optimizado

Garnica Castro G. J.^{1*}, Huerta Chávez D. M.¹,
Cruz de Jesús A., Cruz Cruz J.¹

¹Tecnologico de Estudios Superiores de Ecatepec.
gibrangarnica@hotmail.com

INTRODUCCIÓN.

Un dron es un vehículo no tripulado capaz de cumplir una misión en específico. Con el objetivo de satisfacer necesidades de misiones de respuesta rápida se propone la configuración de un dron tipo ala voladora no convencional.

En este caso se realizó un diseño aerodinámico con un perfil optimizado obtenido de [1]. La configuración inicial del modelo es mostrada en la figura 1.

Posteriormente se desempeñaron pruebas experimentales en el túnel de viento T-5 de la Universidad Nacional Aeroespacial (XAI) para observar el desempeño de la configuración y perfil aerodinámico.



Figura 1. Prueba del dron en el túnel T-5 del XAI.

RESULTADOS

El primer paso que se realizó fue la de corroborar el desempeño aerodinámico que desempeña el vehículo mediante pruebas experimentales en túnel de viento, esto para observar el coeficiente de levantamiento,

C_L , coeficiente de arrastre, y coeficiente de momento de cabeceo; dichas pruebas se observan en la gráfica mostrada en la figura 2, a una velocidad promedio de 24.2 m/s.

En general, el desempeño aerodinámico del modelo y del perfil son buenos, pero se observó un gran desprendimiento de la capa límite en la punta del ala, figura 3. Lo anterior provoca un bajo desempeño en la aeronave y sus superficies de control. Por ello se propuso un cambio en la geometría alar, conservando las

características de perfil y superficie alar, dicho cambio se observa en la figura 4.

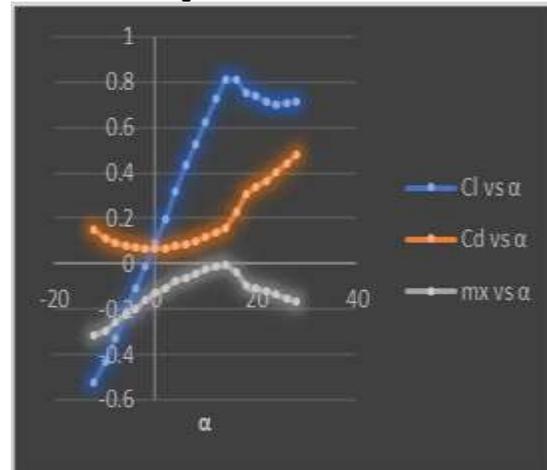


Figura 2. Datos aerodinámicos experimentales, coeficientes aerodinámicos contra ángulo de ataque.

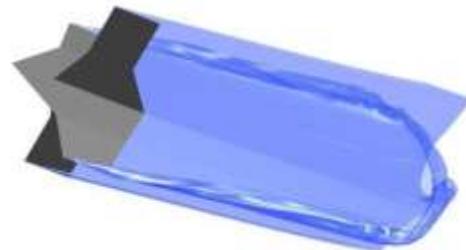


Figura 3. Vorticiencia en las puntas de ala a 10 grados de ángulo de ataque. Visualización obtenida por un método de sabanas de vórtices.



Figura 4. Nueva configuración con flechado invertido en la punta de ala.

CONCLUSIONES

Con la nueva configuración aerodinámica en el ala del dron se observó un comportamiento prácticamente igual al modelo anterior, pero se presentó un gran decremento en el arrastre, figura 5, lo cual indica una gran

disminución en los vórtices generados en las puntas del ala. Lo anterior se debe a que por la configuración del ala se presenta un menor deslizamiento del flujo hacia las puntas y por ello se presenta decremento en la vorticidad en la punta del ala y, así mismo, del arrastre.

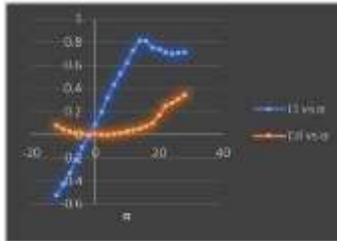


Figura 5. Coeficientes aerodinámicos en la nueva configuración alar. Datos obtenidos por CFD.

REFERENCIAS

- [1] L. A. Jiménez Ponce, *Parametrización Geométrica y Optimización Aerodinámica de Alas en Flujo Transónico*.
D. P. Raymer, *Aircraft Design: a Conceptual Approach*, AIAA, Reston, Virginia, (2012).

Caracterización de fallas en vehículos multi-rotor usando método de Mínimos Cuadrados

D. Rivera-Ramírez, L. Amezquita-Brooks

UANL-FIME-CIIIA

dndiego.23@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Los sistemas de propulsión en los Vehículos Aéreos no Tripulados (VANTs) pueden ser muy propensos a fallas, las cuales pueden ocurrir debido a defectos en actuadores o sensores. Por lo que mantener su correcto funcionamiento es vital para la seguridad aérea, inclusive ante el evento de una falla no catastrófica.

A continuación, se presenta un proceso para la identificación de fallas multiplicativas en los Sistemas de Propulsión (SdP) de vehículos tipo multi-rotor. Dicha falla identificada podrá ser utilizada para cambiar las condiciones de operación y recuperar el desempeño nominal de vehículo en cuestión.

METODOLOGÍA

Se utiliza un banco de pruebas para medir las fuerzas y momentos generados por los elementos propulsores de un quadri-rotor. Se simula un daño en uno de los elementos de propulsión reduciendo el área efectiva de la hélice. Dicho daño se identifica y caracteriza utilizando un algoritmo de Mínimos Cuadrados (MC) [1]. En este caso se muestra como un modelo de falla multiplicativo es el más apropiado para este tipo de fallas.

RESULTADOS

Después de haber realizado la identificación de fallas, es posible caracterizar el cambio en el modelo de propulsión del quadrirrotor en función del déficit de área, dicho parámetro se encuentra ilustrado en la Figura [1].



Figura 1. Identificación de falla multiplicativa.

CONCLUSIONES

Utilizando el método de mínimos cuadrados, se logró obtener el comportamiento del modelo de falla en uno de los motores. Así mismo, se pudo observar que la variación de la falla no es lineal, y afecta de manera significativa cuando el daño de área de hélice es mayor a 35%.

REFERENCIAS

[1] Isermann, Rolf, and Marco Münchhof. *Identification of dynamic systems: an introduction with applications*. Springer Science & Business Media, 2010.

Dinámica de vuelo de un micro dron de tipo coaxial

V.H. Dominguez, L.A. Reyes Osorio, L.A. Amézquita Brooks, O. Garcia Salazar
 Universidad Autónoma de Nuevo León,
 Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.
 victor.dominguezdlc@gmail.com

INTRODUCCIÓN

En este trabajo se presenta un diseño conceptual y dinámico usando una configuración particular para vehículos aéreo no tripulados de ala rotativa tipo coaxial. Dicho trabajo ha sido desarrollado y programado haciendo uso de Matlab® de Mathworks. Los cálculos están orientados hacia el control y el diseño dimensional del vehículo. Como objetivo primordial es el cálculo de los parámetros mínimos (dimensionales y dinámicos) para la construcción final del vehículo haciendo uso de simulación tridimensional y técnicas de dinámica inversa basadas en esquemas de control de lazo cerrado [1]. La propuesta para este vehículo está basada en un trabajo desarrollado por la Université de Technologie de Compiègne [2].

METODOLOGÍA

El núcleo del análisis yace en el componente proveedor de la mayor fuerza de levantamiento para el vehículo; el motor principal tipo coaxial. Partiendo del rotor y la selección de componentes se generó un modelo tridimensional con fines de obtención de parámetros generados por la geometría del vehículo. Se hizo uso del modelado basado en fuerzas y momentos: Newton-Euler para un posterior control y dimensionamiento físico. Las simulaciones llevadas a cabo corroboran el correcto funcionamiento de los algoritmos de control para el vehículo y permiten establecer diferentes variables dimensionales, así como propiedades de los actuadores del vehículo. Esta metodología se puede considerar como diseño a partir de la dinámica inversa.

RESULTADOS

Como resultado principal se presenta un vehículo diseñado dinámico y dimensionalmente basado en la metodología de este documento. El vehículo fue denominado como MCR V3.0 UAV (Vehículo Aéreo no

Tripulado tipo Micro Coaxial Rotor Versión 3.0) por sus siglas en inglés. Figura 1. Es notable destacar que la dinámica del vehículo fue establecida como no agresiva debido al tipo de misión al cual está destinado este vehículo. En términos de desempeño transitorio esto se tradujo en un tiempo de establecimiento de 1.5 segundos y 20% como máximo de sobretiro.

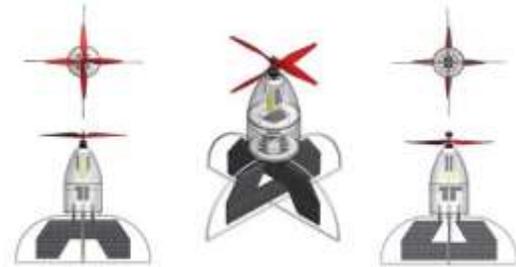


Figura 1. MCR V3.0 UAV Diseñado en el presente documento.

CONCLUSIONES

Gracias a las técnicas de diseño basadas en la dinámica inversa por medio de lazos de control se pudo explorar el tipo de maniobras que este tipo de vehículos puede realizar, y se observó que existen algunas maniobras demasiado agresivas para esta configuración.

REFERENCIAS

- [1] Ogata Katsuhiko, *Ingeniería de control moderna*, p. 269, Pearson, Madrid, España (2010). [2] Chauffaut, C., Espinoza, E.S., Escareno, J.,
 [2] Lozano, R.: *Towards gun- and aircraft - launched MAVs: embedded flight control system*. In: *IFAC Conference on Embedded Systems, Computational intelligence and Telematics in Control*, Würzburg, Germany (2012).

Resistencia a la corrosión de superaleaciones base Ni y Co utilizadas en la industria aeronáutica

J. A. Cabral Miramontes¹, J. Jaquez Muñoz¹, J. Pablo Fores², F. Estupiñan López¹,
C. Gaona Tiburcio¹, P. Zambrano Robledo¹, F. Almeraya Calderón¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León. Facultad e Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

²Universidad Autónoma de Chihuahua- Facultad de Ingeniería
jocamira@hotmail.com

1. INTRODUCCIÓN.

Se denominan superaleaciones a un grupo de materiales de base níquel, hierro y cobalto que son utilizados a temperaturas de 540 °C y superiores. Las superaleaciones poseen elevada resistencia a altas temperaturas, resistencia al ataque del medio ambiente (incluyendo nitruración, carbonización, oxidación y sulfidación), excelente resistencia a la termofluencia (creep), estabilidad metalúrgica, características de expansión térmica muy útiles y a la corrosión [1]. De las diferentes superaleaciones que existen actualmente en el mercado, se han detectado que las aleaciones base níquel, son susceptibles a formas de ataque localizado como la corrosión por picaduras y la corrosión asistida por esfuerzo [3]. El objetivo del presente trabajo fue determinar la resistencia a la corrosión de superaleaciones base níquel y cobalto al ser evaluadas en diversas soluciones y dos temperaturas de prueba.

METODOLOGÍA

Se utilizaron tres diferentes superaleaciones: dos bases níquel y una base cobalto para ser evaluadas en soluciones de NaCl Y H₂SO₄ a temperatura ambiente y a 60 °C. Las técnicas electroquímicas utilizadas para determinar la resistencia a la corrosión fueron resistencia a la polarización lineal (ASTM G59) y ruido electroquímico (ASTM G199), la cual permite determinar el tipo de corrosión que presentan los diferentes materiales.

RESULTADOS

Los resultados de resistencia a la polarización lineal de las tres superaleaciones evaluadas en las distintas soluciones y temperaturas se muestran en la tabla 1.

Tabla 1. Velocidad de corrosión de las superaleaciones evaluadas.

Muestra	Temperatura	Vel. De corrosión		
		H ₂ O	NaCl	H ₂ SO ₄
Incoloy 800	25 °C	0.0005	0.0008	0.0021
Ultimet		0.013	2.151	11.32
Waspaloy		0.0006	0.0163	0.0108
Incoloy 800	60 °C	0.0014	0.0163	0.2424
Ultimet		0.040	0.320	7.330
Waspaloy		0.0123	0.0777	0.1082

CONCLUSIONES

El medio más agresivo para las tres superaleaciones es el Ácido Sulfúrico. Un aumento en la temperatura de evaluación incrementa la velocidad de corrosión de las superaleaciones evaluadas.

REFERENCIAS

- [1] Heat-Resistant Materials, "ASM International," in ASM Specialty Handbook, p. 255. 2004.
[2] A. Kumar, S. Kumar, V. Panchal. "Characteristics Investigation of Inconel-800 on EDM", International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 5, Issue 3, March 2016.

Diseño de una interfaz basada en Matlab-Simulink para la navegación de un cuadrirrotor

L. G. Takano De La Cruz, A. Feria Alanis, L. E. Gabriales Ramírez, A. G. Escobar Ruiz, O. García Salazar*

Universidad Autónoma de Nuevo León

Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica

octavio.garcias@uanl.mx

INTRODUCCIÓN

Las ecuaciones de movimiento de un avión describen el comportamiento de dinámica de vuelo y sus superficies de control definen la orientación del vehículo [1]. En aeronaves autónomas y no tripuladas es primordial el uso de sistemas de navegación como GPS y sistemas de medición inercial como giroscopios, magnetómetros y acelerómetros. Estos sirven como sensores para la medición de una referencia real en un sistema retroalimentado [2].

El objetivo de esta interfaz propuesta en este trabajo es de facilitar la comunicación entre la estación suelo y el cuadrirrotor, facilitar el tratamiento de la información de los parámetros de vuelo, monitorear los sistemas de la aviónica como los sistemas de medición inercial.

METODOLOGÍA

Se obtiene el modelo dinámico basado en Newton-Euler y se realizan simulaciones en Matlab en base de este modelo [3]. Se utiliza Matlab-Simulink como un sistema para la implementación de los algoritmos de guiado, control y navegación del cuadrirrotor en una computadora de vuelo. Se utiliza un banco de pruebas con tres grados de libertad para hacer los experimentos de la dinámica de orientación del cuadrirrotor.

Se utiliza la interfaz para programar la navegación del vehículo con trayectorias definidas y obtener los parámetros de vuelo de una computadora tipo Pixhawk [4].

RESULTADOS

Los ángulos de orientación del cuadrirrotor se obtienen por Matlab y se muestra la dinámica del cuadrirrotor cuando se le aplica una entrada.

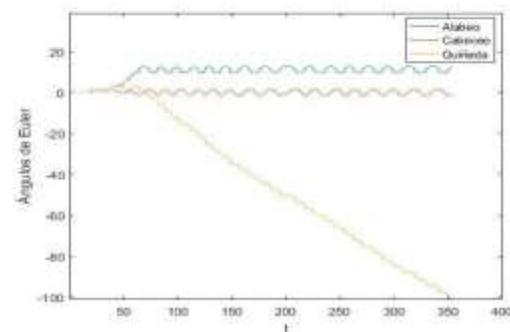


Figura 1. Ángulos de Euler del cuadrirrotor.

CONCLUSIONES

La implementación de Matlab-Simulink para el diseño de la interfaz en la computadora de vuelo simplificó la manera de obtener la información de los sistemas de navegación y medición inercial. Debido a la escalabilidad y versatilidad de Matlab-Simulink se puede implementar sistemas de control tanto para orientación como para navegación.

REFERENCIAS

- [1] M. V. Cook, *Flight dynamics principles*, p.7, Butterworth-Heinemann, Great Britain, (2007).
- [2] K. Ogata, *Modern control engineering*, p.6, PrenticeHall, New Jersey, (2002).
- [3] A. G. Escobar, H. Alazki, J. E. Valenzuela, O. Garcia, *IEEE Latin America Transactions*, volumen 14, 3974, (2016).
- [4] Pixhawk <http://pixhawk.org/>

Caracterización del desbalanceo en sistemas rotatorios mediante el método de elementos finitos

J. Cruz Cruz*

ESIME Zacatenco, Instituto Politécnico Nacional

cruz_23@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

El desbalanceo de maquinaria es una de las causas más comunes de la vibración. El desbalance ocurre cuando el eje principal de inercia del rotor no coincide con el eje geométrico del sistema, lo que provoca vibraciones que generan fuerzas indeseables que se transmiten directamente a los elementos que conforman el sistema rotatorio así como en soportes y cojinetes; si éste se encuentra sometido a vibraciones continuas, corre el riesgo de llegar al desbalance y en casos extremos a sufrir daño, los efectos más comunes de un sistema rotatorio que trabaja en desbalance continuo son la emisión de ruido, presencia de desgaste y fatiga [1].

Para predecir el desbalance y minimizar las consecuencias que trae consigo, en este trabajo se presenta el análisis por elementos finitos para determinarlo en un modelo rotor-cojinete con varios grados de libertad.

METODOLOGÍA

Se desarrolla el modelo matemático para la estimación del desbalance y la posición angular de un sistema rotor-cojinete [2], se obtienen las ecuaciones generales del sistema para definir su posición angular y proceder a balancear el rotor. Para ello se realiza un análisis por elemento finito para observar el desbalance a varias velocidades, se definen los grados de libertad, el vector de desplazamientos, las matrices de masa y de efectos giróscopos [3].

RESULTADOS

La respuesta forzada a un desbalanceo de $0.15 \times 10 \text{ kgm}$ se muestra en la figura 1, con 6 elementos en el eje y disco en reposo en el plano xy se aprecian las velocidades críticas que fueron predichas mediante el modelo de elementos finitos.

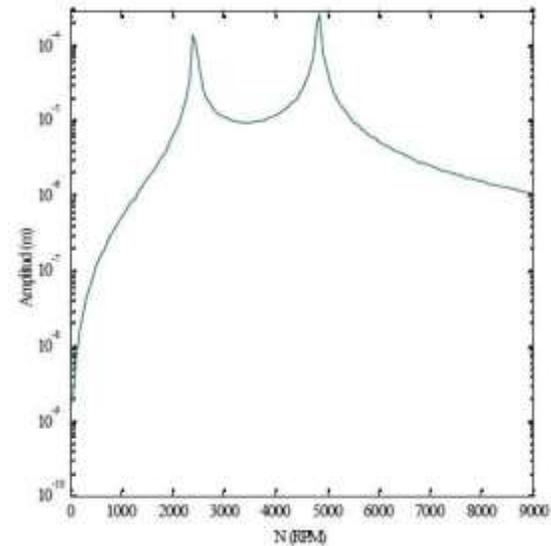


Figura 1. Respuesta al desbalance

CONCLUSIONES

En el modelo propuesto, se obtuvo la respuesta de vibración del rotor para varios modos de vibración. Se analizó de forma numérica el comportamiento del mismo y con una distribución de masas de desbalance en diferentes puntos a lo largo del rotor, así como el efecto de los descansos en el sistema, se caracterizaron los modos de vibración que generan el desbalance en un sistema rotatorio de múltiples grados de libertad.

REFERENCIAS

- [1] M. Lalanne and G. Ferraris, Rotordynamics Prediction in Engineering, Cap. 4, John Wiley and Sons, (1998).
- [2] A. Dimarogonas, Vibrations for Engineers, Cap. 8, Prentice-Hall, (1996).
- [3] M. I. Friswell, J. E. T. Penny, S. D. Garvey, A. W. Lee, Dynamics of Rotating Machines, Cap. 7, Cambridge University Press, (2010).

Estudio de interacción de fluido con anillos de fibra de carbono como método de recubrimiento térmico en tobera aerospike mediante pruebas experimentales y análisis de CFD

A. Cruz de Jesus^{1*}.

¹Universidad Aeronautica en Querétaro.

²Instituto Politécnico Nacional.

adriancruz_123@outlook.com

INTRODUCCIÓN.

La configuración geométrica de la tobera aerospike limita considerablemente las aplicaciones de métodos de enfriamiento, por lo que el desgaste en el material debido a las altas temperaturas a las que está sometido reduce considerablemente el tiempo de vida útil de la tobera [1]. La implementación de distintos materiales para reducir el desgaste térmico ha sido objeto de estudio en pruebas experimentales; gracias a las propiedades térmicas de la fibra de carbono, su uso supone una opción confiable para reducir el desgaste térmico y aumentar el tiempo de vida útil de la tobera. El estudio mediante CFD proporciona una idea acertada del comportamiento del fluido [2], así mismo, las pruebas experimentales considerando la transferencia de calor proporcionan los datos reales del comportamiento del fluido sobre la estructura, permitiendo una validación confiable de los datos obtenidos, con el fin de aumentar la vida útil de la tobera.

METODOLOGÍA

Para conocer cómo se desarrolla el fluido sobre la superficie de material compuesto así como la transferencia de calor cuidando detalles como la conservación de capa límite, la velocidad de salida y el empuje generado, el estudio se realiza en dos fases, siendo la primera el estudio mediante CFD, prestando especial atención en el comportamiento del fluido en las zonas de transición de material acero a fibra de carbono, considerando los efectos de flujo compresible en las zonas pertinentes, para tal objetivo, las zonas del fluido se dividieron en tres, siendo la primera flujo subsónico, seguida de la zona de transición y finalmente la zona de flujo supersónico, por lo que la generación de una malla estructurada es de vital importancia para conocer el desarrollo del flujo. Durante la segunda fase, el estudio se realiza mediante el uso de un banco de pruebas experimental especialmente diseñado para pruebas de motor cohete [3], dicho banco se encuentra equipado

con instrumentos de medición, tales como celda de carga para conocer el empuje generado, termopares y cámara fototermográfica para conocer e identificar la temperatura desarrollada sobre la superficie de la tobera y los puntos de concentración de dicha temperatura.

RESULTADOS

La generación de la malla mostro dificultad de acoplamiento entre las zonas de flujo subsónico, transición y supersónico por lo que el tamaño de los elementos se disminuyó considerablemente para tomar en cuenta todos los efectos presentes. El análisis mostro que el diseño propuesto del anillo de fibra de carbono no genera un desprendimiento de capa límite. Así mismo, durante las pruebas experimentales, el uso de la fibra de carbono logra su objetivo pues la concentración de temperatura se da en la zona donde se usa este material, eliminando la concentración de calor en el resto de la superficie de la tobera y, por lo tanto, se disminuye el desgaste de la superficie al final de la tobera.



Figura 1 Malla estructurada en zona de transición a flujo supersónico de tobera aerospike.

CONCLUSIONES

1. Una optimización en el proceso de manufactura es necesario para reducir vórtices en las zonas de transición de material de acero a fibra de carbono, que comprometen el comportamiento del fluido y que, en determinados casos, podrían generar desprendimiento de flujo.
2. Debido a la complejidad de acoplamiento de la malla estructurada para el estudio del comportamiento del fluido en las diferentes zonas, el análisis requiere un alto recurso computacional.
3. El uso de fibra de carbono es viable para aumentar la vida útil de la tobera, ya que se reducen las concentraciones de temperatura en el resto de la tobera.

REFERENCIAS

- [1] Rommel, T., Hagemann, G., Schley, C.-A., Manski, D., and Kru"lle, G., "Plug Nozzle Flow. eld Calculations for SSTO Applications," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 6, pp. 629– 634, 1997.
- [2] Nguyen, T. V., and Pieper, J. L., "Nozzle Flow Separation," *Proceedings of the 5th International Symposium of Propulsion in Space Transportation* (Paris, France), 1996.
- [3] Angelino, G., "Theoretical and Experimental Investigations of the Design and Performance of a Plug Type Nozzle," *NASA TN-12*, July 1963.

Identificación de parámetros de vuelo de un vehículo aéreo no tripulado

A.G. Escobar Ruiz, A. Berlanga Galván, P. C. Zambrano Robledo, O. García Salazar*

Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Universidad Autónoma de Nuevo León
octavio.garcias@uanl.mx

INTRODUCCIÓN

El comportamiento de un avión el cuál son desconocidos sus coeficientes aerodinámicos, es necesario llevar a cabo un estudio de identificación de los parámetros. Este trabajo de investigación se enfoca en la obtención de datos del vuelo de un vehículo aéreo no tripulado, tales como los ángulos de Euler [1] para la interpretación de su reacción ante las entradas de un radiocontrol. Una vez obtenidas las entradas y salidas del sistema, se puede proceder a la creación del sistema de identificación de parámetros del avión, la cual nos otorgará una función de transferencia para cada movimiento angular del vehículo [2].

METODOLOGÍA

De acuerdo con los planos obtenidos de proveedor, se construyó un avión a escala tipo ala fija para la obtención de sus parámetros por medio de pruebas de vuelo.

El aeromodelo no cuenta con la información aerodinámica ya que el proveedor no los proporciona, por esta razón la complejidad para el estudio de su dinámica de vuelo.

La computadora de vuelo utilizada es un Pixhawk para la medición de posiciones angulares del avión durante el vuelo dentro del sistema de coordenadas NED (North-East-Down) [3], esto con la finalidad de obtener la salida del sistema. Las entradas del sistema están definidas por los ángulos de deflexión de las superficies de control; considerando las entradas del sistema como las señales emitidas por el radiocontrol y las salidas son los ángulos de Euler. Una vez obtenido estos parámetros de entradas y salidas, se procedió a introducirlos en el software para la función de transferencia.

RESULTADOS

Se simuló el modelo dinámico basado en NewtonEuler de un avión ala fija en el cual se evaluó una entrada conocida para ver su comportamiento respecto al tiempo, a partir de la respuesta se introdujeron los datos para realizar la identificación de los parámetros y obtener una función de transferencia; dando como resultado la gráfica de la figura 1.

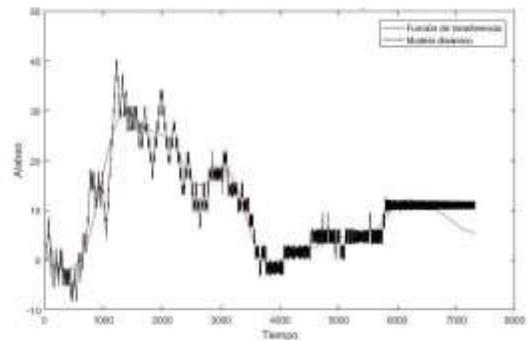


Figura 1. Alabeo

CONCLUSIONES

Al obtener la función de transferencia del vehículo aéreo con parámetros de vuelo reales se puede diseñar un control lineal para el guiado y navegación. Para futuros estudios, se diseñará un control basado en sentido y evasión para misiones complejas como agricultura de precisión.

REFERENCIAS

- [1] Cook V. M. *Flight Dynamics Principles*, ELSEVIER Ltd, U.S.A., (2013)
- [2] E. A. Morelli, V. Klein, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, vol. 42, pág. 12, (2011)
- [3] A. G. Escobar, H. Alazki, J. E. Valenzuela, O. García, *IEEE Latin American Transactions*, vol. 14, pág. 3974, (2016)

Reaction products between $(La_xGd_{1-x})_2Zr_2O_7$ system and Mexican volcanic ashes

C. Y. Guijosa García, M. A. Rivera Gil, J. Muñoz Saldaña

Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del IPN, Unidad Querétaro,
yanel.gucjosa@cinvestav.mx

INTRODUCCION

The increase of operating temperature of aeronautic turbine engines has aggravated the risk of failure mechanisms associated thermal barrier coatings (TBCs). Zirconia stabilized with 6-8wt% yttria (7YSZ) is the most widely used TBC. However, 7YSZ presents some disadvantages at high operating temperatures (>1200 °C) inducing phase stability, reactivity against molten Si-rich volcanic ashes deposits (VAs) entailing mechanical failure and thus low lifetime cycles. Alternative materials are rareearth zirconates (REZ) with pyrochlore structure and specifically, gadolinium or lanthanum zirconates ($Gd_2Zr_2O_7$, $La_2Zr_2O_7$ respectively) are promising candidates [1]. It has been reported that the high temperature reactions of these pyrochlores with deposits of Si-rich VA from the Eyjafjallajökull volcano dissolve the TC and promote the crystallization of new phases such as rare earth silicates, diminishing the VA infiltration [2][3]. However, this mechanism is highly VA-composition dependent, so that current active volcanoes e.g. in Mexico might have different reactions to 7YSZ and thus risks considerations. The main goal is to study the reaction products of powder-powder interactions between the REZ system and three different VAs from constant active volcanoes (Eyjafjallajökull, Popocatepetl and Colima). A $(La_xGd_{1-x})_2Zr_2O_7$ (LGZO) system is presented as a candidate for higher VA resistance.

METHODOLOGY

LGZO powder with molar compositions $X=0, 0.5, 1$ were synthesized by oxide mixtures in high energy ball milling and solid state reaction. Homogeneous mixtures of LGZO compositions and VAs in a 40 - 60wt% ratio were heat treated at 1250 °C for 1 and

10h. Raw materials, LZGO compositions, VAs and reaction products were characterized by XRD, DSC, SEM, EDS/WDS, ICP, etc analyses.

RESULTS

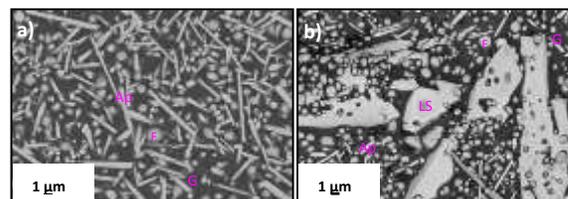


Figure 1. Microstructure of reaction products (Apatite-Ap, Fluorite-F, Dilanthanum disilicate-LS and Glass-G) of the mixtures at 1250 °C for 1h a) GZO-Popocatepetl VA, b) LZD-Colima VA.

CONCLUSIONS

The formation of reaction products depend on the chemical composition of VA. Si and Ca are fundamental elements in the formation of oxyapatites $Ca_2RE_8(SiO_4)_6O_2$. VA with low Ca content generates non-stoichiometric oxyapatite. Nevertheless, the formation of oxyapatites has been seen for the different VAs. LGZO pyrochlores seem to be the most suitable composition for TBC in terms of their reactivity with different types of VAs.

REFERENCES

- [1] D. L. Poerschke, R. W. Jackson, and C. G. Levi, *Annu. Rev. Mater. Res.*, vol. 47, pp. 297-330, 2017.
- [2] U. Schulz and W. Braue, *urf. Coat. Technol.*, vol. 235, pp. 165-173, 2013.
- [3] P. Mechnich, W. Braue, and U. Schulz *J. Am. Ceram. Soc.*, vol. 94, no. 3, pp. 925-931, 2011.

Modelación numérica de estructuras aeroespaciales obtenidas mediante manufactura aditiva de Aluminio 6061

M. Gamboa-Aispuro^{1,3}, B. Bermúdez-Reyes^{1,3*}, L. A. Reyes- Osorio^{1,3}, P. del C. Zambrano-Robledo^{1,3},
D. Ledezma-Ramirez¹, O. López-Botello^{2,3}.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.

²Instituto Tecnológico y de Estudios Superiores de Monterrey.

³Laboratorio Nacional de Manufactura Aditiva y Digital.

barbara.bermudezry@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

La Manufactura Aditiva (MA) es considerada una opción factible para la fabricación de estructuras pequeñas y piezas con geometrías complejas mediante la fundición de polvos metálicos capa por capa. La aleación de Aluminio 6061 es utilizada en el sector aeroespacial para la fabricación de las estructuras de CubeSats debido a la normatividad establecida, pero esto se realiza mediante métodos tradicionales [1]. El uso de la aleación 6061 en MA mediante la técnica de fundición selectiva láser (SLM) solo ha sido reportado para la fabricación de dispositivos disipadores de calor [2]. La optimización de parámetros de fabricación es de suma importancia, ya que es esencial para producir componentes libres de grietas y de máxima densidad. Por tal motivo se realizó un modelo numérico capaz de predecir los parámetros ideales en el proceso de fabricación de estructuras aeroespaciales de Aluminio 6061 mediante SLM, de manera que la MA pueda ser una opción de producción en la industria aeroespacial.

METODOLOGÍA

Se desarrolló la modelación numérica de estructuras delgadas mediante la MA de Aluminio 6061 utilizando el proceso de SLM. Se modificaron algunos parámetros importantes en distintas simulaciones como son diámetro y potencia del láser, y tiempo de exposición, hasta obtener parámetros óptimos para utilizarlos en la fabricación. Por último, se realizó una comparación entre los datos de las simulaciones y los resultados analizados en las muestras fabricadas.

RESULTADOS

Se logró replicar la modelación numérica consultada en la literatura [3]. Se modificaron los códigos para definir las propiedades del Aluminio 6061 y cambiar los parámetros para desarrollar simulaciones que arrojaron resultados satisfactorios para componentes con densidad de grietas menor a 15% y una densidad relativa mayor a 90%.

CONCLUSIONES

Mediante las simulaciones realizadas del proceso de fabricación SLM se logró predecir un historial térmico para obtener las propiedades buscadas de la estructura delgada de un CubeSat. La comparación entre los datos de las simulaciones con los resultados analizados en las muestras demostró que la MA es una alternativa de producción para la industria aeroespacial.

REFERENCIAS

- [1] S. Lee, et al., *CubeSat Design Specification Rev. 13*, p. 9, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, EE. UU., (2015).
- [2] M. Wong, et al., *Rapid Prototyping Journal*, volumen 13, p. 291, (2007).
- [3] I. A. Roberts, Investigation of residual stresses in the laser melting of metal powders in additive layer manufacturing, p. 218, University of Wolverhampton, Wolverhampton, Reino Unido, (2012).

Optimización de un modelo numérico del proceso de SLM con un acero inoxidable AISI-316L empleando una red neuronal artificial

J.M. CisnerosVillarreal^{1,3}, L.A. Reyes-Osorio^{1,3*}, P. del C. Zambrano-Robledo^{1,3}, C. GarzaRodríguez^{1,3},
A.M.E. Ramírez-Mendoza¹, O. López-Botello^{1,2,3}.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de ingeniería Mecánica y Eléctrica

²Instituto Tecnológico y de estudios superiores Monterrey

³Laboratorio Nacional de Manufactura Aditiva y Digital

larturoreyes@gmail.com

INTRODUCCIÓN

El enfoque de la Manufactura Aditiva (MA) ha sido dirigido principalmente a la fabricación de partes de reemplazo y piezas únicas, productos personalizados y ergonómicos, ediciones especiales y bajas producciones de piezas con geometrías complejas [1]. La capacidad del proceso de fusión selectiva por láser (SLM) para derretir y consolidar completamente los metales significa que las piezas se pueden producir con resistencias específicas muy superiores a las partes de polímeros producidas por otros métodos de MA, lo que aumenta el peso de la decisión de realizar investigaciones de SLM [2]. Optimizar parámetros de fabricación es fundamental para la obtención de geometrías con máxima densidad [3]. Los procesos de optimización suelen requerir de técnicas que permitan ajustarse a datos altamente no lineales. Uno de los métodos de modelado no lineal más usado en los últimos años corresponde a las redes neuronales [4]. El presente trabajo muestra una red Perceptrón Multicapa (MLP) como herramienta de optimización, este tipo de redes se compone de varias capas de nodos interconectados de forma que su alimentación es hacia adelante, lo que nos permite predecir la calidad del proceso de SLM.

METODOLOGÍA

Se estableció una metodología que se divide a grandes rasgos en 3 etapas, adaptación de un modelo numérico del proceso de SLM con un acero inoxidable AISI 316L en ANSYS 18, optimización de los parámetros con redes neuronales artificiales empleando Neuroph Studio y por último la validación de la predicción obtenida con la red.

RESULTADOS

Se diseñaron 3 redes neuronales que se distinguen una de la otra por el número de capas ocultas que las componen, obteniendo un error medio absoluto en un rango de 5-8%. Con la predicción de parámetros óptimos se redujo hasta un 98% la porosidad de las piezas fabricadas en AISI 316L por el proceso de SLM.

CONCLUSIONES

Emplear redes neuronales artificiales como una herramienta complementaria de optimización, es eficiente en los modelos de predicción del proceso de SLM. Entre mayor sea el número de capas ocultas empleadas en la MLP, menor será el error medio absoluto.

REFERENCIAS

- [1] M. Cotteleer, *The 3D opportunity primer: The basics of additive manufacturing*, Deloitte University Press, 2013.
- [2] E. Louvis, P. Fox., C.J. Sutcliffe, Selective laser melting of aluminium components. *Journal of Materials Processing Technology*, 211(2), 275-284, 2011.
- [3] I. A. Roberts, *Investigation of Residual Stresses in the Laser Melting of Metal Powders in Additive Layer Manufacturing*, 2012.
- [4] M. Rubiolo, *Desarrollo de nuevos modelos y algoritmos basados en redes neuronales para tareas de minería de datos*, 2014.

Determinación de fallas en una estructura delgada tipo CubeSat

M. Ley-Bun-Leal¹, B. Bermudez-Reyes^{1,3*}, P. del C. Zambrano-Robledo^{1,3},
L.A. Reyes-Osorio^{1,3}, D. Ledezma-Ramirez¹, D. LópezBotello^{2,3}

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

²Instituto Tecnológico y Estudios Superiores de Monterrey.

³Laboratorio Nacional de Manufactura Aditiva y Digital.

barbara.bermudezry@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

El término CubeSat es un nanosatélite con la geometría de un cubo de 10 cm de lado y una masa de entre 1 y 1.33 kg, de bajo costo de producción por la facilidad de producir piezas estandarizadas que pueden ser adaptadas para diferentes misiones y configuraciones. [1]. La aleación Aluminio 6061 es utilizada comúnmente como el material de la estructura principal de CubeSats, fabricada a través de métodos convencionales, por lo tanto, es importante estudiarla para tener un estándar de referencia [2]. La presente investigación muestra la caracterización de fallas de la estructura de un CubeSat certificado de manera que en un futuro pueda compararse con los resultados obtenidos de piezas similares de un CubeSat fabricado mediante Fusión Selectiva Laser (SLM).

METODOLOGÍA

Se seccionó una parte de la estructura de un CubeSat certificado por NASA para analizarse de manera superficial y trasversal. Se analizaron las muestras mediante microscopía óptica y microscopía electrónica de barrido (SEM) en busca de defectos estructurales en el material. Se realizó un análisis de Espectroscopia de Dispersión de rayos X (EDS) para determinar su composición química. El tamaño de poro y una aproximación de la densidad relativa se determinaron mediante un software de procesamiento de imágenes ImageJ.

RESULTADOS

El análisis por microscopía reveló porosidades generadas por gases y defectos debidos a escoria incrustada durante el proceso de fundición y vaciado. Se observaron precipitados de Mg₂Si distribuidos de manera uniforme a lo largo de la muestra. Se pudo observar que la mayoría de las porosidades son de formas irregulares y existe la presencia de pequeñas porosidades cercanas entre sí. No se observó una cantidad considerable de microgrietas. El tamaño promedio de los poros osciló de entre 30.95-17.13 μm. La densidad relativa fue de mayor al 99%.

CONCLUSIONES

Los defectos observados en estas piezas presentan geometrías amorfas, además existen conjuntos de pequeñas porosidades susceptibles a coalescencias que a su vez pueden generar grietas. La pieza presentó una porosidad baja.

REFERENCIAS

- [1] J. Chin , R. Coelho, J. Foley, A. Johnstone. *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*, p. 96, Nasa CubeSat Launch Initiative, (2017).
- [2] A. Mehrparvar, D. Pignatelli, J. Carnahan, R. Munakat, W. Lan, A. Toorian, et al. *Cubesat design specification rev. 13.*, p. 42, CubeSat Program Cal Poly San Luis Obispo US, (2014)

Desarrollo de un sistema de comunicación para el monitoreo de UAVs

E. Soto Hernández¹, Responsable: A. C. Cházaro Zaharías^{2*}, G. Ramírez Villa³.

^{1,2,3}Universidad Aeronáutica en Querétaro.

acchazaro.zaharias@gmail.com

INTRODUCCIÓN

En los últimos años se ha popularizado el uso de componentes comerciales (COTS) para el desarrollo de tecnología especializada, p. ej. configuración de *drones caseros* orientados al monitoreo aéreo.

Lo anterior, "(...) exige un conocimiento considerable de aeromodelismo, electrónica, programación y pilotaje, [así como] una dedicación de tiempo importante" (Mandujano y MuleroPázmány, 2017, p. 5) [1]; comprometiendo ocasionalmente, la fiabilidad del equipo por el uso de componentes no adecuados.

El objetivo de este proyecto es diseñar un sistema confiable y versátil, basado en tecnología FPGA (arreglo de compuertas lógicas programables) y SDR (radio definido por software), permitiendo enlazar los canales de T&C (telemetría y comando) entre *UAVs comerciales no especializados* y un Sistema de Datos en Tierra, además de múltiples adaptaciones de dispositivos periféricos.

METODOLOGÍA

El primer paso de la metodología consiste en un estudio del estado del arte de sistemas similares. Posteriormente se hizo la definición del sistema en función de la descripción de sus requerimientos y una comparación de componentes comerciales, estableciendo una arquitectura constituida por los dispositivos LimeSDR y DEO-Nano FPGA Cyclone IV.

Finalmente, con el objetivo de verificar las prestaciones y versatilidad de los sistemas, se establecieron múltiples ensayos de enlace de comunicación.

RESULTADOS

El primer ensayo (Figura 1) se dirigió al enlazamiento de la Estación Terrena con el satélite NOAA-15, localizado a *807km* sobre la Tierra, mediante la configuración del

dispositivo LimeSDR con las especificaciones de señal: *137.5MHz* y demodulación FSK. Por último, se efectuó el enlace de telemetría de la OBC, modificando las características de la señal a *433.92MHz* y demodulación ASK.

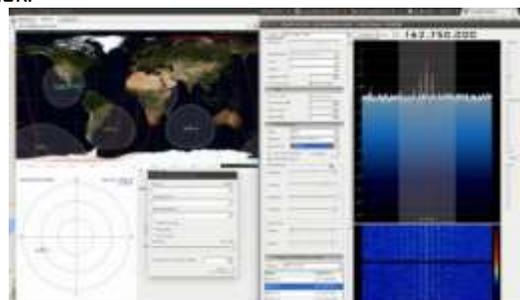


Figura 1. Enlace con sat. NOAA-15.

CONCLUSIONES

Diversas instituciones se encuentran trabajando en diseños específicos de UAVs como nuevas herramientas tecnológicas de monitoreo, requiriendo avanzar en técnicas de procesamiento de datos.

El sistema propuesto en este artículo proporciona una alternativa para proyectos de bajo presupuesto, dirigidos al monitoreo aéreo mediante drones comerciales, en la adquisición de equipo, montaje de dispositivos periféricos a bordo y fortalecimiento en las habilidades prácticas de programación.

REFERENCIAS

- [1] S. Mandujano, y M. Mulero-Pázmány, *Drones: una nueva tecnología para el estudio y monitoreo de fauna y hábitats*, **10 (10)**, p. 79-84, (2017).
- [2] P. P. Chu, *Embedded SoPC Design with Nios II Processor and Verilog Examples*, p. 53-303, Wiley, EUA, (2012).
- [3] C. Laufer, *The Hobbyist's Guide to the RTL-SDR: Really Cheap Software Defined Radio*, p. 92-150, EUA, 2014.

Aerodinámica experimental para vehículos aéreos no tripulados de baja escala.

A. M. E. Ramírez Mendoza¹, L. A. Amezcuita Brooks^{2*}, C. A. Santana Delgado².

¹CONACYT-UANL, FIME, CIIIA.

²UANL, FIME, CIIIA.

luis.amezquitabr@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

El diseño de vehículos aéreos no tripulados (VANT) ha sido un área de estudio ampliamente desarrollada y con gran auge en las últimas décadas [1]. Sin embargo, para el estudio de vehículos aéreos no tripulados (VANT) de baja escala, aún se requiere establecer métodos de diseño. Con el propósito de caracterizar el comportamiento aerodinámico y estructural de los VANT de baja escala, se han obtenido datos experimentales y propuestos modelos matemáticos de los subsistemas de un VANT, como el sistema de propulsión [2] y el sistema de guiado y navegación [3]. Con los datos adquiridos experimentalmente se pueden determinar los parámetros de los modelos de los subsistemas de las VANT, con métodos de identificación de parámetros, mínimos cuadrados y neuronas difusas [2, 4].

METODOLOGÍA

Las neuronas artificiales y las redes neuronales han sido un método ampliamente aplicado en la identificación de parámetros para el modelado de sistemas, y se podrían utilizar para el seguimiento de trayectoria y navegación de VANT [3, 4].

En los estudios de aerodinámica experimental que se realizan en el CIIIA, FIME, UANL, en el marco de Cátedras CONACYT-UANL, se ha aplicado el novedoso método de las neuronas difusas adaptativas generadoras de espigas (NDAGE) en configuraciones de neuronas en serie o cascada, o en redes neuronales por ejemplo para la identificación de parámetros de modelos de sistemas y para la sintonización de ganancias de controladores [4, 5].

RESULTADOS

Los resultados obtenidos de la simulación del subsistema con la identificación de parámetros del modelado del sistema con base a los datos

experimentales comprueban que el método de las NDAGE es muy eficiente.

CONCLUSIONES

El modelado de sistemas con el método de identificación de parámetros mediante NDAGE tiene la ventaja de que usualmente la configuración de las neuronas difusas es menos complejo que el modelo matemático de los sistemas.

REFERENCIAS

- [1] K. P. Valavanis, G. J. Vachtsevanos, *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, pp. 57-81, Springer, London, (2015).
- [2] R. Fabela, C. Santana, A. Naranjo, L. AmezcuitaBrooks, E. Liceaga-Castro, M. Torres-Reyna, Experimental characterization of a small and micro unmanned aerial vehicle propulsion systems. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, USA*, (2016). DOI: 10.2514/6.2016-1530.
- [3] L. Amezcuita-Brooks, E. Liceaga-Castro, M. Gonzalez-Sanchez, D. Garcia-Salazar, D. MartinezVazquez, Towards a standard design model for quadrotors: A review of current models, their accuracy and a novel simplified model, *Progress in Aerospace Sciences*, pp. 1-23, (2017). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.09.001>
- [4] A. Ramírez-Mendoza, J. Covarrubias-Fabela, L. A. Amezcuita-Brooks, D. Hernández-Alcántara, Parameter Identification using fuzzy neurons: Application to drones and induction motors. *DYNA*, 93(1), 75-81, (2018). ISSN: 0012-7361.
- [4] A. M. E. Ramírez-Mendoza, Design of the law of control of a PID controller based on Adaptive Fuzzy Spiking Neurons, *Congreso Nacional de Control Automático* (2018, aceptado).

Simulación del comportamiento de las componentes de fuerza de un VTOL a diferentes ángulos de ataque

J.D Altamirano Guzmán¹, J.D Altamirano Guzmán^{*}, etc.¹, L. A. Reyes Osorio², D. García Salazar.
 Universidad Autónoma de Nuevo Leon- FIME-CIIIA
 osckar_95altg@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

En la actualidad se ha incrementado significativamente la producción de Vehículos aéreos no tripulados para ámbitos recreativos, militares o industriales, sin embargo estos dispositivos cuentan con ciertas condiciones que los limitan, es por eso que se buscan nuevas alternativas como es el caso de las aeronaves Vertical Take Off and Landing (VTOL) de tipo Tailsitter las cuales son capaces de despegar y aterrizar verticalmente y al llegar a la altura deseada realizar una transición de vuelo vertical a horizontal. Las técnicas mediante CFD son una herramienta que se ha vuelto indispensable para el desarrollo y análisis en la implementación de nuevas tecnologías. En el presente trabajo de investigación se presentan los resultados desarrollados mediante CFD para las diferentes transiciones de vuelo de una aeronave tipo VTOL en la obtención de los coeficientes de sustentación y arrastre a diferentes ángulos de ataque simulando los diferentes regímenes de vuelo. Los modelos numéricos se evaluaron considerando los 3 modelos de turbulencia más utilizados (Spalart - Allmaras, k - épsilon y k - omega), en conjunto con funciones de pared en la discretización del modelo.

METODOLOGÍA

La metodología seguida consiste en:

- A) Definición del problema.
- B) Establecer Objetivos.
- C) Obtener información en literatura especializada.
- D) Formulación de hipótesis.
- E) Implementación y desarrollo del modelo.
- F) Discretización del modelo.
- G) Definir las condiciones de frontera.
- H) Analisis y comparación de resultados.
- I) Conclusión.

RESULTADOS



Figura 1. Operación de aeronave VTOL [1]. Se realizaron diversas simulaciones con diferentes ángulos de ataque, esto con el fin de poder simular las diferentes etapas de vuelo.

Las simulaciones se dividen en tres etapas.

- Ascenso y descenso
- Transición vertical a horizontal.
- Vuelo horizontal.

En la Figura 2 se muestran el contorno de velocidades a través del perfil de la aeronave a un ángulo de 60° utilizando los 3 diferentes modelos de turbulencia.

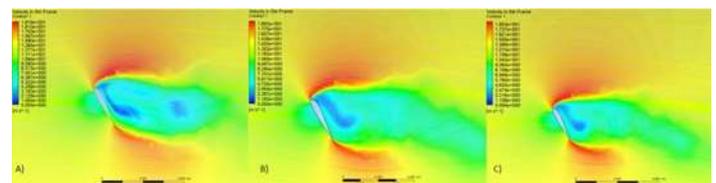


Figura 2. Contorno de velocidades en plano X, Y a un ángulo de ataque de 60° . A) Spalart Allmaras B) K-épsilon C) K-Omega.

En la figura 3 se compara el coeficiente de presión obtenido por los tres modelos de turbulencia, en donde se muestra un comportamiento similar, sin embargo, los valores de CP tienen una gran variación entre los modelos.

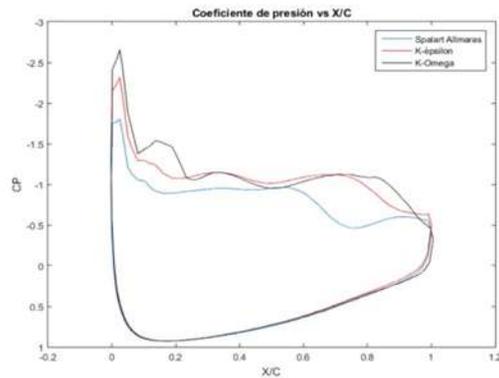


Figura 3. Coeficiente de presión a un ángulo de ataque de 60° .

CONCLUSIONES

No existe un modelo de turbulencia que cumpla todos los requerimientos, por lo tanto, se recomienda seleccionar un modelo de turbulencia que mejor se adecue a las necesidades requeridas, en caso de que solo se busque un perfil alar, ala, aeronave, en donde se busque analizar el comportamiento de este a través de un fluido, no es necesario hacer uso de un modelo de turbulencia más complejo, ya que el modelo Spalart Allmaras será más que suficiente, por el otro lado, si lo que se requiere simular conlleva grandes gradientes de presión, flujos a través de hélices, como es el caso de este trabajo, se recomienda utilizar el modelo de turbulencia K-Omega.

REFERENCIAS

[1] Martínez Herrera, V. (2015). Navegación de un Vehículo Aéreo Híbrido. Licenciatura. Universidad Autónoma de Nuevo León.

Conceptual design of a general aviation aircraft as a case study for the Mexican aerospace industry

A. J. Flores-Carrejo¹, C.E. Sanchez-Ramirez^{2*}.

¹ Samara Aerospace University, Russia

² Universidad Autónoma de Chihuahua, Mexico
csanchezr@uach.mx

INTRODUCTION

A general aviation aircraft configuration for applications in training and entertainment was designed at the conceptual design stage, whose purpose is to investigate the benefits of developing complete civil and military aircraft in the State of Chihuahua in Mexico, taking into account the established aerospace industry as a supplier base and Mexican labor costs. It was realized an analysis of different existing aircraft for comparison [1]. Such aircraft belong to the European CS-23 category of airplanes, albeit it is similar to the American FAR-23. The aircraft was conceived as a two-seater tandem low wing configuration, which employs a 100-HP Rotax™ engine. The structure was defined to be of composite carbon fiber-based materials. A basic CFD analysis and preliminary performance estimations were done on the aircraft.

METHODOLOGY

For this design project, several CAD and CAE computational tools were employed, namely, the software AAA™, RDS-WIN™ [2], CATIA V5™, and ANSYS Fluent™. In addition, a DAPCA-IV modified model (aka. The Eastlake Model) was employed for the aircraft cost analysis. [3]

RESULTS

The resulting aircraft comprises a unique design in the Americas in the sense that there is no similar aircraft designed yet under a similar category. A summary of the aircraft characteristics is found in Table I. Other results of the analysis of the aircraft show that it could be completely developed in Mexico, including engineering, tooling, and manufacturing

costs, rendering an aircraft program with a highly competitive sale price per unit. This analysis compares with the same type of aircraft designed and built in the United States. For this reason, it is determined that it represents a potential business and technology development opportunity for Mexico.

Table I. Summary of aircraft characteristics

Purpose of the aircraft	Multipurpose training airplane
MTOW, kg	535
Take off distance, m	150
Landing distance, m	137
Min. Stall speed, km/h	58.41
Cruise speed, km/h	300
Range, km	1243

CONCLUSIONS

This general aviation utility aircraft was designed to explore the advantages of developing a complete aircraft in Mexico. This project would be further refined to provide a quantitative basis on which to explore the development of an aircraft program in Mexico.

REFERENCES

- [1] V. A. Komarov, *Conceptual aircraft design*, Samara State Aerospace University Press, (2011).
- [2] Raymer, D. P., 1992, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 5th Edition, AIAA, Washington, D.C.
- [3] Eastlake CN, Blackwell HW. Cost Estimating Software for General Aviation Aircraft Design. St. Louis, MO: *Proceedings of the ASEE National Conference*, (2000).

High-fidelity aerodynamic optimization framework using automatic CAD surface generation applied to rotorcraft fuselage components

Sanchez-Ramirez C.E.¹, Sanchez-Ramirez C.E.^{1*}, Zhang, Q.

¹Universidad Autónoma de Chihuahua

csanchezr@uach.mx

INTRODUCTION

Since the dawn of the 21st century, the aviation industry has been transitioning towards the use of a more environmentally friendly rotorcraft landscape, which implies the drastic reduction of noise and pollutant emissions such as carbon dioxide and nitrogen oxides. Government authorities and companies are willing to invest in new technologies with the potential to reduce fuel consumption and emissions, so increasing performance. However, a careful analysis has to be made as to which areas of rotorcraft to focus on. One such area is the reduction of the parasitic drag of airframe components, since it translates into the reduction of fuel consumption [1]. To tackle this challenge, one technology to consider is the use of high-fidelity numerical aerodynamic optimization. This technology has matured considerably for industrial use, so rotorcraft conceptual design can be largely benefited. This paper introduces an automatic numerical optimization framework applied to helicopters.

METHODOLOGY

The tool consists of a Python script-based optimization framework with automatic CAD-surface generation in the loop. The routine can make use of gradient-based and gradient-free optimizers from the Dakota optimization toolkit [2], and it incorporates CAD software for surface generation, a mesh generation software, and a high-fidelity CFD solver. To implement this routine, a parametric model of a helicopter airframe shape has to manually be constructed by the user in CAD, followed by a modular mesh generation procedure in which only the to-be optimized shape is remeshed in every iteration, while the rest of the mesh is kept fixed. Then the CFD and optimizer set-ups complete the loop and start the optimization process.

RESULTS

Preliminary results show that the framework is able to optimize the backdoor of a transport-size helicopter shape in forward flight conditions without the effects of the rotors by the use of one parameter that varies the curvature of a section of the backdoor. The tests resulted in a drag coefficient reduction of at least 1%.

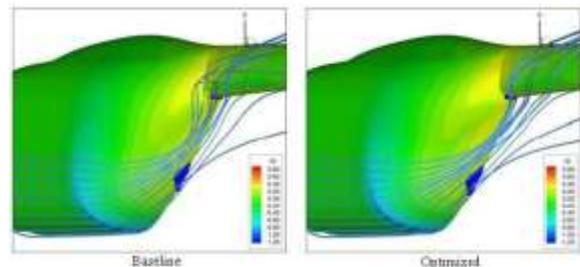


Figure 1. Baseline and optimized shapes.

CONCLUSIONS

The results have shown that high-fidelity aerodynamic optimization on CAD-parameterized helicopter airframe components can be successfully employed during rotorcraft conceptual design, which opens an opportunity for the design of highperformance helicopter configurations.

REFERENCES

- [1] Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, second edition, 2006.
- [2] Adams, B., et al. "Dakota, a multilevel parallel object-oriented framework for design optimization, parameter estimation, uncertainty quantification, and sensitivity analysis: Version 5.0 user's manual", Sandia National Laboratories, Tech. Rep. SAND2010-2183 (2009).

Preliminary design of an external multipurpose platform for helicopters

Rodriguez-Leistenschneider¹, Sanchez-Ramirez C.E.^{1*}

¹ARIDO Design SAS de CV

carlos.sanchez@aridodesign.com

INTRODUCTION

Helicopters nowadays represent a strategic asset for organizations in government, businesses, and individuals. Their capacity to vertically take off and land provide the means to solve needs in emergency medical services, search and rescue, surveillance, and transport in a more efficient manner as compared to fixed-wing aircraft [1]. Their internal available space in the fuselage becomes a strategic parameter to consider when adding items or devices to improve the service. In the degree that the fuselage provides with more available space for the carriage of extra weight, the helicopter would be able to expand its service capacity, resulting in gains for service providers and customers alike. This paper presents the mechanical design of a plug-and-play metal platform structure for utility helicopters to be installed externally in the landing skid. Its purpose is to carry extra payload (i.e. devices) that can improve service capacity for various users. This project is intended to become a flagship solution for various customers. The documentation for a patent application has already been created.

METHODOLOGY

The design of this solution was carried out with computer-aided-design software (CAD) taking into account the available space under the fuselage, careful analysis of helicopter applications, and a market analysis [2].

RESULTS

After analyzing market tendencies, it was found that this product would be very useful for customers since it could be installed and uninstalled quickly and easily, allowing the helicopter to flexibly employ extra weight only when needed. The external landing skid tubes

provide a means to attach the platform by the use of custom-design handles. Potential applications of this system include emergency payload, search and rescue provisions, municipal and state police cameras or sensors, and private luggage. In case of controllable electronic devices such as cameras, this platform could provide a means to implement a direct control through a joystick from inside the cockpit. However, this would depend on the customer's application.

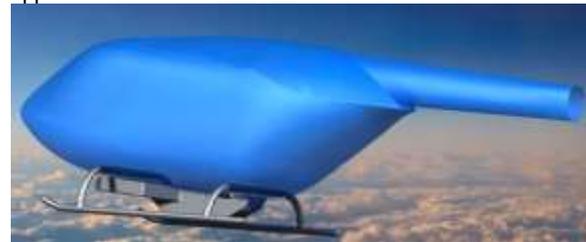


Figure 1. Artist's impression of a generic transport helicopter with the platform.

CONCLUSIONS

A metal platform structure to be installed underneath the helicopter airframe has been designed to provide a solution for extra space in utility helicopters. However, weight and balance analysis, a series of CFD and FEA simulations, and the construction and test of a prototype will be needed to validate this design.

REFERENCES

- [1] Leishman, J. Gordon. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge: Cambridge UP, 2006. Print.
- [2] M'Bengue, L., "Toward ACARE 2020: Innovative Engine Architectures to Achieve the Environmental Goals?" in *27th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS 2010*, Nice, France, 2010, 19-24 September

Using ontologies as a classification tool in the aerospace industry

A. J. Flores-Carrejo¹, C.E. Sanchez-Ramirez^{2*}.

¹ Samara Aerospace University, Russia

² Universidad Autónoma de Chihuahua, Mexico
csanchezr@uach.mx

INTRODUCTION

The use of Ontologies in the present is becoming very common and widely used in different education areas, some areas of the engineering such as aerospace, can improve with the application of this informatics tools. Classification of aircraft as an object and all its components has become an important research area for the statistics analysis previous of designing a new concept. In this document we are going to explain, how Fluent Editor can help the designer to improve the classification and information analysis used to choose the statistical characteristics of the new concept. Databases are created for storing, processing, performing calculations, sorting, sampling and presentation of data arrays according to various criteria. Then the created array of data can be further used as a basis for selecting the needed parameters according to the technical task.

METHODOLOGY

Semantic technologies based on ontologies of the surrounding world, using the connections, rules, logic and conditions described in the ontology. In turn, ontological analysis, in addition to streamlining knowledge of the subject area, also contributes to the quality of the work performed. That is why ontologies are used in the creation of information systems dealing with the activities of both design enterprises and industrial enterprises [1].

There are two alternative approaches to creating and researching ontologies. The first (formal) approach based on logic (first-order predicate, descriptive, modal). The second one (linguistic) is based on the study of natural language (semantic in particular) and on the ontology development in large text arrays [2].

RESULTS

Fluent Editor as a tool of information supports the designer to work out and understand statistics in a faster and easiest way, making the task of formalization of a new design in a simpler and user friendly way. Checking the completeness and correctness of the established Database is carried out by visualization of ontology, namely, to create relationships and instances represented graphically by CNL-diagram One skilled in the subject area will be easier to assess the correctness of the prepared guidance by imaging in CNL-diagram terms and relations between them [3].

CONCLUSIONS

Classification of information on an easy way, effectively and fast, then working with it, will help in the future to cut times of design and research, so this will have a positive effect on the cost of development of new technology. Something complicated like an airplane could be designed in some weeks or months, in comparison of the past that were months and years of exhaustive research for making projects a reality.

REFERENCES

- [1] Ch.M. Wijewickrema. *Impact of an Ontology for Automatic Text Classifications*, Annals of Library and Information Studies. Vol. 61, p. 263-272 (2014).
- [2] A.J Flores. *Advances in Computer Science Research (ACSR)*, volume 72, IV International Research Conference "Information Technologies in Science, Management, Social Sphere and Medicine", p. 393-396, Tomsk, Russia (2017).
- [3] FluentEditor 2014 - <http://www.cognitum.eu/semantics/FluentEditor/>

Use of PIV equipped water channel for educational purposes

Marquez González, E.N.

Universidad Autónoma de Chihuahua

emarquezg@uach.mx

INTRODUCTION

Mexico's industry and specially the aerospace industry is transforming at an accelerated pace, therefore new and updated educational programs need to be developed to meet the industry demands. An aerospace engineer needs a strong understanding of fluid mechanics to be competent in the industry and academia. Fluid mechanics and heat transfer are highly visual subjects and so during the teaching process one must take full advantage of this fact.

METODOLOGY

Particle Image Velocimetry (PIV) is a whole-flowfield technique providing instantaneous velocity vector measurements in a cross-section of a flow [1]. Two velocity components are measured, resulting in instantaneous 2D velocity vectors for the whole area. The use of modern digital cameras and dedicated computing hardware, results in real-time velocity maps (note Figure 1).

The technique is non-intrusive and measures the velocities of micron-sized particles following the flow. All three components may be obtained with the use of a stereoscopic arrangement, but current equipment at the Autonomous University of Chihuahua only allow for 2D measurements.

Students at UACH can verify fluid mechanics concepts using a water channel with a 6" by 6" test section, 5 μm hollow glass spheres, a 532 nm laser, a Phantom M4 high speed camera, LaVision time-hub and dedicated software [2].

RESULTS

Results are similar to computational fluid dynamics, i.e. large eddy simulations, and real-time velocity maps are an invaluable tool for fluid dynamics researchers. Students gain valuable knowledge in

optical systems, programing, and experimental methods that is usually reserved for masters and PhD students at the undergraduate level.

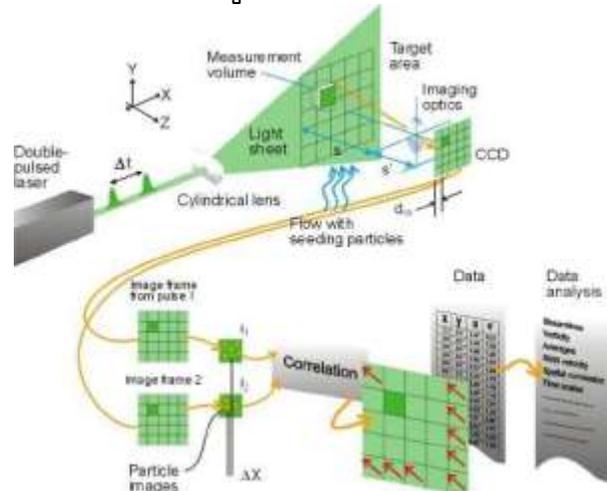


Figure 1. Usual PIV setup and correlation process.

CONCLUSION

A PIV equipped water channel can be used to estimate the velocity fields from images of particles and post-process the fields to obtain important fluid dynamics quantities such as vorticity, rate-of-strain, dissipation and Reynolds stresses in the case of turbulent flows that can be used to teach students the principles of fluid mechanics.

BIBLIOGRAPHY

- [1] M. Raffel et. al., *Particle Image Velocimetry: A practical Guide*, 1-29, Springer, Chem, Switzerland, (2018).
- [2] R. Tian et. al., *Experimental Study of Reynolds Number and Gust influence of Transient Force and Flow Generated by a Robotic Hummingbird*, 347360, International Journal of Micro Air Vehicles, Vol. 7, No. 3, September (2015).

Desarrollo de un VANT de despegue y aterrizaje vertical usando Ducted-Fans

J. M. Bustamante Alarcon¹, E. S. Espinoza^{1*}, G. A. Escalante-Velázquez², A. Osorio¹, R. Lozano¹

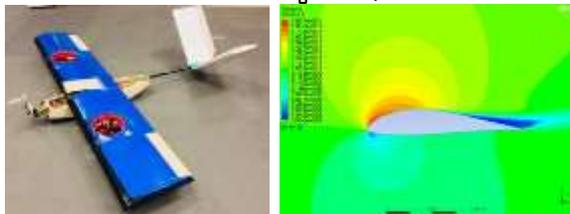
¹UMI-LAFMIA CINVESTAV.

²CENTA-CIDESI.

eduardo.espinoza@cinvestav.mx

INTRODUCCIÓN

Recientemente, se han desarrollado una gran cantidad de aplicaciones para los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT's). Por ejemplo, para fotografía y cartografía aéreas, patrullaje, transporte de carga, recreación, entre otras. En apoyo a los servicios de emergencia, se han utilizado para realizar misiones de búsqueda y rescate, transporte de alimentos y medicamentos hacia las zonas afectadas. En este tipo de situaciones surge la necesidad del desarrollar vehículos que combinen las capacidades de vuelo tanto de ala fija como de ala rotativa, debido a que en ocasiones es difícil descender en la zona de desastre, por otro lado, la autonomía y la capacidad de carga son indispensables. Con base a lo anterior, en el presente trabajo se desarrolló una configuración utilizando dos Ducted-fan dentro del ala para el vuelo vertical y un motor contra-rotativo basculante en la parte frontal para poder realizar la transición entre ambos modos de vuelo, ver figura 1.a).



a) b)

Figura 1. a) Prototipo del vehículo Ducted-Fan, b) Contorno de velocidad del perfil goe425 a un ángulo de ataque, $\alpha = 12^\circ$, obtenido con ANSYS FLUENT.

METODOLOGÍA

Se realizó el diseño del prototipo considerando las metodologías propuestas por Raymer y Roskam [1-2]. El diseño del ala se realizó utilizando el software XFLR5 para la validación computacional se utilizó un software más robusto (ANSYS, FLUENT®). Se desarrollaron pruebas experimentales para seleccionar la configuración de ductos, motores

y rotores, más eficientes energéticamente. Finalmente se construyó un prototipo del vehículo para evaluar la funcionalidad del concepto.

RESULTADOS

Se obtuvo un incremento en la sustentación de alrededor del 20%, al utilizar el rotor dentro de un ducto, en comparación con el rotor libre (como se planteaba en [3]). Encontrando la mejor eficiencia energética al utilizar el motor brushless MR2205, con un rotor de paso fijo de 2 palas. Mientras que con un rotor de 3 palas se incrementó la sustentación. La Tabla 1, muestra los valores del coeficiente de sustentación (C_L) obtenidos con el software XFLR5 y su validación con ANSYS, de la comparación directa correspondiente a cada ángulo de ataque puede observarse su cercanía (error max. Del 12%).

Tabla 1. Comparativa del C_L utilizando XFL5 y ANSYS para diferentes ángulos de incidencia.

Ángulo (α)	-5	0	5	10	11	12
XFLR5	-0.081	0.429	1.01	1.48	1.54	1.58
ANSYS	-0.105	0.406	0.956	1.39	1.43	1.41

CONCLUSIONES

Se logró incrementar la sustentación del rotor al colocarlo dentro de un ducto, el cual puede ser optimizado para aumentar las capacidades de los vehículos multirotor durante el vuelo vertical.

REFERENCIAS

- [1] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA education series, California, 1992.
- [2] J. Roskam, *Airplane Design*, DAR corporation, University of Kansas, 1985.
- [3] W. E. Graf, *Effects of Duct Lip Shaping and Various Control Devices on the Hover and Forward Flight Performance of Ducted Fan UAVs*, p. 6-7, Virginia Polyt. Instit., and State University, 2005.

Plataforma experimental tipo birotor de despegue y aterrizaje vertical

E. J. Ollervides-Vázquez^{1,2,*}, D. Garcia Salazar¹, E.G. Rojo-Rodríguez¹, C.A.SantanaDelgado¹, L. A. Amezcua-Brooks¹, P. A. Tellez-Belkotosky², A.I. Reyes-López².

¹CIHA-FIME-UANL.

²TECNM-ITLALAGUNA.

edmund.ollervidesvz@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

En este trabajo se ha realizado la integración del sistema aviónico de una plataforma birotor de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), útil en la aplicación de prueba de algoritmos de dinámica de vuelo en aeronaves de tipo multirrotor, [1], [2]. La problemática del sistema aviónico se aborda considerando un vehículo aéreo de dimensiones pequeñas en comparación con aeronaves teledirigidas o autónomas que pueden viajar grandes distancias. Para la integración del sistema aviónico se consideran los siguientes componentes: sistema autopiloto (FC), unidad de medición inercial (IMU), sensor de altitud, tarjetas de propulsión de potencia en los rotores (ESC), módulos de telemetría y telemando XBee.

METODOLOGÍA

El diseño de la plataforma birotor surge como una necesidad de un laboratorio de aviónica para realizar la implementación de algoritmos de control en tiempo real, que permitan controlar las variables de estado de altitud de un vehículo multirrotor. La plataforma tiene diversos componentes. El sistema mecánico con una estructura mecánica que permite manipular las variables de altitud y alabeo. El sistema aviónico que contiene la electrónica que para realizar el sensado de las variables a controlar mediante una IMU y un sensor ultrasónico de altitud, así como los módulos ESC de los rotores, y los módulos para telemetría y telemando XBee. Finalmente, el algoritmo reprogramable de control en tiempo real en C/C++, así como la telemetría y el telemando XBee de los datos manipulados.

RESULTADOS

La implementación funcional en prototipo de la plataforma birotor despegue y aterrizaje vertical, cuyo sistema aviónico tiene componentes de bajo costo, con arquitectura una abierta para realizar experimentos de control en tiempo real.



Figura 1. Plataforma birotor VTOL.

CONCLUSIONES

La plataforma birotor de despegue y aterrizaje vertical es de gran ayuda para la implementación algoritmos de control en tiempo real, también tiene gran utilidad como una etapa previa de experimentación en la sintonización de controladores aplicados en Vehículos Aéreos No Tripulados de tipo multirrotor.

REFERENCIAS

- [1] G. Sanahuja, P. Castillo, D. Garcia, and R. Lozano, "Linear and nonlinear control strategies to stabilize a VTOL aircraft: comparative analysis", 6th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles, Toulouse, France, septiembre 2007.
- [2] R. Lozano, "Unmanned Aerial Vehicles Embedded Control", John Wiley-ISTE, 2010.

Desarrollo y simulación aerodinámica de un multirrotor para aplicación de mediciones de gases ambientales

J.E.Valenzuela Rubio, A.G. Escobar Ruiz,
M.A. Jimenez Lizarraga, O. García Salazar*
Universidad Autonoma de Nuevo León- FIME-CIIIA
octavio.garcias@uanl.mx

INTRODUCCIÓN

En los últimos años, con el vertiginoso desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados (VANTs) han surgido nuevas oportunidades para resolver una variedad de problemas en diferentes áreas, tal es el caso de la agricultura, vigilancia, medio ambiente, etc. Por otro lado, el monitoreo tradicional de variables atmosféricas se realiza a través de estaciones en posiciones fijas limitando la flexibilidad en cuanto a la toma de mediciones en distintos puntos incluso diferentes alturas, además de los altos costos que estas implican. Desarrollar unidades de medición atmosférica móviles que brinden una amplia flexibilidad para monitorear variables tales como contaminantes criterio en industrias, expulsión de gases en chimeneas, etc. Es un área de oportunidad para la aplicación de los VANTs. Este trabajo presenta una propuesta de diseño para el sistema de monitoreo de gases, así como la simulación de la dinámica del fluido que gira en torno a un multirrotor, modelo s1000 de la marca DJI, Esto con el objetivo de poder llevar el sistema de monitoreo a distintas alturas y posiciones para tomar mediciones de diferentes concentraciones de gases.

METODOLOGÍA

El diseño de la unidad de monitoreo consiste en un conjunto de tuberías conectados a una cámara central por donde el aire es distribuido hacia la membrana de los sensores. En el extremo inferior del sistema se encuentra una bomba de aire, la cual es la encargada de hacer pasar el fluido a través de todo el sistema de manera constante, mientras en el extremo superior se encuentra un tubo, el cual es está colocado en un lugar estratégico para que el fluido que entra al sistema de monitoreo no se vea afectado por el desplazamiento de aire que genera el sistema de propulsión del vehículo. Para la identificación del punto estratégico de la toma de aire se realiza un análisis aerodinámico al VANT haciendo uso de un software de CFD,

el cual permite visualizar las zonas cercanas al vehículo con menores turbulencias además de validar el diseño de dicha unidad. Posteriormente se desarrolló la electrónica necesaria para ser colocada a bordo del vehículo y así poder realizar las mediciones de las concentraciones de gases.

RESULTADOS

Los resultados obtenidos de la simulación se presentan en la figura 1. La cual muestra las zonas óptimas para la colocación del tubo que fungirá como entrada de aire al sistema.

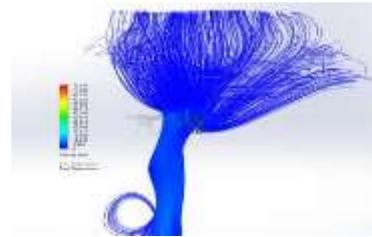


Figura 1. Analisis aerodinámico del VANT con CFD.

CONCLUSIONES

Se diseñó un sistema de monitoreo para adquirir mediciones de concentraciones de 6 diferentes gases a diferentes alturas.

El análisis del comportamiento del fluido alrededor del vehículo generado por el sistema de propulsión haciendo uso de un software de CFD, permitió identificar un punto cercano al vehículo, en el cual fuese factible colocar la entrada de aire del sistema de monitoreo.

REFERENCIAS

- [1] Manual 1 Principios de medición de calidad de aire, Instituto Nacional de Ecología, (2003).
- [2] INE-SEMARNAT, 2003. Programa Nacional de Monitoreo Atmosférico. CENICA, México.

Validación del diseño de un vehículo multirotor utilizado como medio de lanzamiento de un avión pequeño no tripulado.

M. Rivas Martínez¹, E. S. Espinoza^{1*}, S. M. A. Jiménez Zapata², A. Osorio Cordero¹, R. Lozano¹

¹UMI-LAFMIA CINVESTAV.

²GENTA-CIDESI.

eduardo.espinoza@cinvestav.mx

INTRODUCCIÓN

En la actualidad los métodos más comunes utilizados para el lanzamiento de aeronaves pequeñas no tripuladas, descritos en [1], son tres: HTOL, VTOL y lanzaderas. Una forma versátil de lanzamiento que se busca implementar es utilizando un vehículo multirotor para elevar a la aeronave de ala fija y liberarla a la una altura determinada. Con base en este principio, se diseñó el vehículo octa-rotor en configuración coaxial mostrado en la Figura 1(a), el cual cuenta con la capacidad de levantar cargas de hasta 10 kg. En este artículo, se presenta la validación del diseño mediante un análisis estático estructural en ANSYS Workbench, ver Figura 1(b).



Figura 1. Vehículo octorotor y su adecuación para el análisis. (a) Vehículo aéreo (b) Sección de interés para octorotor. El análisis en ANSYS.

Los materiales empleados en la construcción del marco del vehículo son aluminio 6061 con un límite de esfuerzo de 280 MPa y fibra de carbono con límites de esfuerzos en $\sigma_{ex} = 513 \text{ MPa}$, $\sigma_{ey} = 513 \text{ MPa}$ y $\sigma_{ez} = 50 \text{ MPa}$.

METODOLOGÍA

El valor de la carga máxima que debe soportar el marco del vehículo es 400.4 N, que corresponde al valor máximo de empuje que pueden aportar los ocho motores. Para efectuar el análisis estático en ANSYS Workbench, se cargó la geometría de la Figura 1(b) y

se le aplicó una carga de 150.1 N que corresponde al empuje máximo que aportan dos motores (100.1 N) multiplicado por un factor de seguridad de 1.5 de acuerdo con la norma [2].

RESULTADOS

Los resultados del análisis con respecto al tipo de malla se muestran en la Tabla 1, la cual muestra la deformación total que sufre el marco y los esfuerzos máximos en los ejes x , y y z .

Tabla 1. Resultados del análisis con dos tipos de malla.

Malla	Elementos	Deformación total (mm)	Esfuerzos máximos (MPa)
Fija	75,359	4.33	$\sigma_x = 47.2$ $\sigma_y = 22$ $\sigma_z = 9.4$
Refinada en curvatura	387,373	4.07	$\sigma_x = 120$ $\sigma_y = 23.1$ $\sigma_z = 9.3$

CONCLUSIONES

Los esfuerzos máximos se dieron en el tubo octagonal y comparados con los límites de esfuerzos máximos se ubican muy por debajo de esos valores, lo cual indica que el diseño resiste las condiciones máximas de carga.

REFERENCIAS

- [1] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems, UAV Design, Development and Deployment*, p. 173-176. John Wiley & Sons Ltd, 2010.
- [2] ASTM F2245-16a, *Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane*, (2016).

Obtención de un material compuesto carbón - carbón para uso en toberas de expansión para vehículos aeroespaciales

D.A. Jiménez Arévalo^{1*}, L. Ramirez Lopez¹, P. Gonzalez²

¹Universidad Aeronáutica en Querétaro.

²Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas.

omar.jimenez@unaq.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Como parte del proyecto CONACYT-AEM 275425, se ha desarrollado un material compuesto matriz carbón-fibra de carbón con la finalidad de ser usado en sistemas de propulsión de lanzadores orbitales y suborbitales en la construcción de la tobera de expansión, la cual requiere para aumentar el empuje de los motores cohete, aumentar la temperatura de los gases de descarga a fin de generar una mayor expansión térmica, obligando con ello a utilizar materiales con temperaturas de servicio superiores a 1800°C [1].

Para obtener estos materiales es común usar compuestos de resinas fenólicas con fibra de carbono sometidos a un proceso de pirólisis para convertir los enlaces C-H en enlaces C-C. Estas resinas son difíciles de procesar en geometrías complejas debido a que se parte de polvo, lo que genera una pieza frágil antes de la conversión. Se propone en el trabajo, el uso de resinas Epóxicas novolaca con un agente de curado anhídrido, y como refuerzo fibra de carbono. Se determinó por análisis térmicos la viabilidad de las resinas y se determinó la viabilidad de las resinas utilizadas para la obtención de compuestos C-C.

METODOLOGÍA

Se prepararon 12 mezclas de resinas con diferentes proporciones de endurecedor y se sometieron a análisis infrarrojo y termogravimétrico. Se escogieron 4 de ellas para la formación del compuesto con 8 capas de tejido plano de fibra de carbono, utilizando un proceso de infusión y curándolas a 160° por 4 horas. Se cortaron las muestras y se sometieron a una pirólisis a 1100 °C en un horno tubular con

atmosfera de nitrógeno de acuerdo con lo recomendado en literatura [2,3].

RESULTADOS

Los laminados obtenidos después del proceso de pirólisis se pesaron y se evaluó la pérdida de masa después del primer ciclo de pirólisis (tabla 1).

Tabla 1. Variación de pesos muestras

Muestra	W ₀ (gr)	W _t (gr)	ΔW/W ₀
M7	28.81	18.33	0.36
M8	31.11	19.61	0.37
M11	35.63	20.18	0.43
M12	39.63	21.99	0.44

CONCLUSIONES

Se determinaron cuatro resinas epoxi diferentes para la obtención del material compuesto, teniendo 2 que obtuvieron mayor matriz de carbón. Debido a que en el primer ciclo de pirólisis se obtuvo un material poroso, se requiere repetir el proceso de infusión y pirólisis para mejorar la matriz.

REFERENCIAS

- [1] J.D.B., *Carbon-Carbon Materials and Composites*, Noyes Publications, United States, 1993. [2] Xiang Xiong *, et al *Friction behaviors of carbon/carbon composites with different pyrolytic carbon textures Elsevier*, 2004. [3] Kimberly A. Trick And Tony E. Saliba, *Mechanisms of the pyrolysis of phenolic resin in A carbon/phenolic composite*, Pergamon, 1995.

Effect of graded bias voltage on mechanical and electrochemical behavior of CrN coatings deposited by arc-PVD.

M. L. Cedeño Venté^{1*}, D. G. Espinosa Arbeláez¹, J. Manríquez Rocha², G. C. Mondragón¹, A. E. Gómez Ovalle¹, J. González Hernández¹, J. M. Alvarado Orozco¹.

¹Laboratorio de Ingeniería de Superficies y Manufactura Aditiva (LISMA), CIDESI.

²Centro de Investigación y Desarrollo Tecnológico en Electroquímica.

m.cedeno@posgrado.cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

Chromium Nitride (CrN) coatings deposited by PVD (Physical Vapor Deposition) have a wide industrial application. CrN coatings are able to improve mechanical resistance, corrosion, and wear, making this material a suitable candidate cutting, forming tools, die casting molds, and elements used in automotive as a piston rings, valvetrains and bearings. To improve coating adhesion processes such as: duplex treatment processes, graded composition, and graded bias voltage have been assessed [1]. Graded bias voltage has been one of the best strategies to improve adhesion; however, there are few studies regarding the effect of graded bias voltage on coating characteristics and properties. In this work, we investigate the influence of constant and graded bias voltage on the microstructure, surface defects and their relationship with the electrochemical and nano-mechanical behavior of the CrN coating.

METHODOLOGY

CrN films were deposited on M2 steel by arc-PVD at graded/constant bias voltages ($V_b = -40$ V, 80 V and $-40/60/80$ V). The crystallite size of the films was investigated by X-ray diffraction (XRD) and microstructure was observed by optical and scanning electron microscopy. The corrosion resistance was evaluated applying electrochemical impedance spectroscopy (EIS) and potentiodynamic data (Tafel). The mechanical properties were assessed by instrumented nano-indentation and scratch.

RESULTS

All films deposited have a B1 type structure corresponding to CrN phase. A honeycomb microstructure with a presence of defects as open voids and droplets were observed. These defects affect the mechanisms of mechanical failure and the corrosion behavior of films. It was found that at higher voltages, increase the crystallite size, reduce defects (e.g., droplets and voids), N/Cr ratio and the coating roughness (Fig 1), however, the corrosion resistance is the worst between the samples.

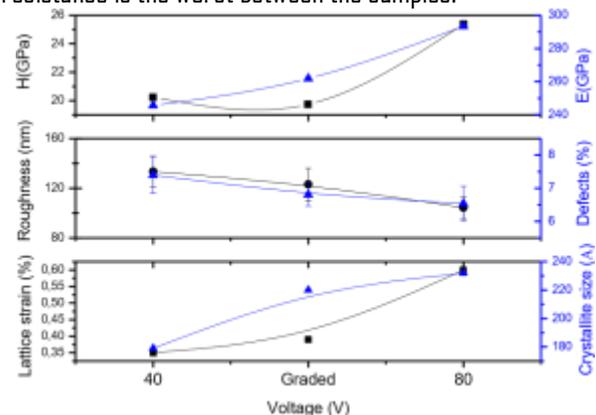


Fig. 1. Bias voltage effect on coating characteristics and properties.

CONCLUSIONS

80 V_b has the best impact on hardness and elastic modulus; however, the corrosion resistance is the worst between the samples. Graded bias voltage has a slight improvement on adhesion.

REFERENCES

[1] D. Yang, et al. Effects of Tailored Nitriding Layers on Comprehensive Properties of Duplex Plasma-treated AlTiN coatings. *Ceramics International*, volume 43, pages 8721-8729, (2017).

Effect of the mechanical behavior of M2 Steel on the failure mechanisms of the M2/Interface / c-Ti_{0.33}Al_{0.66}N system by means of contact mechanics and the finite element method

A.E. Gómez, G.C. Mondragón, M.T. Arellano, DG.Espinosa, M.L.Cedeño,
J.M. Alvarado, J.G. Hernández.
Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial-CIDESI.
a.gomez@posgrado.cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

In coated cutting tools, there is a substrate/interface-coating system that can present both adhesive and cohesive failures when coming into mechanical contact with a work piece. Adhesive failures are generated at the interface of the system and depend on the mechanical interaction between the coating and substrate [1], which highlights the importance of investigating the effect of the mechanical behavior of the substrate on the failure mechanisms of the Substrate/Interface/Coating (S/I/C) system. In this work, the effect of the mechanical behavior of M2 steel on the failure mechanisms of the M2 Steel/interface/c-Ti_{0.33}Al_{0.66}N system was analyzed. For this, the extended finite element method (XFEM) was used to generate stress fields. Simulation were correlated with the cracking patterns of the coating obtained by indentation and scratch tests.

METHODOLOGY

Experimentally Vickers indentations were made by normal loads and Rockwell C indentations with normal relative movement and sliding (scratch testing). The mechanical behavior of both substrate and Steel M2/Interface/Coating system was evaluated. The failure mechanisms of the (S-I-C) system were analyzed applying numerical models generated by the cohesive zone model and the XFEM method.

RESULTS

Analysis of the indentation and scratch track of the S-I-C system showed failure patterns characterized by radial and lateral cracks. These cracks occur due to plastic deformation of the substrate that generates

bending of the coating and a subsequent buckling and delamination of the system. On the other hand, Chevron-type cracks were found on the scratch tracks. By means of the numerical model, stress concentrations were found at the edges of the indentation and in the scratch track, which explain the cracks formation in the system generated experimentally (figure.1).

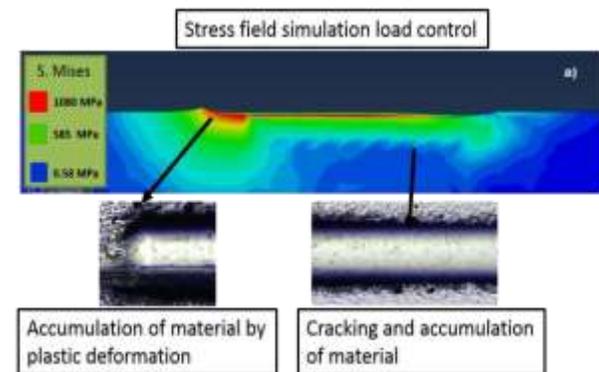


Figure.1 Stress field analysis using XFEM vs. the experimental scratch tracks of the S-I-C system .

CONCLUSIONS

Chevron-type cracks are generated due to stress concentration at the edges of the track, which causes material accumulation due to plastic deformation of the substrate, which also resulted in bending of the coating and subsequent delamination.

REFERENCES

[1] Vasiliev, A.S. et al. Indentation of a hard transversely isotropic functionally graded coating by a conical indenter. *International Journal of Engineering Science*, 112, 63-75, (2017).

Estudio numérico del desprendimiento de la capa limite en la punta del ala de un planeador convencional con y sin Winglet

García Deviana C. G.¹, Huerta O- M.², Arreola S. F.².

¹División de Aeronáutica del Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec
cesarggd@hotmail.com

INTRODUCCIÓN.

En este documento se presenta la investigación numérica a través de la dinámica de fluidos computacionales (CFD), utilizando modelos basados en el promediados de Reynolds de las ecuaciones de Navier-Stokes para el estudio del desprendimiento de la capa limite en la punta del ala de un planeador convencional sin planta motora.

Para este modelo de planeador solo consideraron dos tipos de configuraciones uno con winglets y otro sin winglets[1], en un rango de ángulos de ataque del fluido entre 13 y 20 grados esto con el objetivo de observar el desprendimiento del flujo viscoso[2] con cercanía a la punta del ala y encontrar el punto máximo de stall del mismo.

METODOLOGÍA

Se modela en CAD dos casos de un planeador: i) con winglet y ii) sin winglets. Se establece el dominio computacional y se discretiza con el software ANSA 17.0. Las mallas generadas consisten en elementos Ortho-Triax y Hexa-Interior como una estrategia de múltiples bloques para aumentar la densidad de malla cerca de la pared del Planeador y no en todo el dominio.

Para representar correctamente los efectos viscosos de la velocidad media paralela a la pared fue necesario emplear la ley de la pared válida para flujos con altos números de Reynolds, véase Nielsen, Gersborg, Gravesen y Pedersen (2011) y para capturar regiones en puntos de separación o readherencia dentro de las capas límite, fue necesario implementar una capa limite en donde la primera distancia en la subcapa viscosa alrededor de la pared del ala se definió como 0.011 milímetros y se usaron 8 subcapas laminares de inflación, para las capas de amortiguamiento donde los esfuerzos de

Reynolds turbulentos comienzan a dominar sobre esfuerzos viscosos son utilizadas 10 capas y la región logarítmica alrededor de la placa para extenderse lejos de la pared son utilizadas 12 capas de inflación. Se utilizó una relación de aspecto de 1.2, luego las últimas capas deberían cubrir el espesor total de la capa limite de 22.46mm para lograr un $z^+ = 30$. Posteriormente se utilizan los modelos de turbulencia k-e y k-w para resolver los campos de producción de energías cinética turbulenta y disipación en el dominio computacional y finalmente se obtuvieron las fuerzas de superficie (Normales y Cortantes) para un rango de ángulos de ataque de 13 a 20 con incrementos de 1 grados.

RESULTADOS

Sobre las dos configuraciones de semi-ala del planeador se mostro un comportamiento de vórtice en la punta de alá. La vorticidad cambió según fuera la configuración de semiala que se a simulado, en la semiala con winglet, presento un desprendimiento de la capa limite en una las puntas, en una zona cercana al winglet, como se aprecia en la figura 1, se observa un flujo laminar sin cambios mostrados en el resto de la semi ala.

De acuerdo con el estudio se encontraron que para los ángulos de ataque de la semi-ala entre los 13 y 20 grados se presenta un vórtice en expansión, que desprende el flujo afectando el levantamiento y provocando el desplome de la aeronave.

El comportamiento de las líneas de corriente sobre el ala sin Winglet, arrojo un comportamiento del fluido viscoso considerablemente mas inestable, en el cual genero mayores puntos de vorticidad, conforme se acerca a la punta del ala; los vórtices comienzan en un punto cercano al borde de ataque generando puntos de baja presión que se extienden induciendo líneas de

corriente inestables, desde la parte del intradós al extradós desde la parte del borde de salida.

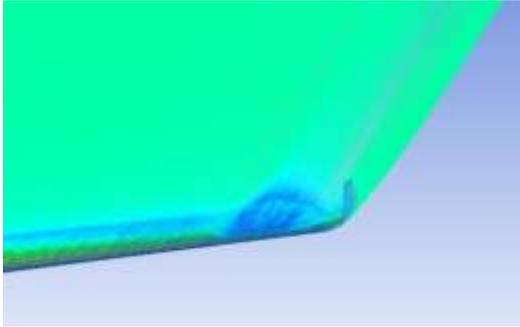


Figura 1. Vórtice en punta a 16 grados con winglet

CONCLUSIONES

De acuerdo con el estudio se encontraron que para los ángulos de ataque de la semi-ala entre los 13 y 20 grados se presenta un vórtice en expansión, que

desprende el flujo afectando el levantamiento y provocando el desplome de la aeronave. En este trabajo también se comparó las estructuras dinámicas coherentes para dos casos con y sin Winglet, demostrando que el efecto del Winglet no es dominante sobre la corrección de la inestabilidad de flujo y que todo parece indicar que es más bien el flechado de quien depende el tamaño en expansión, en donde el winglet solo la contiene evitando que se integre con el flujo del intradós.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Anderson. John D. (2011). *fundamentals of aerodynamics*. New York: McGraw-Hill.
- [2] Freitag, William (2009). *Blended Winglets Improve Performance*. Boeing. www.boeing.com.

La creación del Centro de Formación de Ingeniería Avanzada en Aeronáutica como estrategia para el impulso de la industria aeroespacial en el Estado de México

Ángel HE, Alejandro RS

Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec (TESE)

angelo73.he@hotmail.com

INTRODUCCIÓN.

El Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec (TESE) en coordinación con el Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) y el Gobierno del Estado de México se encuentra construyendo el Centro de Formación de Ingeniería Avanzada en Aeronáutica (CFIAA), mismo que contará con 16 laboratorios como: ingeniería aeroespacial, aerodinámica, diseño CAD-CAM, avionica, pruebas NDT, materiales compuestos, sistemas propulsivos, además de contar con talleres de mantenimiento, estructuras, soldadura y un hangar con aeronaves para la instrucción práctica de mantenimiento y operaciones.

METODOLOGÍA

En el año 2009, el Consejo Mexiquense de Ciencia y Tecnología (COMECYT) a través de la Fundación México-Estados Unidos para la Ciencia (FUMEC) identificaron 5 nichos de oportunidad para la industria aeroespacial en el Estado de México.

Entre otras cosas, se observó la necesidad de fomentar la creación de centros de capacitación para promover la investigación, el desarrollo tecnológico y la investigación, lo cual es factor indispensable para integrar el modelo de la triple hélice Gobierno-Industria-Academia (Etzcowitz y L. Leydesdorff).

Lo anterior derivó en la creación de la carrera de ingeniería aeronáutica en el TESE y posteriormente al desarrollo del proyecto de creación del CFIAA cuyas actividades estarán enfocadas a: i) complementar la formación de los alumnos de Ingeniería Aeronáutica; ii) proporcionar servicios de capacitación, diplomados, especialización y posgrado; iii) consultoría, auditoría, certificación y evaluación de capacidades; así como iv) inspección, balance

rotodinámico, estudios aerodinámicos, simulación, calibración, entre otros.

RESULTADOS

El 28 de marzo de 2017 se firmó el convenio de colaboración entre el CONACYT y el TESE para la construcción y puesta en marcha del CFIAA a través del Fondo Mixto (FOMIX) con una aportación conjunta superior a los 22 millones de pesos. La licitación se llevó a cabo el 4 de septiembre y la construcción, que constará de una superficie de 5,296.3 m², inició el 18 del mismo mes. Al mes de julio de 2018 se contaba con un avance del 68.5%. [2]

Por otra parte, para el fortalecimiento de las capacidades en materia de ingeniería e investigación, nos hemos dado a la tarea de buscar alianzas con instituciones tanto nacionales como internacionales de investigación en la materia, como en el caso de la Universidad Nacional Autónoma de México, Instituto Politécnico Nacional, Universidad Aeronáutica de Querétaro, Agencia Espacial Mexicana, Instituto de Aviación de Moscú, Universidad Nacional Aeroespacial en Kharkiv, Ucrania.

CONCLUSIONES

El Centro de Formación de Ingeniería Avanzada en Aeronáutica será el catalizador que impulse el desarrollo de la industria aeronáutica en el Estado de México y se convierta en el respaldo para la investigación y desarrollo de tecnología nacional.

REFERENCIAS

- [1] FUMEC, COMECYT, *Desarrollo de un Plan Estratégico para el fortalecimiento y articulación de la cadena de valor de la industria aeronáutica en el Estado de México*, 2009.
- [2] CONACYT, *Informe de avance físico-financiero del CFIAA*, 2018.

Reducción de discontinuidades en uniones para aplicaciones aeronáuticas Por FSW a través de una RNFBF

C.E. Morales Bazaldúa^{1*}, A.F. Miranda Pérez¹,

R.J. Praga Alejo², D.S. González González²

¹Corporación Mexicana de Investigación en Materiales

²Facultad de Sistemas, Universidad Autónoma de Coahuila,

cindy.morales@comimsa.com

INTRODUCCIÓN

El proceso FSW, método de unión en estado sólido es considerado por la industria de aeronaves para sustituir uniones remachadas y obtener ventajas como reducción de peso, mejorada resistencia y excelente calidad, proporcionando soluciones en aplicaciones de ensamble y estructurales [1]. Se observa que, al unir aleaciones ligeras por procesos convencionales, incluso por FSW, se presentan discontinuidades que afectan el comportamiento de la pieza. Aplicando una red neuronal de base radial (RNFBF) apoyada en un algoritmo genético, se disminuyen las discontinuidades en uniones en T de aluminio, evaluando los datos por medio de un modelo matemático que predice resultados de futuras pruebas, facilitando la producción sin necesidad de emplear la técnica prueba -error [2].

METODOLOGÍA

Se sueldan placas de aluminio 2024 T3/T351 en configuración en T por medio de un CNC con una herramienta de WC, variando los parámetros de velocidad de avance y rotación. Se analizan las muestras macroscópicamente, estudiando las discontinuidades y su tamaño. Se construye la RNFBF con las variables de entrada y la respuesta (minimizar área superficial de wormhole) para evaluar el modelo predictivo.

RESULTADOS

Analizando las uniones se encuentra presencia de discontinuidades tal como hooking, kissing bond, falta

de llenado, flashing y agujero de gusano; el cual varía su tamaño de acuerdo con los parámetros empleados [3]. Al evaluar el modelo de predicción, las métricas estadísticas dictan que la variabilidad del proceso está parcialmente explicada por el modelo, así como que éste es bueno para predecir futuras observaciones, sin embargo, no excelente.

Tabla 1. Métricas estadísticas arrojadas por la RNFBF

R ²	R2Ajuste	R ² Predicción
74.34 %	71.13 %	68 %

CONCLUSIONES

Se identifica la presencia de discontinuidades; especialmente del agujero de gusano, las cuales a través de la predicción de la RNFBF pueden disminuirse en gran proporción, sin embargo, según la AWS D17.3 dichas uniones no pueden ser empleadas a nivel industrial, por lo que se está trabajando en la optimización de los parámetros de proceso para eliminar la presencia de discontinuidades.

REFERENCIAS

- [3] V. Sinka, *Acta Metall. Slovaca*, volumen 20, no. 3, pp. 287–294 (2014).
- [2] K. Gurney, *An introduction to neural networks*, pp. 234. UCL Press. First. London, U.K. (1997).
- [3] L. Cui, X. Yang, G. Zhou, X. Xu, and Z. Shen, *Mater. Sci. Eng. A*, volumen 543, pp. 58–68 (2012).

An interactive tool for manufacturing tolerance allocation considering aerodynamic performance

A. Molina-Cristóbal, Marin D. Guenov

School of Aerospace, Transport, and Manufacturing, Cranfield University, Cranfield,
Bedfordshire, MK43 0AL, United Kingdom
a.molinacristobal@cranfield.ac.uk

INTRODUCTION

The needs of aerospace industry for robustly design products have led to the development of multidisciplinary design methods and tools that incorporates more information early in the design cycle. Including manufacturing aspects in the analysis, in addition to structural and aerodynamic aspects, is desirable because otherwise, lack of information for major decisions might have negative cumulative effects later in the design phases and produce the need for costly changes.

Research in multidisciplinary design optimization (MDO) has already addressed the aspect of incorporating manufacturing cost into the MDO process. Methodologies reported in [1-3] have proposed the formulation of optimisation studies that minimise weight, drag and manufacturing cost for a given wing geometry, subject to geometrical or layout changes. However, there is a lack of methods and design exploration tools to enable designers to interactively explore the interrelationship between different aerodynamics and manufacturing aspects, as opposed to optimising for a single design. Such interactivity will be advantageous, as it could increase knowledge of the design space and promote collaborative design. The present work proposes a novel framework for formulating "on-the-fly" what-if studies, where the designer can interactively allocate tolerances and consider variations (uncertainty) in the manufacturing processes, as well as assess the impact on the aerodynamic performance (e.g., drag and lift). The proposed approach is demonstrated via an example of industrial relevance based on a simplified aircraft wing box rib design study.

METHODOLOGY

This section describes briefly key enablers supporting the novel framework for interactive design, analysis and optimization of complex systems. To facilitate this interactivity, the proposed methods have been implemented in a prototype software tool, called AirCADia [4, 5], developed by the Advanced Engineering Design Group at Cranfield University. The tool permits the

designer to be actively involved in the decision-making process. Figure 1 is a screenshot of the AirCADia tool and illustrates the proposed enablers, which includes:

- **Feasibility analysis.** This is a isocontour-based constraint and feasibility analysis method, developed by Guenov, et al. [5] and generalized by Riaz [6]. The method rapidly estimates the feasible region of the design space, using a design of experiments (DoE) to compute discrete values of the constraint and then interpolating to find the curves corresponding to the constraints. For a design space with higher dimensions, slides of the design space can be plotted and exploration of the feasible region can be done by changing the 'slice' using the DoE level points. This allows the decision-maker to gain insight into the topology of the feasible region(s) within the design space. This facilitates 'what-if' studies, where one is able to visualize the active constraints of a study and identify the potential design solutions, or explore the option of relaxing the constraints.
- **Interactive design exploration and visualization.** AirCADia provides an interactive visualization environment (AirCADia Vision) for rapid exploration of the hundreds and thousands of potential design solutions, while giving the freedom to modify on the fly both the design points, the constraints and obtain the effects on the performance space (figures of merit).

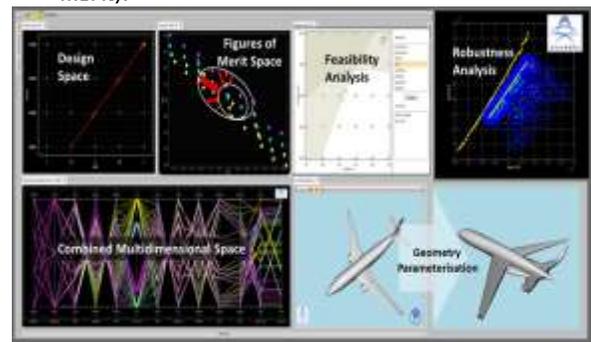


Figure 1. AirCADia tool for interactive design, analysis and optimization of complex systems

AirCADia Vision comprises a number of interactive plots (e.g. scatter plots, parallel coordinates plot, constraint plots, etc.) which can be synchronised together so that a change in a design point in one plot will be reflected simultaneously across all the other plots of the AirCADia Vision window (see Figure 1). The decision maker is provided with multiple perspectives of the data under study, which enables the exploration of desirable design solutions without the need for lower level programming.

□ **Robustness analysis.** This enabler comprise classical techniques to quantify and propagate sources of uncertainty through a computational model/workflow. This enabler allows robust multi-objective optimisation with probabilistic satisfaction of constraints, uncertainty allocation and trade-off analysis. More details can be found in [7- 9].

A more extensive description of these and other enablers (e.g., computational workflow management, geometry parametrisation) can be found in [4, 5].

RESULTS

To demonstrate the approach, a simplified conceptual design study of an aircraft wing-box rib is considered (see Figure 2). The scenario is that, for a given range of tolerance requirements, the following is to be analysed: (1) the effects on wing drag performance, manufacturing capabilities (as defined in [10]) and cost of the rib, and (2) the variation in manufacturing process capability, in particular the uncertainty affecting the parameters of the normal distribution based capability.

In the presentation, it will be demonstrated how the methodology, introduced in Section 2, enables the designer to interactively:

- Explore and trade-off figures of merit of the combined decision space, which comprises the manufacturing process capability and the aerodynamic performance (drag and lift).
- Allocate manufacturing tolerances and consider variations (uncertainty) in the manufacturing processes, subject to constraints or performance requirements.

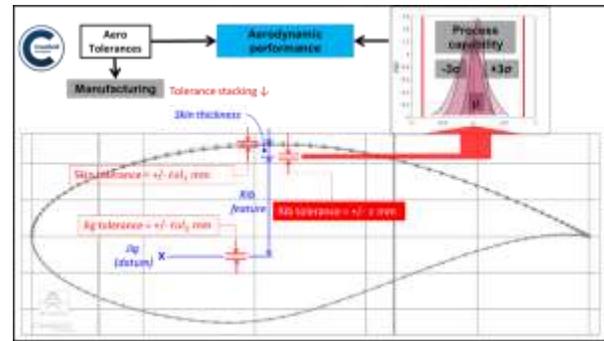


Figure 2. Scenario of a simplified aircraft wingbox rib design study.

CONCLUSIONS

The novelty of this work arises from the integration and implementation of advanced enablers in a single design framework allowing designers to interactively explore and refine a multidimensional and multidisciplinary design space without the need for knowledge of computer science methods and/or lower level computer programming. The example demonstrated that this framework aids designers to incorporate more information early in the design cycle. Potential benefits of the approach include:

- Enabling tolerance requirement negotiation between stakeholders early in the design.
- Provides more concise visualisation of design space to trade-off figures of merit.
- Novel visualisation techniques to analyse variations in manufacturing processes. Future work will focus on: 1) further investigation of uncertainty visualisation techniques for higher multidimensional spaces, 2) consideration of other disciplines (e.g., structures), systems and more components of the wing.

ACKNOWLEDGMENTS

The research leading to these results has received funding from the Aerospace Technology Institute (ATI) in the UK, under the Advanced Product Concept Analysis Environment (APROCCONE) project (Ref no. 113092).

We thank our APROCCONE partners – e.g., S Sharma (Airbus), A Pradas (GKN), J Farnfield (GKN), S Prince (Cranfield) and D Di Pasquale (Cranfield) and researchers of the Advanced Engineering Design Group

(Cranfield) for many insightful conversations and comments.

REFERENCES

- [1] K. Gantois and A. J. Morris, "Incorporation of manufacturing information into an MDO environment," *Aeronaut. J.*, vol. 103, no. 1026, pp. 383–388, Aug. 1999.
- [3] H. Bao and J. Samareh, "Affordable design - A methodology to implement process-based manufacturing cost models into the traditional performance-focused multidisciplinary design optimization," in *8th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [3] D. J. L. Siedlak, D. J. Pinon, P. R. Schlais, T. M. Schmidt, and D. N. Mavris, "A digital thread approach to support manufacturing-influenced conceptual aircraft design," *Res. Eng. Des.*, vol. 29, no. 2, pp. 285–308, 2018.
- [4] M. D. Guenov, M. Nunez, A. Molina-Cristóbal, V. C. Datta, and A. Riaz, "Aircadia -an interactive tool for the composition and exploration of aircraft computational studies at early design stage," in *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014*, 2014.
- [5] M. D. Guenov, M. Nunez, A. Molina-Cristóbal, V. Sripawadkul, V. Datta, and A. Riaz, "Composition, Management, and Exploration of Computational Studies at Early Design Stage," in *Computational Intelligence in Aerospace Sciences*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2014, pp. 415–460.
- [6] A. Riaz, "Set-Based Approach to Passenger Aircraft Family Design," PhD thesis, Cranfield University, 2015.
- [7] A. Molina-Cristóbal, M. Nunez, M. D. Guenov, T. Laudan, and T. Druot, "Black-box model epistemic uncertainty at early design stage. An aircraft powerplant integration case study," in *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014*, 2014.
- [8] A. Molina-Cristóbal, X. Chen, M. D. Guenov, A. Riaz, and A. S. J. Van Heerden, "Interactive uncertainty allocation and trade-off at early-stage aircraft computational design," in *AIAA Non-Deterministic Approaches Conference*, 2018, 2018, no. 209969.
- [9] M. D. Guenov, X. Chen, A. Molina-Cristóbal, A. Riaz, A. S. J. Van Heerden, and M. Padulo, "Margin allocation and tradeoff in complex systems design and optimization," *AIAA J.*, vol. 56, no. 7, 2018.
- [10] ASTM, "E2281-15 Standard Practice for Process Capability and Performance Measurement," ASTM International, West Conshohocken, PA, 2015.

Evaluación termoeléctrica del grafeno a través del desarrollo de un transistor mosfet

J. E. Espinosa García^{1,2}, G. Garcia Pacheco¹ y N. Hernández Como³

¹ESIME TICOMAN, SEPI, México

²TESE, Ecatepec, Estado de México

³Centro de Nanociencias y micro y Nanotecnologías del IPN, SEPI, México.

je_espgar41@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

El presente trabajo se centra en el estudio del comportamiento termoeléctrico del grafeno como material base para el desarrollo de dispositivos electrónicos que convierten el calor en electricidad. De acuerdo con la literatura [1-3], el grafeno tiene propiedades notables, dentro de éstas, destaca un coeficiente termoeléctrico simulado o coeficiente Seebeck de 30 mV/K [4], el más alto conocido hasta ahora. Propiedad ideal para garantizar una alta tasa de conversión de energía, en relación con los materiales comúnmente utilizados para este fin en el ámbito espacial.

METODOLOGÍA

Inicialmente, se sintetizó óxido de grafito por el método modificado de Hummers [5,6]. Seguido de un proceso de exfoliación mecánica y reducción térmica. Producto del proceso anterior, fue caracterizado microestructuralmente. Comercialmente, se obtuvo una oblea con monocapa de grafeno como referencia para la evaluación. La medición del comportamiento eléctrico del grafeno se realizó a través del diseño y fabricación de un transistor MOSFET como dispositivo de prueba. Las terminales de drenaje-fuente se depositaron de Ti y Cu, utilizando herramientas de tecnología MEMS. Finalmente, se evaluará su comportamiento eléctrico y termoeléctrico.

RESULTADOS

Al realizar la síntesis por la ruta propuesta se obtiene óxido de grafito (GO), se obtiene además óxido de grafito exfoliado (eGO) al tratar el material con carbonato propileno (PC) y finalmente, se obtiene óxido de grafeno funcionalizado al realizar la reducción por tratamiento térmico a dicho material, mediante las técnicas de caracterización realizadas

se concluye que el material obtenido concuerda con lo reportado en la literatura [7,8]. La construcción del transistor con base grafeno da señal al realizar la evaluación eléctrica de acuerdo con el diseño planteado para su construcción.

Dando como resultado un dispositivo con canal de grafeno, con una característica de comportamiento diferente a la de un transistor MOSFET convencional. Asemejándose a una estructura de empobrecimiento con una propiedad ambipolar, resultado de las evaluaciones preliminares.

CONCLUSIONES

El método de síntesis permite la oxidación del grafito, con morfología típica de multicapas con grado de compactación alto. Se logró producir 90% peso de óxido de grafito a partir de 2 g grafito precursor. el proceso de exfoliación con pc resultó efectivo para lograr una adecuada separación de las capas, seguida del tratamiento térmico planteado en la metodología permite obtener óxido de grafeno funcionalizado hasta de un espesor menor a 100 nm, con superficies entre 90 y 150 nm. los dispositivos elaborados funcionan o dan señal eléctrica con la estructura y composición del transistor planteado con grafeno.

REFERENCIAS

- [1] P. Avouris, C. Dimitrakopoulos, *Graphene: synthesis and applications*, Materials today, Vol. 15, Num. 3, pp. 86-97, 2012
- [2] C.N.R. Rao, U. Maitra, H.S.S. Matte, R., *Synthesis, Characterization, and Selected Properties of Graphene*, Published by Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2013.
- [3] Ministerio de Defensa, Secretaría General Técnica, Monografía del SOPT Propiedades y aplicaciones del grafeno, ISBN: 978-849781-868-1, 2013.

- [4] D. Dragoman, M. Dragoman, *Giant thermoelectric effect in graphene*, Applied Physics Letters, **91**, 203116, pp. 1-4, 2007.
- [5] Kiang, D., Pumera, M., "Chemical reduction of graphene oxide: a synthetic chemistry viewpoint", Chem. Soc. Rev., **43**, 291, pp. 291312, 2014
- [6] Talyzin A.V. et al., "Brodie vs Hummers graphite oxides for preparation of multi-layered materials", CARBON, **11608**, pp. 1-28, 2016
- [7] J. Gensheimer, et al., *Scalable Production of Reduced Graphene Oxide (rGO) from Graphite Oxide (GO)*, Journal Articles, **4**, pp. 39-42, 2014
- [8] M. Naebe, et al., *Mechanical Property and Structure of Covalent Functionalised Graphene/Epoxy Nanocomposites*, Scientific Reports, **4**, 4375, 2014, pp. 1-7

Laboratorio de alta exactitud para la medición del número de dureza en el centro nacional de metrología

C. Morales-Aguillón¹, A. Esparza-Ramírez¹

¹Centro Nacional de Metrología

cmorales@cenam.mx; aesparza@cenam.mx

INTRODUCCIÓN

Las mediciones de dureza desempeñan un papel importante en la determinación de las características mecánicas de un material y, es frecuente que estos resultados se tomen como base para la aceptación o rechazo de piezas terminadas. Ante la diversidad de métodos, escalas, penetradores, fuerzas aplicadas y tiempos de prueba no se tiene una definición completa en la magnitud de dureza en las normas mexicanas e internacionales, por lo que su trazabilidad y diseminación de esta magnitud debe ser adecuadamente realizada. En este trabajo, se presenta el establecimiento del laboratorio de dureza para generar la trazabilidad de medición.

PRINCIPIO DE MEDICIÓN

La dureza no es una propiedad fundamental, sino que está relacionada con las propiedades elásticas y plásticas de un material, la cual es el resultado del tratamiento térmico o el trabajo efectuado en el material.

Existen varios métodos para determinar la dureza por resistencia a la penetración, dentro de los cuales los métodos convencionales son: Rockwell, Brinell y Vickers, aun cuando existen otros métodos normalizados.

INFRAESTRUCTURA Y EQUIPAMIENTO

En el laboratorio de medición de dureza del Centro Nacional de Metrología, se tiene el patrón para la medición del número de dureza de última generación, marca: Zwick/Roell, modelo: ZHU 2,5; el cual tiene un intervalo de aplicación de carga de

0.980 67 N hasta 2.452 kN

Este patrón de medición tiene la instrumentación para ser manipulado en la medición de dureza en materiales metálicos y no metálicos.



Fig. 1. Sistema patrón para la medición del número de Dureza en el CENAM.

CONCLUSIONES

El laboratorio de medición del número de dureza cuenta con la infraestructura, control ambiental y equipo necesario para ofrecer servicios de calibración, medición y pruebas para el sector usuario o laboratorios secundarios, para la industria en general.

Se tiene el personal altamente calificado, así como el sistema de aseguramiento de calidad de las mediciones con lo que garantiza que cumple los requisitos exigidos en la normatividad internacional para realizar servicios de calibración y medición de bloques de dureza en materiales metálicos.

REFERENCIAS

Normas

- [1] ISO 6508 parte 1 y 2. Metallic materials – Rockwell hardness test.
- [2] ISO 6506 parte 1 y 2. Metallic materials – Brinell hardness test.
- [3] ISO 6507 parte 1 y 2. Metallic materials – Vickers hardness test.

Sitio web

- [4] <http://www.cenam.mx/FYP/Dureza/Durl.aspx>

Exploring the use of a simulation platform for quadrotor control using Simulink and X-Plane

H. Rodríguez-Cortés, Y. E. Tlatelapa-Osorio.

Center for Research and Advanced Studies of the National Polytechnic Institute.

ytlatelapa@cinvestav.mx

1. INTRODUCTION.

Among all kinds of Unmanned Aerial Vehicles (UAV's), the multirotor UAV's like octocopters, hexacopters and mainly quadrotors have become the most popular not only for entertainment but for research and teaching purposes. The quadrotors dynamics is simple compared to that of the helicopter or a fixed wing plane, and flying them indoors is not very difficult, even so, accidents happens. Therefore, a virtual simulation platform results very useful for validating new control algorithms due to the repeatability of the experiments without the inconvenient of the real time experiments like the limited flying time because of the batteries or the time used to fix the vehicle when something goes wrong [1]. In this work we explore the use of a simulation platform using Simulink and X-plane on the same computer for the validation of a nonlinear position controlled on the space configuration $SO(3)$, for teaching purposes.

METHODOLOGY

Figure 1 illustrates the architecture of the simulation platform implemented. It consists basically in four parts, the position and attitude controller, the Control Allocation (CA), the input and output UDP interface and the X-Plane simulation.

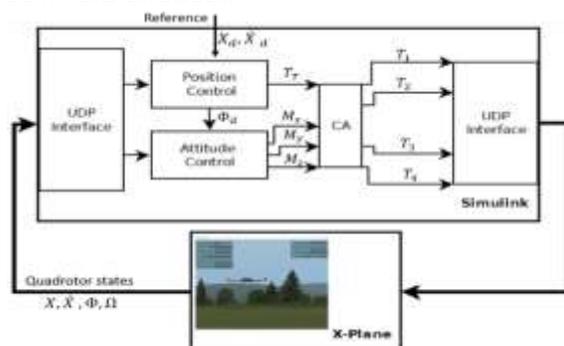


Figura 2. Simulation platform implemented.

RESULTS

A nonlinear controller for the translational dynamics has been designed and implemented combined with a nonlinear controller on the space configuration of the quadrotor rotational dynamics $SO(3)$ for the attitude control [3]. Figure 2 shows the Euler angles of the quadrotor converging to given references for each Euler angle $\phi = 0$ rad, $\theta = 0$ rad, $\psi = 0, -\pi/4, 0$ rad.

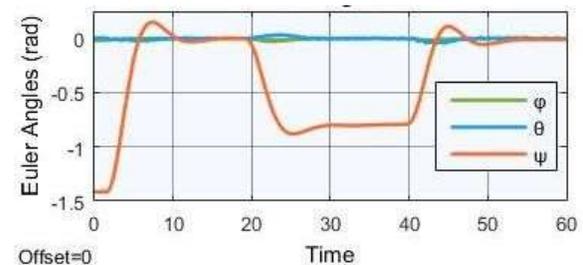


Figura 2. Euler Angles.

CONCLUSIONS

As X-Plane is a flight simulation platform that behaves close to the real-world, so, it is a good platform for implementing and practicing the gains tuning of nonlinear control strategies before going directly to the real time experiments.

REFERENCES

- [1] H., Figueiredo, A., Bittar & D., Saotome. Platform for quadrotors: Analysis and applications. In *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (pp. 848-856). IEEE. (2014).
- [2] <https://www.x-plane.com/kb/data-set-output-table/> [3] Y. E., Tlatelapa-Osorio, J. J., Corona-Sánchez, & H., Rodríguez-Cortés. Quadrotor control based on an estimator of external forces and moments. In *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* (pp. 957-963). IEEE. (2016).

Evaluación de parámetros de la pulvimetalurgia para la obtención de un material compuesto Al-Cu-Mg/WC como alternativa estructural

A.M. Lometa-Sánchez¹, G. Rodríguez-Cabriales², C.G. Garay-Reyes², J.P. Flores-De los Ríos^{1*}, M.C. Maldonado Orozcol, C.G. Nava-Dinol, R. Martínez-Sánchez².

¹Universidad Autónoma de Chihuahua (UACH), Facultad de Ingeniería,

²Centro de Investigación en Materiales Avanzados (CIMAV), Laboratorio Nacional de Nanotecnología, jpdelosrios@uach.mx

INTRODUCCIÓN

Desde su surgimiento, la industria aeronáutica y espacial ha impulsado el desarrollo de materiales avanzados con propiedades superiores. Los materiales compuestos de matriz aluminica resultan una opción atractiva debido a la existencia de aleaciones que por sí mismas poseen una buena relación resistencia-peso. El sistema ternario Al-Cu-Mg, característico de la serie 2xxx (AA) empleado como material estructural, es usado como matriz del compósito a desarrollar, y como fase reforzante, WC particulado 1% en peso. Distintos parámetros de la metalurgia de polvos (MP) serán aplicados, entre ellos: tiempo de aleado mecánico (AM) y temperatura de sinterizado, incluyendo el tiempo de tratamiento de solubilizado. Los especímenes serán caracterizados por Microscopía Electrónica de Barrido (MEB) y Difracción de Rayos-X (DRX), asimismo, serán sometidos a pruebas de microdureza (HV) y densidad (principio de Arquímedes).

METODOLOGÍA

Se realiza el AM de los polvos elementales reforzados Al-Cu-Mg-WC, por los tiempos 0, 3 y 5 horas. Se compactan los polvos resultantes con una fuerza de 6 toneladas, 5 min/lado. Se sinterizan los especímenes durante 3 horas a las temperaturas de 450, 500 y 550°C. Por último, se solubilizan los especímenes a 495°C por 5 y 7 horas.

RESULTADOS

En la figura 1, se observa el espécimen sinterizado a 450°C, con una microdureza de ~206 HV; además del endurecimiento por deformación debido al AM, se le atribuye un valor elevado debido a la precipitación del

compuesto Al₂Cu. Fase presente en los tiempos de molienda 3 y 5 horas, confirmado por MEB y DRX. Comportamiento reportado por Carreño-Gallardo, C. et al. [1] en una aleación 2024. El ensayo de densidad no demuestra discrepancia entre los valores de los especímenes sinterizados y aquellos sinterizados y solubilizados.

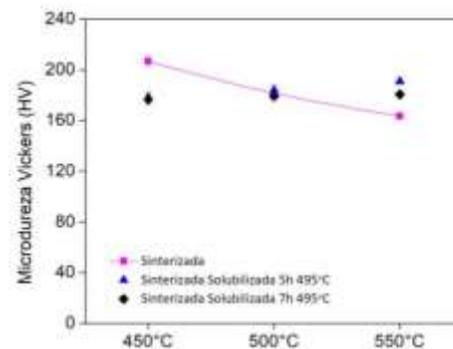


Figura 1. Microdureza, parámetro de molienda 3h.

CONCLUSIONES

Se opta por el espécimen que conserva las características del sistema Al-Cu-Mg, evitando la formación de las reacciones interfaciales Al-W y Al-C generadas de acuerdo con A. Evirgen et al. [2], a partir de los 450°C.

REFERENCIAS

- [1]. Carreño-Gallardo, C. et al. Carbon-coated silver nanoparticles dispersed in a 2024 aluminum alloy produced by mechanical milling. *Journal of Alloys and Compounds*, 483(1-2), pp.355-358. (2009).
- [2]. A. Evirgen, M.L. Övec, o ̃glu. Characterization Investigations of a Mechanically Alloyed and Sintered Al - 2 wt% Cu Alloy reinforced with WC Particles. *Journal of Alloys and Compounds*, 496, pp. 212-217. (2010).

Phase stability and elastic properties of the $\text{Al}_{1-x-y}\text{Cr}_x\text{Ti}_y\text{N}$ system from first principles simulations

E. Gutiérrez-Valladares¹, R. Santos-Fragoso^{1,2}, G. Vázquez-Tovar^{1,2}, A. M. Garay-Tapia³,
D. G. Espinosa-Arbeláez¹, R. Arroyave⁴, J. González-Hernández¹, J.M. Alvarado-Drozco¹.

¹Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI),

²Facultad de Ingeniería, Universidad Autónoma de Querétaro,

³Centro de Investigación en Materiales Avanzados,

⁴ Department of Materials Science and Engineering, Texas A&M,

egutierrez@posgrado.cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

$\text{Al}_{1-x-y}\text{Cr}_x\text{Ti}_y\text{N}$ has received attention due to the improvement of the cutting performance, hardness and wear resistance at high temperature with respect to other nitrides. The pseudo-ternary AlCrTiN presents a spinodal decomposition similar to AlTiN , where Cr is distributed into two metastable zones (AlCrN and TiCrN) resulting in an age hardening process. Furthermore, Cr addition in the AlN phase retards the formation of wurtzite phase, enhancing the thermal stability compared to the pseudo-binary TiAlN or CrAlN alloys. The aim of this paper is to study the quaternary nitride AlCrTiN obtaining the Al solubility limit (Fig. 1), elastic constants trends, phase stability, and second derivative of the mixing energy to observe the probability of spinodal decomposition.[1]

METHODOLOGY

In order to represent a valid model of an alloy, we use the Special Quasirandom Structures (SQS) technique which mimics the metallic distribution statistics of a random alloy in a small supercell computationally feasible for DFT calculations. All SQSs were made using the Alloy Theoretic Automated Toolkit (ATAT) software which is based on the SQS method proposed by Zunger et al.[2] The non-magnetic, ferromagnetic, and antiferromagnetic states at each concentration for the cubic and the hexagonal phases were calculated. To calculate the elastic constants, calculations via DFT were carried using the stress-strain method.

RESULTS

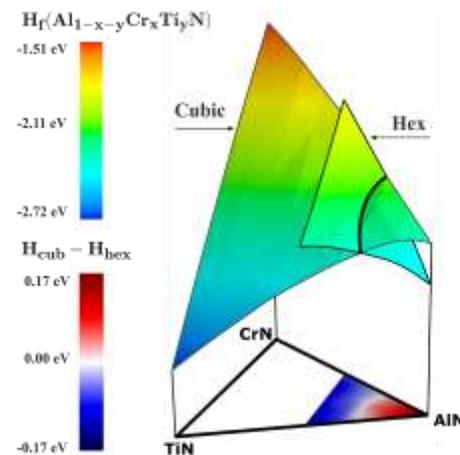


Figure 1.- The 3d surfaces represent the formation enthalpy of the cubic and hexagonal structures. The projection shows the difference between both energies (Aluminum solubility limit).

CONCLUSIONS

The Al solubility limit is around 70% at aluminum in the quaternary region (Fig. 1). The lattice parameter is more affected by Ti than the other elements. There is a big region of the quaternary with the same stability than most of the ternary nitrides. The magnetic stability is completely antiferromagnetic for AlCrN , but for TiCrN there is a transition from ferromagnetic to antiferromagnetic, that change is gradual in the quaternary region.

REFERENCES

- [1] Lind, H., Forsén, R., Alling, B., Ghafoor, N., Tasnadi, F., Johansson, M. P., Odén, M. *Applied Physics Letters*, 99(9). (2011).
- [2] A. Zunger, S. H. Wei, L. G. Ferreira, & J. E. Bernard, *Physical Review Letters*, 65(3), 353, (1990).

Cold Spray as an Additive Manufacturing Technology of IN718 for Aeronautic Applications

L.I. Pérez-Andrade¹, J. Muñoz-Saldaña¹, J.M. Alvarado-Drozco²,

F. Gärtner³, M. Villa-Vidaller³, T. Klassen^{3,4}

¹CINVESTAV, ²CIDESI,

³HSU, Hamburg Germany,

⁴GKSS, Hamburg, Germany.

lorena.perez@cinvestav.mx

INTRODUCTION

Cold spray (CS) has the feasibility to be used as an additive manufacturing technology of different materials [1]. However, CS of high strength materials, e.g. Inconel 718 (IN718), is challenging due to the limited thermal softening, which is necessary to reach bonding at internal interfaces [2], [3]. Thus, process parameters must be tuned. This work presents the results of the properties of thick IN718 deposits builded up by CS varying the process gas temperature.

METHODOLOGY

IN718 powder were cold sprayed varying the process gas temperature (800, 900 and 1000°C). A post heat treatment was performed. The samples were characterized in terms of porosity, electrical conductivity, microhardness, residual stress measurements and tensile strength properties.

RESULTS

Table 1 summarizes the results of the characterization of the as-sprayed (AS) and as heat-treated samples (HT).

Table 1. Porosity, relative electrical conductivity (Rel EC), hardness, surface residual stress and ultimate tensile strength (UTS) of the as-sprayed and as-heat treated samples by cold spraying IN718 at a pressure of 50bar using different process gas temperatures (800,900,1000°C).

Sample name	Coatings				
	Porosity, %	Rel EC,%	Hardness,HV 0.3	Surface residual stress,MPa	UTS,MPa
AS-800	1.8 ± 0.2	91.2	434 ± 24	-144	277 ± 13
AS-900	1.5 ± 0.1	94.2	459 ± 31	-171	360 ± 9
AS-1000	1.3 ± 0.1	96.4	465 ± 32	-192	390 ± 37
HT-800	1.7 ± 0.1	92.3	423 ± 20	-68	953 ± 10
HT-900	1.4 ± 0.1	95.5	424 ± 16	-81	995 ± 8
HT-1000	0.3 ± 0.1	99.2	443 ± 15	-128	1080 ± 20

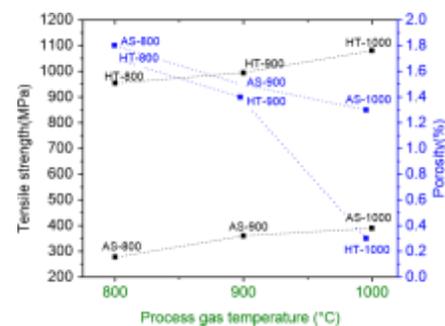


Fig. 1. Tensile strength and porosity measurements performed on as-sprayed and as heat-treated samples cold sprayed at different process gas temperatures.

CONCLUSIONS

The results show deposits with low porosity, strength improvement with the increase of process gas temperature. Heat treatment of the deposits enhance their mechanical properties. These results contribute to gain fundamental knowledge to successful manufacturing IN718 by CS in the near future.

REFERENCES

- [1] H. Assadi, H. Kreye, F. Gärtner, and T. Klassen, "Cold spraying – A materials perspective," *Acta Mater.*, vol. 116, pp. 382–407, 2016.
- [2] D. Levasseur, S. Yue, and M. Brochu, "Pressureless sintering of cold sprayed Inconel 718 deposit," *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 556, pp. 343–350, 2012.
- [3] M. Grujcic, C. L. Zhao, W. S. DeRosset, "Adiabatic shear instability based mechanism for particles/substrate bonding in the cold-gas dynamic-spray process," *Mater. Des.*, vol. 25, no. 8, pp. 681–688, 2004.

Understanding and Predicting Properties and Performance of Additively Manufactured Nickel-Based Superalloys

Grace Vanessa de León Nope, Weitao Shan, Brian Gleeson, and Guofeng Wang

Department of Mechanical Engineering and Materials Science,

University of Pittsburgh, Pittsburgh, Pennsylvania, USA

gvd4@pitt.edu

INTRODUCTION

Additive manufacturing (AM) is a rapidly evolving manufacturing technique for producing complex three-dimensional objects directly from a digital model and using computer-controlled deposition and consolidation of feedstock powders. Practical deployment AM in industries demands fundamental knowledge about the composition-processing-structure-property relation of the AM fabricated engineering materials. When an engineering application requires the materials to maintain excellent mechanical/chemical properties at high temperatures, nickel-based superalloys are most often the materials of choice. Inconel 625 (IN625) is a solid-solution strengthened Ni-Cr-based superalloy and has wide applications in aerospace and energy technologies. In this research, we investigate the relation between the resultant microstructure and high-temperature oxidation properties of additively manufactured IN625 using both experimental characterization and numerical modeling techniques. The focus of the research is on understanding why additively manufactured IN625 exhibits less resistance to oxidation as compared to IN625 manufactured by conventional techniques. The research outcomes are expected to expedite the development of the advanced AM technology for superalloy parts manufacturing.

METHODOLOGY

To accomplish the research objectives, we have been (1) using Laser Engineered Net Shaping (LENS) technology to fabricate IN625 for a select range of processing parameters, (2) characterizing the microstructures of the LENS fabricated IN625

using microscopy methods, (3) predicting the microstructures of AM fabricated IN625 using Potts model Monte Carlo simulation method, (4) assessing the high-temperature oxidation behavior of the LENSprocessed IN625 samples using thermogravimetric measurements, and (5) deriving processing-microstructure-(corrosion) property relations of the LENS manufactured IN625 alloys using both computational and experimental data attained in this project.

RESULTS

Our study found that the microstructure of these LENS-processed IN625 consisted of primary dendrites and fine cellular grains. Characterization revealed a significant microsegregation of Nb and Mo at the boundaries of the fine grains due to local rapid solidification processes. Moreover, we measured the intrinsic oxidation resistance of the LENS-processed IN625 samples exposed to dry air at 800°C for up to 20 h. The kinetics results indicated that the LENSprocessed IN625 exhibited less resistance to oxidation as compared to wrought IN625. In an on-going effort, we carried out systematic measurements to quantify how the geometric parameters of the melt pool, microstructure features, and extent of Nb and Mo microsegregation vary as a function of laser power for the LENS processed IN625.

CONCLUSIONS

Nb and Mo microsegregation present into the grain and subgrain boundaries detrimentally affect the oxidation resistance of the LENS-processed IN625, which result in less oxidation resistance than wrought material.

This study is supported by a research grant from

National Science Foundation (Grant No. CMM1662615), jointly supervised by Prof. Guofeng Wang (PI) and Prof. Brian Gleeson (co-PI), and managed by Dr. Alexis C Lewis who is the Program Director of Materials Engineering and Processing Program.

Bearing-Bypass failure in composites bolted joints: a review

D.I. Trejo^{1*}

¹MSc Advanced Composites at ACCIS, University of Bristol, UK

david.trejo.2016@bristol.ac.uk

INTRODUCTION

Mechanical fasteners play a key role in the aerospace industry; they allowed to assemble different parts into more complex structures and transfer loads among them. The disadvantage when using mechanically fastened joints, such as bolted or riveted joints, is that holes and fasteners represent discontinuities or singularities in the material and concentrates stresses such as bearing and bypass stresses; therefore, further stress analysis is required to design a reliable structure assembly [1].

Different production methods as well as cuttingedge simulation techniques to design and mechanically analyse Composites Bolted Joints (CBJs) are described highlighting advantages and disadvantages [3].

METHODOLOGY

In a multi-fastener CBJ, *the Failure Analysis* normally consists of four main phases [3]: 1) loading condition 2) load distribution 3) stress distribution & 4) determination of joint strength; which is indeed the post-processing of the stress distribution and evaluates the strength of the critical hole(s) using different approaches such as an appropriate Failure Criterion through a detailed-non-linear FE model in combination with a Progressive or Continuum Damage formulations, which have demonstrated highly reliable results but computationally expensive and complex analyses; or by the implementation of the Failure Hypothesis for stress concentrations of Whitney and Nuismer using the *Characteristic Distance/Curve* methods [1] to find out the failure points.

RESULTS

Different factors influencing the joint strength are well described as well as principal analytical assumptions

like "point stress theory" of Whitney and Nuismer [1]. Methods like BJSFM of McDonnell [2] allows for a reliable analysis of the most common configurations of layups and new methods like Characteristic Curves of Zhang and Chang and design charts of Camanho contributes to enhance the design process [3]. More complex analysis using FEM are also presented, where damage theories and continuum and progressive models are necessary to obtain less conservative and more reliable results but at high computational prices making them very good approaches for exceptional task requirements but less useful for production phase [3].

CONCLUSIONS

A complete methodology to design and analyse CBJs is essential in production processes; this review summarizes robust and reliable methods in a detailed way after a meticulous state-of-the-art research, including practical methods used by the principal manufacturers worldwide.

REFERENCES

- [1] J.M Whitney, R.J Nuismer. Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations. J Compos Mater 1974.
- [2] S.P. Garbo, J.M. Ogonowski, EFFECT OF VARIANCES AND MANUFACTURING TOLERANCES ON THE DESIGN STRENGTH AND LIFE OF MECHANICALLY FASTENED COMPOSITE JOINTS VOL. 0-3. McDonnell Aircraft Co 1981.
- [3] D.I. Trejo, The Influence of Off-Axis Stresses on Bearing-Bypass Failure Analysis in Composites Bolted Joints, University of Bristol, Bristol UK, 2018.

Banco de pruebas no invasivas para caracterización de arrastre aerodinámico: aplicación en turborreactor SR-30

J.F. Villarreal Valderrama^{1*}, L.A. Amézquita Brooks¹, D.L. Martínez Vasquez¹, E. Liceaga Castro¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León.

jose.villarreal.vld@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Minimizar el arrastre resulta en un menor consumo de combustible y menores costos de operación, en la industria aeroespacial y del transporte. Esta alternativa se ha utilizado en conjunto con otros métodos para minimizar los costos de operación [1] y para incrementar el alcance máximo en vehículos aéreos [2]. Adicionalmente, se han estudiado los mecanismos de reducción de arrastre en vehículos terrestres tales como los generadores de vórtice en vehículos civiles [3] y de dispositivos diseñados para vehículos pesados [4]; los cuales permiten hasta un 10% de reducción en el combustible utilizado [5]. Un banco de pruebas preciso se vuelve fundamental debido a la necesidad de estudiar la fuerza de arrastre en diferentes condiciones de operación. En este artículo se propone el diseño e instrumentación de un banco de pruebas de bajo costo y se analiza el desempeño al implementarse en un caso de aplicación.

METODOLOGÍA

Se colocaron medidores de presión estática en dos secciones de un túnel de viento de área conocida. El algoritmo de estimación de velocidad se programó acorde a la ecuación de conservación de energía, los mecanismos de presión dinámica y la ley de conservación de materia. Previo a la prueba se colocó un sensor externo para medir velocidad y calibrar la estimación de velocidad. Mediante este procedimiento se permite estimar la velocidad a partir de mediciones que no perturban el flujo de aire. Posteriormente se caracterizó la zona de transición laminar-turbulenta para el túnel de viento. La zona de transición se identificó mediante técnicas de visualización de flujo con un número de Reynolds de 2.29×10^5 . La base para mediciones desarrollada permite una caracterización precisa de la fuerza de arrastre en un modelo en un túnel de viento.

RESULTADOS

En el caso de aplicación se obtuvieron como resultados un coeficiente de arrastre de 1.39 y la curva de arrastre contra flujo de viento, al hacer pruebas estáticas con velocidades de 0 a 25 m/s.

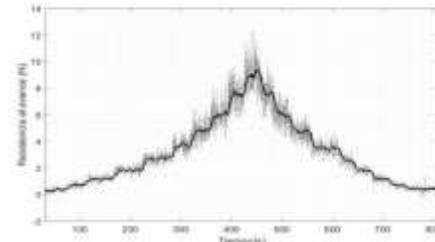


Figura 1. Prueba para caracterización de arrastre: mediciones crudas (punteada), filtrado de primer orden (sólida).

CONCLUSIONES

El desarrollo de bancos de pruebas para la medición de arrastre es necesario para investigadores e industria del transporte. Se planteó un banco de pruebas de bajo costo que permite la caracterización estática de modelos con buenos resultados. Se utilizó el banco de pruebas para caracterizar el arrastre del motor SR-30. El valor obtenido es coherente con los datos disponibles, considerando la forma del motor.

REFERENCIAS

- [1] A. Botros, Minimizing direct Operating Cost for Turbojet and Turboprop Aircraft in Cruise, Universidad de Concordia, Montreal, Quebec (2017).
- [2] E. Delberg y L. Rodrigues, Annual Control Conference, 2270, Milwaukee (2018).
- [3] M. Koike, T. Nagayoshi y N. Hamamoto, Mitsubishi motors technical review, Vol. 16, 11 (2004).
- [4] T. Skrucany, B. Sarkan y J. Gnap, Maintenance and reliability, Vol 18, 151 (2016).
- [5] R. Wood y S. Bauer, Transactions Journal of Commercial Vehicles, Vol. 112 (2003).

Virtual Allowables in CFRP Composites using DIGMAT simulation software

D.I. Trejo^{1*}

¹Composites Engineer, YUMA Engineering, México

david.trejo@yuma.mx

INTRODUCTION

Mechanical tests campaigns are always necessary when composites product development is on early design phases. Aerospace companies usually spend millions of dollars and several months and even years to complete their material data before they can move forward to detailed designs, test and production. Various layups, coupon tests and environment conditions must be covered for each characterized material system. Each test configuration must be repeated many times to obtain a statistical evaluation of the mechanical property. Simulation CAE tools such as DIGMAT-VA (Virtual Allowables) delivers an efficient solution to obtain virtual material data. Tests such as unnotched, open hole, filled hole, tension, compression, shear and bearing stress can be computed using this tool to characterize mechanical behavior of composite coupons.

METHODOLOGY

Test matrix preparation [1]: Definition of materials, layups, tests, environment condition; Definition of sampling (number of batches, panels and specimens accounting for process variability).

Simulation preparation [1]: Import of Digimat model including progressive failure; Setup of user defined material model if needed; Calibration of material model from data sheet (progressive failure or first ply failure); Definition of micro-level variability; Gaussian distributions; Definition of FEA settings: mesh size, element type, meshing strategy, number of timesteps.

Simulation run [1]: Embedded solver for local run; Remote job submission for large simulation test matrix; Job management and Job prioritization; Monitoring.

Post-processing [1]: Automatic extraction of stress-strain curve, stiffness and strength; Computation of A, B-basis and mean values for strength following CMH17 & ASTM procedures;

Strength and stiffness distribution plots; Visualization of stress, strain and damage fields on coupon model,

failure mode; Creation of a customized report; Export of raw results to Excel.

RESULTS

Digmat-VA has been applied on AS4/8552 UD material at Room Temperature Dry condition. Unnotched (UNT) and open hole tension (OHT) tests for quasi-isotropic (layup1), soft (layup2) and hard (layup3) layups were considered. Using ply properties provided in NCAMP NCP-RP-2010-008-RevD, the following predictions were obtained [2].

Table 1. Laminate strength, Comparison

Test	Digmat-VA prediction (ksi)	Experimental strength (ksi)	Error
UNT1	92.05	88.6	3.9%
UNT2	60.48	63.62	-5.0%
UNT3	157.95	152.3	3.7%
OHT1	46.95	47.6	-1.4%
OHT2	33.44	39.17	-14.6%
OHT3	72.20	68.55	5.3%

CONCLUSIONS

Virtual allowables can be predicted thanks to advanced multiscale simulation. By combining meanfield homogenization, progressive failure, non-linear FEA analysis and stochastic methods, allowables become accessible at a fraction of the usual cost and time. The usage of virtual mechanical testing does not replace the traditional mechanical testing in lab; however, it reduces the necessary number of tests saving time and money and companies become more competitive.

REFERENCES

- [1] e-Xtream Engineering, MSC Software Company, DIGMAT User's Manual ©, Release 2018.1 – June 2018, p. 1155-1216.
- [2] e-Xtream Engineering, MSC Software Company, Case Study: Digimat Virtual Allowables.

Effect of Yttrium on the oxidation behavior of B2-Ni-Al-Cr model alloys densified by spark plasma sintering

A. Valencia Ramírez, J. Muñoz Saldaña^{1,2}, U. Schulz², M.J. Duarte Correa³

¹Center of Research and Advanced Studies.

²Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, Linder Höhe, 51147 Cologne, Germany.

³Max Planck Institute für Eisenforschung, Max Planck Str. 1, 40237, Düsseldorf, Germany

andrea.valencia@cinvestav.mx

INTRODUCTION

It is well known that a thermal grown oxide layer plays an important role in a high-quality TBC. It provides good adherence between the bond coat and top coat as well as limits the degradation of an alloy under extremal operation conditions. Reactive element addition may promote a selective oxidation leading to the formation of a stable oxide of low diffusivity such as $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$, reduces the growth rate of transient oxides due to the dispersion of RE oxide particles acting as heterogeneous nucleation for the first stages of oxidation and inhibits the scale failure [1]. Yttrium has been one of the most attractive RE for the mentioned purposes. The scope of the present work is to assess the oxidation behavior by thermal cycles and thermogravimetric analysis of B2 Ni-Al-Cr intermetallics with small amounts of yttrium. Comparison on the oxidation behavior between B2NiAlY and B2-NiAlCrY alloys is presented.

METHODOLOGY

Small amounts of yttrium were added to NiAlCr intermetallics by high energy ball milling and subsequently densified using spark plasma sintering. The obtained bulk alloys were oxidized by furnace cycle tests and thermogravimetric experiments. Both cycles and TGA experiments were carried out at 1100°C.

RESULTS

Cycled and TGA analyzed samples show a noticeable effect of yttrium when they are

compared with pure NiAl and NiAlCr alloys on the mass gain through time. Considering that for a limited number of alloys can be described by the simplest parabolic law, estimation of the parabolic rate constant evolution was carried out using the local parabolic fitting proposed by Monceau and Pieraggi [2] based on the use of a general parabolic model in order to have a more accurate value. Microstructure of the surface as well as cross sections was also investigated; oxide distribution and phases were identified.

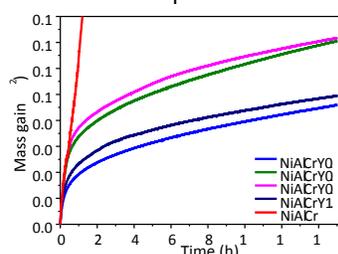


Figure 1. Mass gain of NiAlCrY alloys on TGA experiments

CONCLUSIONS

Effect of yttrium was observed on the oxidation kinetics of the prepared alloys. Most of the oxide layer is alumina formed.

REFERENCES

- [1] B. Pint, *Oxidation of Metals*, **45**, 1, (1996).
- [2] D. Monceau, B. Pieraggi, *Oxidation of Metals*, **50**, 477, (1998).

Rediseño de Cápsula de Generación de Microgravedad

J. Ruiz¹, A. C. Cházaro Zaharías^{2*}

^{1,2}Universidad Aeronáutica en Querétaro.

acchazaro.zaharias@gmail.com

INTRODUCCIÓN

La experimentación en microgravedad presenta desafíos; dada su complejidad, su acceso es limitado y costoso, "(...) lo que resulta en un largo tiempo de espera entre los experimentos; [además] si un experimento espacial no tiene éxito, repetirlo es extremadamente difícil" [1]. Por estas razones, un escenario accesible de experimentación en ambientes de microgravedad es imprescindible para maximizar el rendimiento científico.

Este artículo pretende exponer la etapa de rediseño sobre la ya existente Cápsula de Generación de Microgravedad [2], enfocada a la experimentación en estado de ingravidez mediante la caída libre del dispositivo. El rediseño se concentra en el mecanismo de apertura de frenos aerodinámicos, crucial para la desaceleración gradual durante la caída libre.

METODOLOGÍA

La metodología seguida consistió en la segmentación de áreas: rediseño y ensayos. Comenzando por un análisis del diseño actual [2], se estudiaron las partes mecánicas y estructurales; esto con el objetivo de identificar oportunidades de mejora y realizar las modificaciones pertinentes. Posteriormente, se jerarquizaron las áreas de oportunidad asignando prioridades a las correcciones.

Por consecuencia, se vuelve necesaria la realización de pruebas que aseguren el funcionamiento óptimo del mecanismo de apertura. Para ello se llevó a cabo un ensayo estático sobre una bancada, con el fin de cronometrar tiempos de apertura del aerofreno e inspeccionar la interacción de las nuevas partes diseñadas.

RESULTADOS

El rediseño sobre la cápsula reporta los siguientes resultados:

- i) Disminución en peso de la estructura principal (implementación de materiales compuestos).
- ii) Complimiento del tiempo de apertura del freno aerodinámico.
- iii) Disminución de fricción en partes móviles en el mecanismo de apertura (mejoramiento de sujeciones y ajuste entre partes móviles).



Figura 1. Cápsula en posición de desaceleración máxima.

CONCLUSIONES

La creciente exploración espacial y los viajes interplanetarios son una realidad cercana; los desafíos demandan una amplia investigación. La Cápsula de Generación de Microgravedad busca proporcionar escenarios viables para la realización de experimentos científicos dentro de la atmósfera terrestre, de manera rentable y accesible.

REFERENCIAS

- [1] J. P. Vandenbrink y J. Z. Kiss, *Space, the final frontier: A critical review of recent experiments performed in microgravity*, **243**:115-119, (2016).
- [2] F. J. Moreno, J. J. Rodea y A. C. Cházaro, *Mecanismo de Apertura de Alas de Vehículo de Microgravedad*, p. 33, Querétaro, México (2017).

Influencia de la estrategia de inyección piloto sobre el comportamiento del chorro diésel

F. Guevara¹, S. Borrego¹, M. Bustos¹, Oscar A. de la Garza^{1,*},
M. A. Platas¹, S. Martinez-Martinez¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME), Laboratorios de Investigación e Innovación en Tecnología Energética (LIITE).

oscar.delagarzadl@uanl.edu.mx

INTRODUCCION

El comportamiento del chorro diésel caracteriza el proceso de mezcla, el cual está relacionado con el proceso de combustión y las emisiones contaminantes. Los principales parámetros de los cuales depende el comportamiento del chorro diésel son: la presión de inyección, la contrapresión, el tiempo de energización del inyector y las propiedades físicas del combustible. Una de las vías para lograr un mejor proceso de mezcla es el uso de la estrategia de inyección piloto [1], esta técnica se ve afectada principalmente por el Dwell time (tiempo entre el final de la inyección piloto y el inicio de la inyección principal). Por consiguiente, el presente trabajo se centrará en estudiar la influencia del Dwell time en el comportamiento del chorro diésel.

METODOLOGIA

En la presente investigación se utilizó un inyector diésel solenoide y un combustible diésel de referencia, que se inyecta en una cámara de visualización a volumen constante. Para la visualización del chorro diésel se utilizó la técnica óptica iluminación directa por dispersión Mie [3]. Se desarrolló un circuito de accionamiento para que el inyector diésel solenoide operará bajo una estrategia de inyección piloto. Asimismo, los experimentos fueron realizados bajo las siguientes condiciones de operación: presión de inyección (P_{rail}) de 100 MPa, contrapresión (P_{back}) de 3 MPa, inyección piloto de 400 μ s, Dwell time de 1500 y 3000 μ s, y una inyección principal de 1500 μ s. Finalmente, para el análisis del comportamiento del chorro diésel se procesaron las imágenes de éste mediante un código desarrollado en el software Matlab.

RESULTADOS

En la Fig.1 se muestra la evolución temporal de la penetración del chorro diésel utilizando la estrategia de inyección piloto. A partir de esta figura se puede observar tres aspectos: (1) para ambos casos de Dwell time la penetración correspondiente a la inyección piloto es similar, (2) para el caso de Dwell time de 1500 μ s el chorro diésel correspondiente a la inyección principal se desarrolla más rápido en comparación al de la inyección piloto, y (3) mientras que para el Dwell time de 3000 μ s el chorro diésel correspondiente de la inyección principal tiene un desarrollo similar al de la inyección piloto.

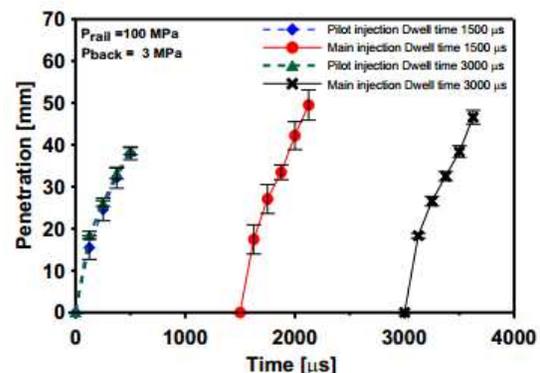


Figura 1. Evolución temporal de la penetración del chorro diésel.

CONCLUSIONES

El Dwell time de 1500 μ s presenta un efecto negativo sobre el proceso de mezcla asociada a la inyección principal, concretamente se presenta una mayor longitud de penetración del chorro diésel. Es posible mejorar el proceso de mezcla utilizando la estrategia de inyección piloto, mediante la definición de un Dwell time cuyo valor se encuentra entre 1500 y 3000 μ s.

REFERENCIAS

[1] A. García Martínez, *estudio de los efectos de la post inyección sobre el proceso de combustión y la formación de hollín en motores diesel*, 25-27, (2009).

Numerical study of rotary friction welding on advanced materials

J.G. Villarreal^{1*}, L.A. Reyes¹, F. Garcia, P. Zambrano.

¹ Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, México. *

jesgus05@gmail.com

INTRODUCTION

Friction welding has come to be as an alternative to conventional friction welding processes due to its low cost and safety of the process. This relatively new process is used in the aeronautical and automotive industry. In all its variants variances the method follows the same pattern, the pressure of one object with another and the rapid rotation of one to create the heating in an area and hence create the weld.

This technology began to use it due to the need to find a way to create the union of the components that less energy without altering the reliability of current processes. Another advantage of these different processes is that you do not need the use of consumables and, in addition, it is possible to create the welding of dissimilar materials. In this work we will be using Rotary Friction Welding.

It is the most used because of the simplicity that it has, is used for the union of bars and does not need tooling since it is the same component that is pressed and placed against the other.

Direct friction welding comes from a direct current motor. This is divided into 3 stages [7], the preheating stage where the pressure is minimal but the speed increases more and more. When you reach the second stage of burning the force increases and sets in one position while the speed becomes constant. The third stage, the reduction of the speed of the speed to the minimum and the force increases considerably as shown in figure 1. This type of rotary friction welding is used because the constant rotation in the second stage as it facilitates the union and its less pressure needed.

The material used in the Inconel 718. This alloy is a nickel alloy reinforced with γ "(Ni3Nb) which combines excellent corrosion resistance and high resistance to high temperatures. This alloy is used in

gas turbines, aircraft engines, extrusion dies and chemical process containers.

The chemical application used for this simulation is shown in Table 1.

Table 1. Chemical Composition of Inconel 718

Porcentaje en Peso, %									
Elemento	Fe	Ni	Cr	Co	Nb	Mo	Al	Ti	C
IN718	18.76	53.79	17.96	0.34	5.41	2.88	0.51	1.01	0.026

METHODOLOGY

The Inconel 718 was selected as the material and experimental data was obtained from a previous work. The same geometry was obtained and simplified by performing it in 2D and the same parameters were obtained.

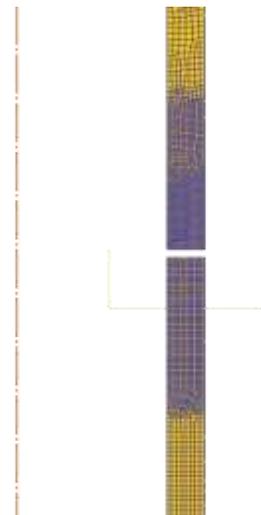


Figure 1. 2D Geometry of the tube used for the analysis of Rotary Friction Welding.

Table 2. Parameters used for the Rotary Friction Welding Process.

Parameters			
Velocity	Angular velocity	Time	Coefficient of friction
2 mm/s	500 RPM	2sec	.25 Shear

These parameters were introduced in the finite element software to be able to perform the simulation. This work is divided into two parts, the analysis of the rotary friction welding process and the analysis of the change in grain size in the microstructure according to the process previously generated. Using the same software allows to configure it for the study of the microstructure using different models. In this case, the automaton cell model will be used.

New parameters were selected for the microstructure analysis based on literature .

Table 3. Parameters used for the analysis of microstructure for model of celula automata

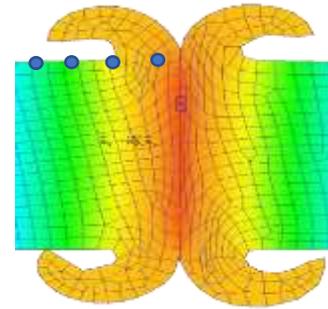
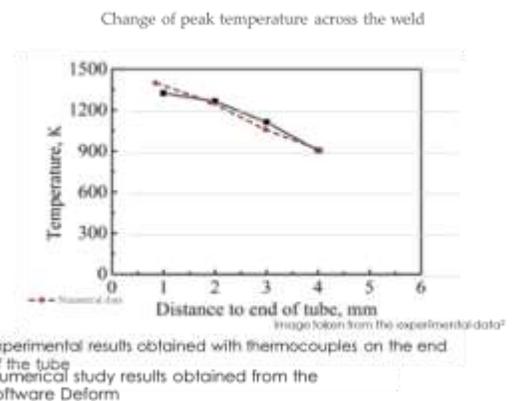
Δt (mm- s ²)	r	m	Q (kJ/mol)	v_0 (mm/s)	K	θ_0 (s ⁻¹)
597	13	0.135	285,000	0.1	6030	1

A resolution of 100x100 was used for the automaton cell model.

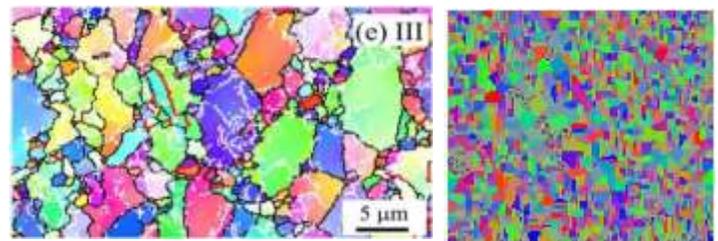
RESULTS

By running the study, we were shown results of material behavior and temperature along the tube. These results were compared with the experimental results of F.C. Liu and T. W. Wilson [1] to demonstrate validity of the analytical model.

Firstly, four points were taken at 1, 2, 3 and 4 mm from the affected area and the temperature was taken at each point. In graph 1 it can be observed how these points of the numerical study are very close to their equivalent of the experimental process. From here you can see that the study of the process is considered acceptable.

**Figure 2.** Final representation of the process showing the selected points for the measurement of temperature**Figure 3.** Graph that shows the comparison between the numerical results and the experimental results of the temperature across the selected points.

For the microstructure analysis, two points were selected, at 200 microns from the affected area and at 300 microns. These points will be called points III and IV as they were called in the experimental study.

**Figure 4.** On the left it can be seen the experimental results of the microstructure at 300 microns, on the right the numerical analysis results are shown on the same place.

Comparing it with the results of the simulation, one can see the differences between one and the other, although the software does show different grain sizes, but it cannot demonstrate the great difference between large and small grains.

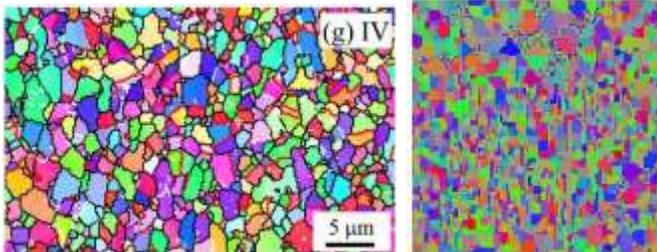


Figure 5. On the left it can be seen the experimental results of the microstructure at 200 microns, on the right the numerical analysis results are shown on the same place.

The same happens with point number four, although you can see less difference between the grain sizes, you still cannot see that difference represented graphically.

Upon passing to the analysis of the data, it was possible to confirm what was seen in the graphic model. Table 4 represents the values obtained from the experimental model and table 5 from the numerical model. Comparing point III, you can see a difference of 2.8 microns in the average grain between both models. This difference could easily be seen in Figure 3. Something similar happened in point IV where a difference is seen, although less than only .8 microns, it is still considerable.

Table 4. Experimental data on the previously selected locations.

Point	Average Grain Size (μm)	Maximum Grain (μm)
P3	4	-
P4	2.0	5

Table 5. Numerical Analysis data for the previously Selected points

Point	Average Grain Size (μm)	Maximum Grain (μm)	Standard Deviation
P3	1.2	1.9	0.184
P4	1.2	1.9	0.174

Seeing these differences, it will be necessary to make changes in the model, change parameters to refine the simulation.

CONCLUSIONS

This numerical study achieved an approach to what the experimental model marks. We can say that the hypothesis was partly correct since the representation of temperature and deformation was recreated successfully, but it is necessary to make improvements to recreate the evolution of the microstructure. It is important to understand that this study puts us close to representing numerically in just a few hours what the experiment takes days to create and analyze samples. The use of this model, as in any other, helps to predict the behavior and it will be enough to introduce parameters so that the desired results are obtained without the need to carry out an experimentation as such.

REFERENCES

- [1] Liu, F., & Nelson, T. W. (2017). Grain Structure evolution, grain boundary sliding and material flow resistance in friction welding of Alloy 718. *Materials Science & Engineering A*, 9.
- [2] Wang Y, et al., "Microstructure evolution during dynamic recrystallization of hot deformed superalloy 718", *Materials Science and Engineering A* 486 (2008) 321-332
- [3] Matthew J. Donachie, Stephen J. Donachie, "Superalloys: A Technical Guide", ASM International, (2002).
- [4] S. Coste, Thèse "Détermination des Lois D'évolution Microstructurale de L'alliage 718 Lors du Matriçage," ENSIACET, 118 rte de Narbonne, 31097 Toulouse France, (2003).

[5] Bakar, A., Ikramulla, S., & Hussain, G. (2017). Thermal Model of Rotary Friction Welding for Similar and Dissimilar Metals. Molecular Diversity Preservation International.

[6] R. Schafrik, R. Sprague, "Gas turbine materials, Advanced Materials & Processes", Vol. 162, (2004) 27-30.

[7] Thompson Friction Welding. (2005). A Practical Guide to Friction Welding

[8] Reyes, L. (2013). Modelado de la Evolución microestructural durante forja en caliente. San Nicolas de Los Garza.

Sistema de Información Auxiliar en Mantenimiento de Aeronaves.

M. Camacho-Cruces¹, B. V. Nava-Flores¹, J. Lara de la Cerda¹, G. J. Garnica-Castro^{1,2}

¹Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec

²Departamento de Aeronáutica Teacher.

marisolccruces@yahoo.com.mx, nirvananava@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Existe una mala interacción en el manual del ATA 100 limitada solamente dirigida hacia archivos PDF, desafortunadamente esto quita tiempo y concentración por parte del personal de mantenimiento. También existe una problemática al momento de actualizar el ATA 100, es decir, si existe un error o actualización por parte de la empresa de manufactura aeroespacial/aeronáutica.

Nuestro objetivo es vincular a la empresa de manufactura con las aerolíneas en temática de mantenimiento utilizando un sistema de información basado en Realidad Aumentada al igual que aplicaciones móviles interactivas con opción de uso de voz (comandos) para diferentes dispositivos móviles que permitan la interacción paralela al maniobrar y consultar el ATA 100 de manera simultanea [1].

METODOLOGÍA

Con el Sistema se pretende que la compañía de manufactura ingrese a la plataforma los elementos del ATA 100 para que de manera remota el personal de mantenimiento de la empresa usuaria opere según las instrucciones.

El sistema está basado en lentes de Realidad Aumentada en los cuales el usuario mediante detección de piezas y comando de voz interactúa para resolver la problemática del momento. También es interactivo por medio de

Tablet y smartphone dependiendo de las necesidades, los sistemas operativos serán:

Android

- IOS
- Windows mobile

Por lo tanto el Sistema es multiplataforma.

Los lenguajes de programación que se ocupan principalmente son JAVA, HTML5, CSS Y JAVASCRIPT, al igual que los SDK de los diversos sistemas operativos móviles.

Según cifras de la OACI la demanda de vuelos ha incrementado [2].

Por lo anterior diseñamos un prototipo para probar la optimización de tiempos contra mantenimiento en operación.

RESULTADOS

Con respecto al uso del nuestro prototipo se puede reducir hasta en un 50% en tiempo de mantenimiento. Se vuelve más dinámico el mantenimiento en proceso debido a las interfaces de usuario [3].

CONCLUSIONES

Existe una mejor comunicación entre áreas que van desde la operativa hasta empresa de manufactura.

La minería de datos mezclada con la inteligencia artificial y Realidad Aumentada nos ayuda a trabajar de manera paralela en acciones de mantenimiento contra lectura del ATA 100

REFERENCES

[1] Author(s) name(s) initials. lastname., *Jornal's name*, volume, pages, (year).

[2] Author(s) name(s) initials. lastname, *dtitle of proceeding book, or conference memories*, pages, conference location (year).

Efecto de la Incorporación de Nanocristales de Celulosa Sobre las Propiedades Morfológicas de Compuestos Celulares a Base de EVA/LDPE

P. Ordoñez Castro^{1*}, F. Soriano-Corral¹, J. F. Hernández G.², G. Soria A.², Yair Soto¹

¹Centro de Investigación en Química Aplicada (CIQA),

²CONACYT-CIQA,

florentino.soriano@ciqa.edu.mx

INTRODUCCIÓN

El estudio de compuestos poliméricos celulares ha sido de gran interés debido a las propiedades obtenidas a través del control morfológico en ellos, tales como, densidad relativa, conductividad térmica y eléctrica, resistencia a la compresión, absorción de energía de impacto, entre otras. Las cuales permiten la creación de materiales ligeros, flexibles o rígidos, así como estructuras del tipo sándwich, componentes para la flotación y sistemas de amortiguamiento [1]. Con el objetivo controlar la morfología y con ello las propiedades, el estudio mezclas poliméricas y la adición de agentes nucleantes es una practica común. En la presente investigación se estudió el efecto de la adición de nanocristales de celulosa (NCC) sobre la morfología de espumas a base de Etilen Vinil Acetato (EVA) y polietileno de baja densidad (LDPE).

METODOLOGÍA

Materiales: LDPE 20020 de PEMEX con un índice de fluidez (MFI) de 0.2 g/10 min., EVA, Elvax-460 de Dupont, con un MFI de 0.25 g/10min, un agente entrecruzante (Trigonox 145B) de AkzoNovel azodicarbonamida (ADC) de Químicos y Polímeros S.A., los NCC fueron de Nanografi Nanotech Co Ltd Se realizó la modificación de los NCC por plasma frío a 50 W durante 60 y 90 minutos. Los compuestos se prepararon con 1 y 3% de NCC, mientras que las condiciones de espumado fueron de 180°C por 5 minutos utilizando un reómetro oscilatorio RPA. La morfología celular se observó por microscopia electrónica de barrido (SEM), se calculó diámetro promedio de celda (DPc) y densidad celular (NC).

RESULTADOS

En la Figura 1 se muestran las imágenes adquiridas por SEM de los materiales celulares preparados, se observa que la presencia y el aumento en la cantidad de NCC disminuyó el DPc y aumentó la NC . Estos datos

se corroboran en la Tabla 1, con los resultados obtenidos de los cálculos realizados.

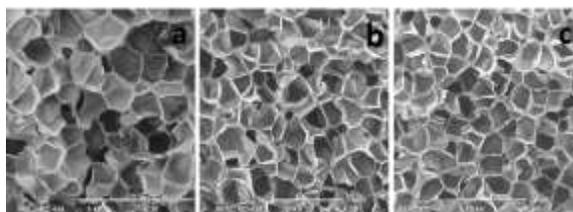


Figura 1. SEM de: a) EVA/LDPE y compuestos

EVA/LDPE/NCC con: b) 1% de NCC y c) 3% de NCC (plasma 90 min, barra de escala 1000µm)

Tabla 1. DPc y NC de las mezclas LDPE/EVA/NCC.

Muestra	t (min)	DPc (µm)	NC (celdas/cm ³)
Blanco	0	433.63	11×10^7
1% NCC	60	385.54	15×10^7
	90	315.39	29×10^7
3% NCC	60	311.96	30×10^7
	90	277.44	42×10^7

CONCLUSIONES

A partir de la incorporación de NCC se logró obtener DPc menores, lo que redondo en un incremento de aproximadamente el 300% en NC mostrado por la formulación con 3% de NCC modificado durante 90 min. Esto prevé una mejora en propiedades, lo que se comprobaba en otros estudios.

AGRADECIMIENTOS

Se agradece el apoyo por la observación morfológica al Laboratorio de Materiales Grafénicos (293371).

REFERENCIAS

[1] L. J. Gibson, M. F. Ashby. *Cellular Solids: Structure and properties*, pp. 510, Cambridge University, New York, (1999).

In-service temperature of a 1st stage turbine bucket obtained by simulation approach

R.G. Bayro¹, S. Piedra¹, J. M. Alvarado-Drozco², J. A. Villada^{1*}.

¹Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas (CENTA).

²Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial,
Dirección de ingeniería de superficies y manufactura Aditiva.
jhon.villada@cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

The stationary and rotary components of a turbine operate in very aggressive environments characterized by high temperatures, large temperature gradients, oxidizing and corroding atmospheres. Particularly, the 1st stage blades are exposed to the most severe combination of temperature and stress [1], being therefore, critical components to define the restoring cycles of a turbine [2]. In the present work, the in-services temperature distribution on a 1st stage blade, from an industrial gas turbine 7FA, was calculated by a computational simulation. The computational fluid dynamics (CFD) and the finite element method (FEM) are used. The temperatures obtained are in good agreement with those obtained by microstructural analysis.

METHODOGY

An assembly, including the whole set of blades (92 pieces) and the surrounding parts (first and second stages of vanes and the shell), was built to carry out the simulation. The heat transfer from the combustion gases to the surface and the bulk of the material was computed using the results from the CFD and thermal FEM analysis, respectively. The effect of the thermal barrier coating was also included.

RESULTS

The temperature distribution on the overall part was obtained. the temperatures from five different locations were in good agreement with those obtained by a microstructural analysis (figure 1).

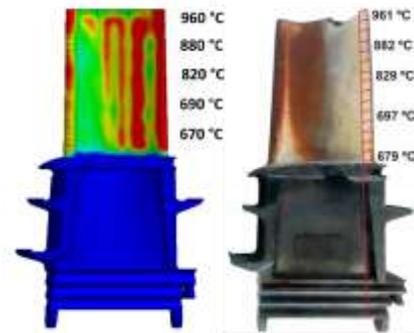


Figure 1. Comparison between simulation temperature (Left) and temperature of metallographic analysis (Right).

CONCLUSIONS

A computational simulation using CFD and FEM was carried out to estimate the in-service temperature distribution on a 1st stage blade of a 7FA turbine. Results are in good agreement with those obtained by a microstructural analysis.

REFERENCES

[1] Warren Miglietti, Juan Escudero, Julio Lanza and Ian Summerside; Repair process technology development & experience of frame 7FA, stage I turbine buckets, 2011.

Simulación numérica y manufactura de una estructura primaria para nanosatélites CubeSat en material compuesto.

M. Torres^{1*}, S. Piedra¹, S. Ledesma²,
R. Pérez¹, V. Gómez², M. Vergara², A. Burgos².

¹CONACYT-CIDESI, Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas (CENTA),

² Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas (CENTA).

mauricio.torres@cidesi.edu.mx

INTRODUCCIÓN.

El presente trabajo está enfocado en la simulación numérica, manufactura y caracterización de la estructura en material compuesto para un prototipo CubeSat. En el diseño de cualquier sistema para una misión espacial, el balance entre masa, rigidez y resistencia a las condiciones espaciales es requerido. Las aleaciones base aluminio, como Al-6061 o Al-7075, son las primeras opciones para las estructuras de nanosatélites [1]. Sin embargo, como la carga útil no debe ser restringida por el peso de la estructura, los materiales compuestos representan una opción ingenieril en aplicaciones espaciales [2, 3]. En el presente estudio, una propuesta de simulación numérica, manufactura y caracterización de paneles estructurales para CubeSat, en materiales compuestos reforzados con fibras de carbono es discutida.

METODOLOGÍA

La metodología del proyecto es como sigue: 1) Definición de la misión del CubeSat; 2) Selección y caracterización térmica y mecánica de materiales compuestos candidatos; 3) Evaluación de las prestaciones térmicas y mecánicas de la estructura del satélite con los materiales propuestos, en diferentes escenarios durante el lanzamiento y puesta en órbita del nanosatélite; 4) Manufactura de la estructura del prototipo de nanosatélite CubeSat en material compuesto.

RESULTADOS

Los resultados más sobresalientes de esta investigación son:

1) Emplear tejido bidireccional de fibra de carbono con resina epóxica para la estructura. Se propone la adición de nanopartículas de ZnO para incrementar las propiedades térmica y de radiación UV y gamma del material compuesto.

2) Utilizar laminados cuasi-isotrópicos [0/90/+45] para los panes de la estructura del CubeSat.

3) Emplear el método de moldeo por transferencia de resina (RTM).

4) El modelo de elementos finitos arroja que el comportamiento térmico similar al de una estructura en Al-7075, lo cual no afecta a la electrónica en órbita.

5) El análisis modal muestra que el primer modo de vibración de la estructura es mayor a 90 Hz, lo que implica que la estructura compuesta está desacoplada de las frecuencias de excitación producidas en la estructura del lanzador y el P-POD durante el lanzamiento.

CONCLUSIONES

Los resultados térmicos y estructurales de las simulaciones numéricas, muestran la viabilidad de utilizar materiales compuestos carbono-epoxy para paneles de nanosatélites, en conformidad con los requerimientos ingenieriles del estándar CubeSat [1].

REFERENCIAS

- [1] Gal Poly SLO, CubeSat Design Specifications Rev. 13, *The CubeSat Program*, **13**, 1-42, (2014).
- [2] S. Piedra, M. Torres et al., *Proceedings of the XXVII IMRC*, SE2-0007, Cancún, México (2018).
- [3] M. Torres, S. Ledesma, et al., *Proceedings of the XXVII IMRC*, SE2-0052, Cancún, México (2018).

Presentaciones en Póster.

Comportamiento de la Corrosión de la Superaleación ULTIMET[®] ALLOY (UNS R31322)

J.M Jáquez Muñoz¹, F. Estupinán¹, J.A. Gabral M¹, C. Gaona T¹, M.A Lira², F. Almeraya Calderón^{1*}.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León- Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Centro de Investigación e ¹Innovación en Ingeniería Aeronáutica-CIIIA.

²Universidad Autónoma de Ciudad Juárez- UACJ.

falmeraya.uanl.ciiia@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

La corrosión puede ser definida como la degradación de un material debió a la reacción con su medio ambiente [1]. Se ha estimado según la NACE que el costo directo de la corrosión en Estados Unidos asciende a 276 billones de dólares [2]. En búsqueda aumentar la potencia y seguridad en los turboreactores surgió la necesidad de encontrar materiales para aumentar la fuerza y resistencia del material a altas temperaturas, por consiguiente, la industria aeronáutica confía en el uso de superaleaciones [3]. El objetivo del estudio es determinar el comportamiento de la corrosión, por técnicas electroquímicas a temperatura ambiente y 60°C, de la superaleación ULTIMET[®] en presencia de soluciones acuosas (NaCl y H₂SO₄).

METODOLOGÍA

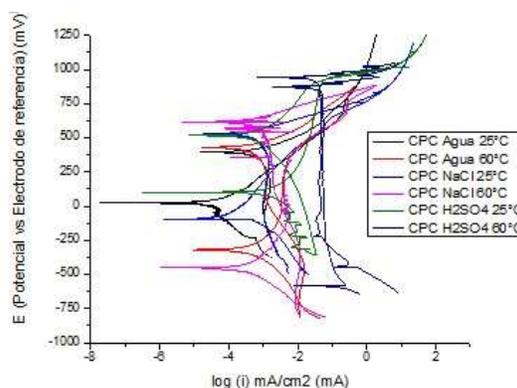
Se utilizó la técnica de metalografía para obtener la microestructura y la técnica de polarización potenciodinámica cíclica (polarización de ±1000 mV y velocidad de polarización 60 mV/min) para determinar el comportamiento de la corrosión con las diferentes soluciones y temperaturas ya mencionadas.

RESULTADOS

Los resultados de las curvas de polarización en las distintas soluciones y temperaturas se muestran el tablal.

Tabla 1. Velocidad de corrosión de la súper aleación ULTIMET[®].

Temperatura °C	Velocidad de Corrosión (mm/año)		
	H ₂ O	NaCl	H ₂ SO ₄
25	0.013	2.151	11.32
60	0.040	0.320	7.330



Gráfica 1. CPC en las distintas soluciones.

CONCLUSIONES

La velocidad de corrosión es mayor cuando se somete la superaleación a H₂SO₄ a temperatura ambiente en comparación de las demás. En H₂O y NaCl presenta corrosión generalizada y en H₂SO₄ se generaron picaduras.

REFERENCIAS

[1] M.C. Min, *An Introduction to Corrosion*, p. 5, CMM NDT SERVICES, (2008). [2] Y.P. Virman, J.H. Payer, N.G Thomson *NACE INTERNATIONAL*, FHWA-RD-0-156, 2, (2002).

[3] T. Srivatsan, R. Varin, *Processing and Fabrication of Advanced Materials XXI*, ASM International, 310, (2003)

Prototipo experimental de un banco para transporte, instalación y remoción del conjunto de frenos del avión C-130 Hércules

CA Amaya Achagua, E. Correa Cruz.

Fuerza Aérea Colombiana (FAC)

juan.bermudezj@fac.mil.co

INTRODUCCIÓN

Actualmente el proceso de transporte e instalación de los conjuntos de frenos (BrakeAssy) del avión C-130 Hércules, en la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) se limita a la utilización de vehículos improvisados a través de la manipulación directa del componente aeronáutico por parte de los operarios designados para tal fin. En consecuencia, se proyecta un sistema de transporte, instalación y remoción que evite posibles lesiones tanto en el personal de abastecimientos como en aquellos operarios involucrados en el programa de mantenimiento aeronáutico.



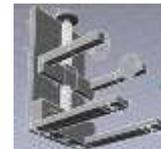
Finalmente, esta investigación busca adicionalmente la integridad del personal, la protección y funcionabilidad del componente aeronáutico (BrakeAssy) almacenado en el Comando Aéreo de Transporte Militar (CATAM), logrando optimizar el trabajo y tener mejores y buenas prácticas de trabajo en el rol de abastecimiento y mantenimiento aeronáutico.

METODOLOGÍA

Es una investigación de desarrollo experimental con enfoque cuantitativo en la cual se han utilizado una combinación de los métodos inductivo y deductivo. En el proceso Inductivo, a partir del estudio de un caso particular como el funcionamiento de un gato de tornillo para elevar automóviles o aviones. En el proceso Deductivo se obtienen conclusiones particulares a partir de la Ley de las Palancas, que permite bajo la acción de un paso roscado de un tornillo, provocar una fuerza axial a medida que el tornillo gira, produciéndose una fuerza final, que eleva el objeto a transportar e instalar en el avión Hércules C-130. Esta misma Ley permite la sujeción de Conjunto de Freno, donde dos tornillos horizontales giran para sujetar el conjunto de freno, por efecto de compresión.

RESULTADOS

- ✓ Prototipo experimental de un banco para transporte, instalación y remoción del conjunto de frenos del avión Hércules C-130.



Fuente: Escobar Dagua, J. J., Ramírez Amaya, G. D., & Hurtado Calderón, J. D. (Noviembre de 2016).

- ✓ Solicitud de Patente.
- ✓ Ponencia y participación en actividades de semilleros de investigación.
- ✓ Capítulo de libro.
- ✓ Publicación artículo revista indexada.
- ✓ Formación recurso humano a nivel pregrado tecnológico.

CONCLUSIONES

El trabajo conjunto entre actores de la comunidad académica, directivos, docentes, estudiantes, jóvenes investigadores, genera oportunidades para formular y desarrollar proyectos de I+D+i que permitan potencializar competencias investigativas.

REFERENCIAS

Escobar Dagua, J. J., Ramírez Amaya, G. D., & Hurtado Calderón, J. D. (Noviembre de 2016). Diseño del Banco de Transporte del Conjunto de Frenos del Avión Hércules C-130. Madrid, Cundinamarca, Colombia.

Jefatura de Operaciones Logísticas Aeronáuticas. (Septiembre de 2011). Manual de Mantenimiento O-Manto. *Manual FAC 4-27*. Colombia.

Muñoz, M. A. (s.f). *www.manualvuelo.com*. Recuperado el 18 de marzo de 2016, de [www.manualvuelo.com](http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF39.html): <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF39.html>

Predicción de la distribución de los productos de corrosión en un par galvánico Fe-Al: Un modelo eficiente

A. G. Ruiz¹, R. Montoya^{1*}, R. Mayén¹, J. Genescá¹

¹Polo Universitario de Tecnología Avanzada, Facultad de Química, UNAM,
rmontoyal@unam.mx

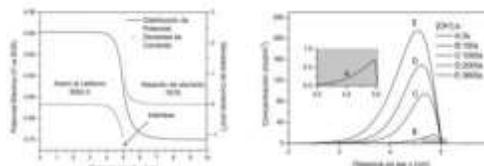
INTRODUCCIÓN

En estudios recientes, la industria aeronáutica ha estimado que en Estados Unidos el costo del impacto de la corrosión en la vida útil de las estructuras es del orden de los 2.2 billones de dólares. [1] La corrosión galvánica es una forma de corrosión, y tiene lugar al poner en contacto dos materiales con naturaleza electroquímica diferente en presencia de un electrolito. A menudo en la industria aeronáutica son acoplados materiales disímiles, normalmente con la finalidad de cumplir con regulaciones ambientales. Los modelos computacionales son una herramienta poderosa que permiten predecir y monitorear el comportamiento de estos pares galvánicos. Por consiguiente, se pretende estudiar numéricamente la distribución de corrientes y concentración de especies en un par galvánico Fe/Al en presencia de un electrolito de espesor muy fino. En trabajos recientes [2,3] se describen modelos de corrosión aplicables a capas muy delgadas de electrolito, y se concluye que la reducción de una dimensión espacial en dichos modelos es factible.

METODOLOGÍA

Se implementó un modelo electroquímico de transporte el cual fue desarrollado bajo el lenguaje de programación Python y validado con COMSOL Multiphysics® 5.3a. El modelo fue resuelto utilizando el método de los elementos finitos y tiene la capacidad de predecir la distribución transitoria de las especies generadas durante la corrosión galvánica entre un acero al carbono y una aleación de aluminio (AA7075) en presencia de un electrolito de espesor micrométrico. El modelo considera reacciones heterogéneas y homogéneas cuyos parámetros cinéticos fueron extraídos de la literatura.

RESULTADOS



Alcalinización en el dominio del acero debido a la reacción de reducción, el pico de concentración máxima se desplaza con el tiempo hacia la izquierda debido a las reacciones homogéneas.

CONCLUSIONES

El principal aporte de este trabajo es el uso de una fuente electroquímica dentro de las ecuaciones gobernantes que permite eliminar una dimensión espacial del problema. Y con esto, el tradicional y pesado análisis numérico de los productos de corrosión de un sistema galvánico puede llevarse a cabo de una manera ligera y eficiente sin perder rigurosidad. El modelo proporciona información clave para entender diferentes sistemas de corrosión. La evolución de OH^- por ejemplo, permitiría predecir la velocidad de deslaminación catódica si el material estuviera recubierto.

REFERENCIAS

- [1] G.H. Koch, M.P.H. Brongers, N.G. Thompson, Y.P. Virmani, J.H. Payer. *Corrosion cost and preventive strategies in the United States*. Report No. FHWA-RD-01-156. Springfield, VA: National Technical Information Service, (2001).
- [2] S. Palani, T. Hack, J. Deconinck, H. Lohner, *Corrosion Science*, **78**, 89, (2014). H. Simillion, N. den Steen, R. Montoya, H. Terryn, J. Deconinck, *Journal of The Electrochemical Society*, **163**, C873, (2016).

Caracterización electroquímica de la aleación AlSi10Mg elaborada con manufactura aditiva (SLM) en dos direcciones

J. Escobedo-Martínez¹, F. Estupiñán-López¹, C. Gaona Tiburcio¹, D. López¹, P. Zambrano r.¹,
J. Cabral-Miramontes¹, M.A. Baltazar², F. Almeraya-Calderón¹

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, CIIIA.

²Universidad Veracruzana – Facultad de Ingeniería
festupinan.ciiia@gmail.com

INTRODUCCIÓN

En los últimos años la tecnología de fabricación 3D ha cobrado relevancia en los procesos de manufactura y la impresión de aleaciones no ha sido la excepción. Manufactura Aditiva (MA) es un proceso por el cual un archivo 3D es convertido en un objeto físico mediante la adición capa por capa de material, donde un haz de láser o de electrones traza el patrón de la parte en una capa de polvo fino. La plataforma de construcción a continuación se mueve hacia abajo por el espesor de una capa (típicamente por debajo de 150 μm) y una nueva capa de polvo se deposita sobre la anterior [1]. Esta tecnología de fabricación produce materiales anisotrópicos los cuales deben ser evaluados en varias exposiciones.

En este trabajo se estudia el comportamiento corrosivo de la aleación AlSi10Mg fabricada con manufactura aditiva en los planos "xy" y "z" mediante pruebas electroquímicas en distintos medios.

METODOLOGÍA

La aleación de AlSi10Mg se fabricó en cubos de 1*1*2 cm^3 con manufactura aditiva en un equipo "SLM 280 HL solutions GmbH". Se expusieron las caras "xy" y "z" respecto al plano de fabricación en medio acuoso de NaCl 3.5%. Las pruebas electroquímicas que se desarrollaron fueron: ruido electroquímico, RE, (ASTM G199) y curvas de polarización cíclica, CPC, (ASTM G61).

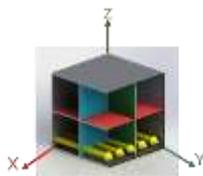


Fig. 1. Esquema de la dirección de fabricación.

RESULTADOS

En la figura 2, se presentan las curvas de polarización cíclica de la aleación de AlSi10Mg expuesta en la solución de NaCl 3.5% en dirección "xy" y "z".

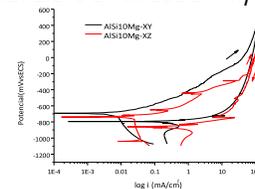


Fig. 2. CPC de AlSi10Mg en NaCl 3.5%.

Tabla 1. Resultados de RE.

Muestra	Rn (Ohms/cm ²)	I _{corr} (mA/cm ²)	IL	Tipo corrosión
AlSi10Mg-XY	0.00436	0.02182	0.38006	localizada
AlSi10Mg-XZ	0.00238	0.00793	0.32718	localizada

CONCLUSIONES

Mediante la técnica de Ruido Electroquímico se encontró que la aleación de aluminio fabricada mediante manufactura aditiva presenta un tipo de corrosión localizada en un tiempo de exposición 120 hr, independientemente de la dirección de exposición. En las curvas de polarización cíclicas se identificó un tipo de corrosión localizada en el aluminio fabricado con manufactura aditiva en la cara "xy" y corrosión generalizada en la cara "xz".

REFERENCIAS

[1] Malé Alemany, M., El potencial de la fabricación aditiva en la arquitectura: hacia un nuevo paradigma para el diseño y la construcción, in Expresión gráfica arquitectónica 2016, Universidad Politécnica de Cataluña Cataluña. p. 78.

Análisis CFD del Flujo Supersónico en un Diseño Conceptual de un Vehículo de Pruebas Supersónicas

Abad Romero M. A.^{*}, Plata Angeles P.¹, Cruz-C. J.¹, Garnica J.G.¹, Huerta Chavez O. M.

¹Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec TESE.

marcoabad52@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Analizar el comportamiento del flujo en un perfil supersónico involucra tener que saber los principios aerodinámicos, así como las ecuaciones de gobierno de nuestro análisis [1]. Basados en las ecuaciones de Navier-Stokes para flujos supersónicos encontramos la ecuación de la cantidad de movimiento, la ecuación de la energía y la ecuación de la conservación de la masa como ecuaciones de balance que permiten aplicar técnicas de estudios mediante Dinámica de Fluidos computacionales (CFD por sus siglas en Ingles). Dicho modelado debe considerar el fenómeno del flujo compresible debido a las altas velocidades que se manejan y que son causantes de las ondas de choque [2]. Por otro lado, se debe considerar en absoluto más el número de Mach que el número de Reynolds a la hora de hacer el mallado del modelo, ya que determina en demasía la convergencia del análisis computacional de las ecuaciones de Navier-Stokes y que sirven para proponer mejoras en el diseño del vehículo. En este trabajo se presenta, un estudio de una posible solución para desarrollar un vehículo de experimentos supersónicas que sirva como laboratorio de pruebas de pequeños prototipos para diferentes cotas de vuelo y numeros de Mach, además de permitirles operar en distintas capas de la atmósfera.

METODOLOGÍA

Primero se dibujó el perfil propuesto basándonos en teoría de flujo compresible en el software CATIA, después se estudió analíticamente [3] con las condiciones de frontera parámetros tales como la presión, la densidad y la velocidad antes y después que el flujo entrara en contacto con el perfil. Posteriormente se realizó el mallado y la densificación de la misma en las zonas de interés en el software ANSA, así como un volumen de control de acuerdo a las predicciones analíticas. Seguidamente se hizo el análisis con ANSYS fluent. Ya obtenidos los resultados numéricos se compararon con los analíticos, y mediante un proceso iterativo se corrigió la geometría para tener un desempeño adecuado del perfil [2]. Posteriormente se

pretende desarrollar la sección de prueba e instrumentos de medición.

RESULTADOS

A partir de la simulación en fluent se obtuvieron los contornos de velocidad, presión y temperatura alrededor del diseño propuesto (Figura 1) las cuales compararon con el estudio analítico. A partir de estos contornos se puede hacer correcciones a la geometría, y detectar algunas condiciones no son deseables como las expansiones causadas por el cruce de las ondas de choque, así como zonas de alta presión con las que, en condiciones reales, pocos o caros materiales podrían emplearse para la fabricación del diseño propuesto[3].

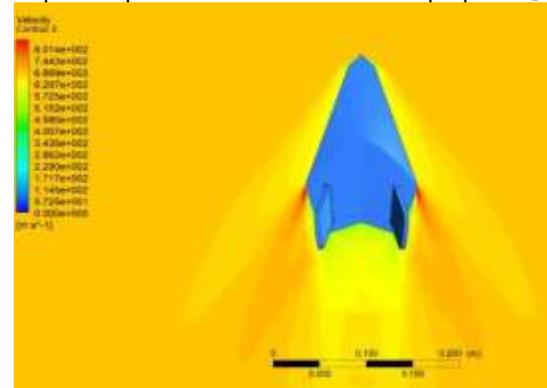


Figura 1. Contornos de velocidad (m/s).

CONCLUSIONES

1. El diseño preliminar propuesto presenta rampas de expansiones de Prandtl-Meyer no deseadas al centro y a la salida, las cuales aceleran el fluido.
2. Las superficies de control propuestas no son las más adecuadas para flujo supersónico, debido a que el tipo de sección aerodinámica eleva la presión y temperatura del sistema.
3. Es posible comprobar que la metodología propuesta de diseño permite encontrar zonas a optimizar de manera iterativa hasta lograr un diseño adecuado para cada régimen de vuelo.

REFERENCIAS

- [1] I. G. Currie, *Fundamental Mechanics of Fluids*, p. 1-39, Marcel Dekker Inc, Canada, (2008).
- [2] S.M. Yahya, *Fundamentals of Compressible Flow with Aircraft and Rocket Propulsion*, p. 219-250, New Age, India, (1982).
- [3] Ahmed F. El-Sayed, *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, p. 457-462, CRC Press, Egypt, (2008).

Laser cladding deposition of Fe-based metallic glass coatings on 304 stainless steel

R. Santos Fernández¹, J.D. Henao Penenrey², J.E. García Herrera²,
D.G. Espinosa Arbelaez¹, J.M. Alvarado Orozco^{1*}.

¹Centro de ingeniería y desarrollo industrial (CIDESI),

²Centro de tecnología avanzada (CIATEQ),
regino.santos.fernandez@gmail.com

INTRODUCCION

Amorphous alloys or bulk metallic glasses (MG) are out of equilibrium materials with surprising physical, chemical, and mechanical properties. Their superior characteristics in contrast with the crystalline counterparts arise from the lack of grain boundaries, defects and dislocations [1]. Inoue *et. al.* proposed three empirical rules for the formation of a MG: first, the alloy must have more than 3 constituents; second, the atomic size mismatch of constituents must be higher than 13%; and third, the heats of mixing among constituents must be negative [2]. Processing of amorphous alloys is difficult due to the high cooling rates required to avoid crystallization. Therefore, some techniques such as sputtering or laser metal deposition can be successfully employed in the coatings deposition on the structural materials [3]. In this work, composite coatings of Fe-based MG were deposited by laser cladding technique. The proposed experiment was based on the understanding of the effect of process parameters such as laser power, spot size, and scanning velocity on crystalline structure, morphology, and hardness.

METHODOLOGY

Commercial Fe-based metallic glass "Kuamet 6B2" was deposited on SS304 substrates using laser cladding technique. A Taguchi experimental design with three variables (laser power, spot size, and scanning velocity) and three levels was employed. The coatings characterization consisted of a structural, morphological study by using X-ray diffraction, scanning electron microscopy (SEM) and

optical microscopy. Finally, the sample hardness was studied by Vickers micro-indentation.

RESULTS

An amorphous characteristic peak was observed in each sample independently of process parameters. However, an intensity increase of the austenite peak as a function of the power density was found. As it was expected, the SEM micrographs showed the mixing of amorphous MG phase and the austenite phase when the dilution increase. The coating hardness was three times higher than the substrate (882HV to 241HV); nevertheless, the cross-section study shows a decreasing hardness from the top to the substrate.

CONCLUSIONS

Composite coatings of Fe-based metallic glass were successfully obtained through laser cladding. The amorphous phase formation in the coatings is strongly influenced by the laser power and spot size. Dilution effects can be detrimental for metallic glass deposition due to it promotes the mixing of crystalline phase from the substrate.

REFERENCES

- [1] W.L. Johnson, Fundamental Aspects of Bulk Metallic Glass Formation in Multicomponent Alloys, Mater. Sci. Forum. 225-227 (1996) 35-50.
- [2] G. Suryanarayana, A. Inoue, Bulk Metallic Glasses, 2011. doi:10.1109/MPUL.2011.942929.
- [3] E. Williams, N. Lavery, Laser processing of bulk metallic glass : A review, 247 (2017) 73-91.

Comportamiento frente a la corrosión inducida por cloruros del acero inoxidable dúplex 2205 y Austenítico 316

J. A. Cabral Miramontes¹, A. Medina Hernández¹, F. Estupiñan López¹, C. Gaona Tiburcio¹, P. Zambrano Robledo¹, F. Almeraya Calderón¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León. Facultad e Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

jocamira@hotmail.com

1. INTRODUCCIÓN.

Los aceros inoxidables dúplex son un tipo de aceros, cuya composición química ha sido ajustada para lograr una estructura cristalina mixta, de aproximadamente la mitad de fase ferrita y mitad de fase austenita. La aleación resultante presenta características mecánicas muy superiores a la de un acero inoxidable austenítico, permitiendo el uso de menores espesores [1]. Los iones cloro son el agente agresivo más dañino por la corrosión por picaduras que provocan, y se pueden encontrar en componentes como el agua, en ambientes como el marino y por aportaciones de sales de deshielo [2]. En base a esto el objetivo del presente trabajo fue determinar el comportamiento a la corrosión por picaduras del acero inoxidable dúplex 2205 e inoxidable 316L expuesto a diferentes soluciones que contienen cloro.

METODOLOGÍA

Se utilizaron cuatro diferentes soluciones que contienen cloruros para evaluar el acero inoxidable 2205, las cuales fueron H₂O, NaCl, MgCl, CaCl₂. Las técnicas electroquímicas utilizadas para determinar la resistencia a la corrosión fueron resistencia a la polarización lineal (ASTM G59) y ruido electroquímico (ASTM G199) y curvas de polarización cíclicas (ASTM G61). Todas las pruebas se realizaron a temperatura ambiente.

RESULTADOS

Los resultados de las pruebas de ruido electroquímico se presentan en la Tabla 1. Se puede observar del resultado de índice de localización (IL) que todas las soluciones provocan corrosión localizada en el acero dúplex 2205 y en el inoxidable 316L. Se observa

también que el medio menos agresivo para el acero 2205 es el CaCl₂.

Tabla 1. Resultados de las pruebas de ruido electroquímico en diferentes soluciones.

Material	Medio	Rn ($\Omega\text{-cm}^2$)	I _{corr} ($\mu\text{A/cm}^2$)	Tipo de corrosión
2205	H ₂ O	16,324	1.5 E-3	Localizada
	NaCl	73,009	3.5 E-4	Localizada
	MgCl	127,189	2.0 E-4	Localizada
	CaCl ₂	237,676	1.25 E-4	Localizada
316L	H ₂ O	82,226	3.1 E-4	Localizada
	NaCl	10,446	2.4 E-3	Localizada
	MgCl	7,575	3.4 E-3	Localizada
	CaCl ₂	121,082	2.1 E-4	Localizada

CONCLUSIONES

Los resultados de ruido electroquímico para el acero duplex 2205 e inoxidable 316L, presentaron una alta resistencia a la corrosión localizada en las soluciones evaluadas. Las velocidades de corrosión mostradas por el acero 2205 fueron del orden de 1E5 mm/año para todas las soluciones, mientras que para el inoxidable 316L fueron de 1E-3 mm/año.

REFERENCIAS

- [1] T. Zhang, et al. Electrochemical behavior of corrosion resistance alloys. Advanced Materials Research. Trans Tech Publications, 2012. p. 10971101.
- [2] A. Rustandi. The Use of Electrochemical Impedance Spectroscopy Method for Corrosion Resistance Evaluation of 2205 and 410s Stainless Steels in Aqueous Sodium Chloride Solution. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2018. p. 012053.

Efectos de perturbaciones de viento en el vuelo en formación de múltiples vehículos aéreos no tripulados

E.G. Rojo-Rodríguez*, P. Zambrano-Robledo, D. García.

Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Universidad Autónoma de Nuevo León, Apodaca, Nuevo León, México.

erik.rojodr@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

En este trabajo se presenta una comparativa de los efectos que se tiene en el vuelo en formación de micro-aeronaves del tipo cuadricóptero, cuando son sometidos a ráfagas de viento. Se presentan dos aproximaciones, el vuelo en formación sin comunicación entre agentes, y otro enfoque utilizando un algoritmo de coordinación de posición y velocidad. Para ambos métodos se realizan trayectorias de vuelo controladas, y se presentan los efectos de las ráfagas de viento durante la ejecución.

METODOLOGÍA

Utilizando 3 vehículos modelo AR. Drone, se realiza un vuelo en formación siguiendo una trayectoria circular.

Como primera aproximación, cada vehículo posee un controlador de posición distribuido; sin embargo, no se tiene comunicación con las demás aeronaves, ni conocimiento de sus estados.

Posteriormente, se implementa un algoritmo de coordinación [1], que, en base a los estados de todos los agentes, modifica el algoritmo de control de posición de las aeronaves, para que compensen el efecto de la perturbación externa.

RESULTADOS

Realizando una serie de pruebas, se puede observar que la implementación de un algoritmo de coordinación evita que la geometría de la formación se vea altamente afectada, por lo que los agentes mantienen su posición, distancia y configuración de formación entre ellos, permitiendo el cumplimiento de las reglas de Reynolds; es decir, mantenerse juntos, evitar colisiones e igualar velocidad [2]. En la Fig. 1 se observa el primer escenario sin coordinación, y en la Fig. 2, la segunda aproximación donde se muestra como se compensa de mejor manera la perturbación con el algoritmo de coordinación.

CONCLUSIONES

La utilización de algoritmos para el cumplimiento de las reglas de Reynolds en el vuelo en formación presenta distintas ventajas frente a la utilización de solo trayectorias coordinadas. En una situación con ráfagas de viento, se pudo observar el cómo el algoritmo de coordinación mantuvo la formación relativa entre los agentes, permitiendo tener un mayor grado de confiabilidad frente a colisiones y pérdida de control de la formación.

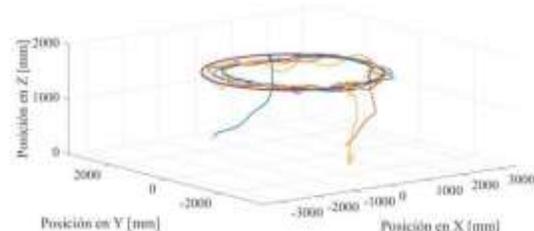


Fig. 1. Trayectoria sin algoritmo de coordinación.

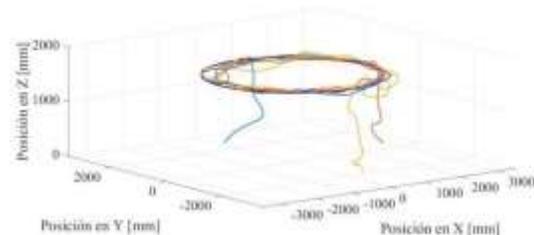


Fig. 2. Trayectoria con algoritmo de coordinación.

REFERENCIAS

- [1] E.G. Rojo-Rodríguez, D. García, E.J. Ollervides, P. Zambrano-Robledo, E.S. Espinoza-Quesada, *Robust Consensus-Based Formation Flight for Multiple Quadrotors*, 1-14, Journal of Intelligent & Robotic Systems, ISSN: 0921-0296, 2018.
- [2] C.W. Reynolds, *Flocks, Herds, and Schools: A Distributed Behavioral Model*, 25-34, Computer Graphics Vol. 21, Los Angeles, CA, 1987.

Sistema para el Estudio del Control de las Aeronaves Multirrotor de Vuelo Vertical

D. López Barón¹, A. Zapata Gordon^{2*}, D. García Salazar.²

¹Universidad Tecnológica de Pereira.

²Universidad Autónoma de Nuevo León.

niko@utp.edu.co

INTRODUCCIÓN

En esta investigación se plantea desarrollar un prototipo para el control del balanceo en aeronaves multirrotor de vuelo vertical, inicialmente, se realiza el análisis matemático del prototipo, un diseño mecánico, electrónico y del algoritmo. En el sistema mecánico se desarrolló un soporte estructural triangular con un eje pivotado en cojinetes simples, donde se soporta un perfil estructural liviano para anclar configuraciones monomotor o bimotores según el caso de estudio. Para el sistema electrónico se utilizó un conjunto embebido conformado por un sistema microcontrolado, sensores para el alabeo, cabeceo, guiñada (Unidad de Medición Inercial, en le ingles Inertial Measurement Unit - IMU) y un rack de alimentación de energía (baterías). Paralelo se realizó un algoritmo de control a través de un software asistido por computador, para luego realizar simulaciones y finalmente se transfirió el código a la plataforma de control. En la investigación se logró como resultado interpretar y entender el funcionamiento de los sistemas auto pilotados para generar nuevos diseños y sistemas de control con mayor estabilidad y maniobrabilidad.

METODOLOGÍA

Para la conceptualización, diseño y construcción del sistema de control se realizó con los siguientes criterios:

-Desarrollo Matemático:

En el desarrollo matemático del sistema de modelado físico se planteó la solución mediante la variación angular de una barra basculante, donde se utilizó:

- Teorema de Steiner
- Momento de inercia
- Transformada de Laplace

-**Función de transferencia:** Sabiendo que las constantes de la función de transferencia tienen como magnitud, según la Ecuación 1.

$$\mathcal{D}(s)/Fm(s)=1.523s^2+0.6092s+1 \quad EC. 1$$

$$L=0.236 \text{ m} \quad Wm=0.656 \text{ N}$$

$$I=0.155 \text{ N/m} \quad \beta=0.2$$

Haciendo uso del software Matlab® podríamos obtener la función de transferencia en Z a lazo cerrado según la Ecuación 2.

$$0.0003034z+0.0003021z^2-1.987z+0.9879 \quad EC. 2 -$$

Diseño electrónico y algoritmo de adquisición Para el diseño electrónico se utilizó:

- Módulo ESP-12E
- IMU MPU6050

RESULTADOS

En la Figura 1. se muestra el resultado del sistema de control constituidos por:

- Un sistema mecánicamente balanceado
- Un módulo a través de la plataforma Arduino



Figura 1. Celda para recubrimientos Electrolyticos.

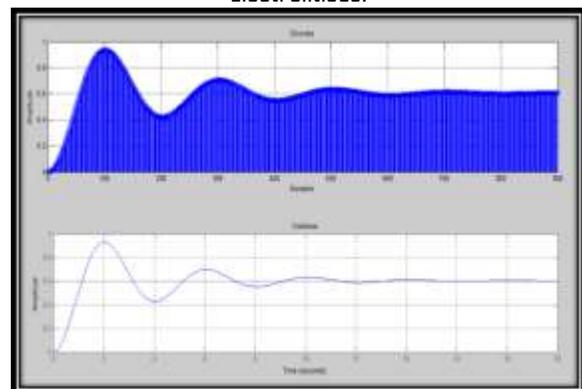


Figura 2. Respuesta del sistema de control

Como respuesta del sistema de control se obtuvo a través de la herramienta de compilación computacional en el software Matlab, donde se resuelve la transformada z, la gráfica de estabilización en los cambios de ángulo de la IMU.

CONCLUSIONES

Los sistemas de control son escalables a cualquier configuración de aeronaves de despegue vertical e incluso de vuelo horizontal, es decir aeronaves tipo VTOL.

El modelado matemático es un aspecto básico en el análisis y la comprensión de los sistemas de control ejemplo de ello es la función de transferencia que tiene cualquier sistema de control.

REFERENCIAS

- [1] T. N. Y. Times, «VTOL Crash Kills Pilot,» 11 06 1964.
- [2] X Company, «X Company,» [En línea]. Available: <https://x.company/wing/>. [Último acceso: 13 2018].
- [3] M. Kückelhaus, «DHL,» [En línea]. Available: http://www.dhl.com/content/dam/downloads/g0/about_us/logistics_insights/dhl_trend_report_uav.pdf. [Último acceso: 01 02 2018].
- [4] C. Sanchez, «Radiografía de un dron: cerebro automático, sensores y una relación telepática con el piloto,» 033 12 2014.

Estado del arte para un prototipo UAV basado en el efecto "Coanda"

J C Morales Jiménez, M Garnica Oliveros, C Gómez Gonzales.

engineers_mec@outlook.com

INTRODUCCIÓN.

Actualmente los vehículos aéreos no tripulados son muy populares debido a sus ventajas innegables, como los tamaños pequeños y mayor seguridad. Tienen una variedad de aplicaciones en las telecomunicaciones, la navegación, las investigaciones meteorológicas y geológicas, la búsqueda y el rescate. Entre todos los tipos de vehículos aéreos no tripulados los VTOL tienen una importancia especial debido a la capacidad de flotar, despegar y aterrizar verticalmente.

La mayoría de los vehículos aéreos no tripulados (UAV) emplean un diseño de ala fija como la de un avión tradicional. Pero estos diseños ofrecen maniobrabilidad limitada, requieren de una pista para despegar y aterrizar y no pueden flotar. Los UAV verticales para despegue y aterrizaje (VTOL) evitan estos problemas, generalmente emplean rotores como un helicóptero.

METODOLOGÍA

Empezamos por la recolección de datos de los UAV's existentes a nivel global, que cumplan con los requerimientos. Se realizará un nuevo diseño el cual debe ser sometido a pruebas empíricas del mismo ya que la información existente sobre el tema de UAV's que operan bajo el principio de efecto Coanda es reducida.

Se proponen 3 diseños diferentes de UAV's, los cuales se someterán a estudios de CAD-CAE y optimizar su aerodinámica y rendimiento. Después de haber elaborado todas las simulaciones se diseñará conceptualmente un prototipo único.

RESULTADOS

Después del proceso de investigación, obtendremos datos de entrada para realizar los diseños de acuerdo a la misión de cada UAV. Una referencia para realizar el diseño de este tipo de aeronaves no tripuladas en la

cual se trabaja es tomada del prototipo GFS-UAV N-10A que se ilustra en la siguiente imagen.



CONCLUSIONES

El efecto coanda amplifica e incluso multiplica las fuerzas de sustentación debido al aumento del volumen del aire aspirado; el volumen neto de la carga útil aumenta. Los UAV's de efecto coanda son más estables durante el vuelo, despegue vertical y aterrizaje en comparación con UAV's de ala fija, eliminan el riesgo para la vida del piloto, ofrece la posibilidad de trabajar en espacios cerrados como laberintos, grandes oleoductos y aéreas forestales. Los UAV son mucho más pequeños que un vehículo tripulado lo cual conlleva a costos reducidos para producción y mantenimiento.

REFERENCIAS

- 1- D.V. Crivoi, *preliminary Ideas on Designing an Unmanned Aerial Vehicle Based on Coanda Effect*, p. 573, (2014)
- 2- T. Panitz, D.T. Wasan, *Departament of Chemical Engineering Illinias Institute of Technology*, p.51, Chicago Illinois.
- 3- F. Nedelcut, G. Balan, B. Ciobanu, I Florescu, *specifications for an UAV for scientific research in the field of monitoring environmental parameters*, Frankfurt/Main Germany (2009).
- 4- E. Feron, *Aerial Robotics, Field an Service Robotics*, p. 1009-1029, siciliano, khatib (2008).
- 5- R.J. Collins, *a new airspace plataform for uavs*, p. 18, Bristol (2002).

Simulación del Efecto Tierra como Perturbación en el Vuelo de un Cuadrirrotor

D. Saucedo-González^{1*}, E.G. Rojo-Rodríguez², D. García².

¹Instituto Politécnico Nacional, Silao, Guanajuato, México.

²Universidad Autónoma de Nuevo León- FIME -Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería en Aeronáutica,
sucedo.dell@gmail.com

INTRODUCCIÓN

En el presente documento se presenta un estudio del *efecto tierra* sobre el cuerpo de un vehículo del tipo cuadrirrotor. Utilizando simulaciones de *dinámica de fluidos computacional* (CFD) se analiza dicho efecto sobre la sustentación de la aeronave, así como en la alteración de sus ángulos de orientación.

METODOLOGÍA

Utilizando distintas herramientas y software, se realiza ingeniería inversa para obtener el modelo CAD del cuerpo y hélices de un cuadrirrotor A.R. Drone. Con los modelos CAD, y los datos de vuelo de la aeronave, se realiza una simulación de CFD y se obtienen los resultados de creación de vórtices, líneas de flujo, y empuje generado sobre el cuerpo del vehículo, debido al flujo de retroceso.

Además, para comparar comportamiento de los datos obtenidos en la simulación, se realizan pruebas en tiempo real, capturando los movimientos y oscilaciones del vehículo, para de esta manera realizar un estudio más profundo del comportamiento de este efecto y proponer posibles soluciones [1-2].

RESULTADOS

Las simulaciones de CFD arrojaron que, para una aeronave de las características presentadas, a partir de distancias menores a los 500 mm con respecto al suelo, el *efecto tierra* tiene una gran aportación en la sustentación general de la aeronave, sin embargo, su naturaleza fluctuante y oscilatoria no permite tener un correcto vuelo estacionario.

En la Fig. 1 se muestran las líneas de flujo predichas por la simulación, donde claramente se observan los vórtices generados, lo que imprime movimientos y oscilaciones no deseadas en la aeronave. Con

estudios similares más profundos y específicos, es posible caracterizar más precisamente estos efectos y proponer un controlador para compensar dichas fluctuaciones.

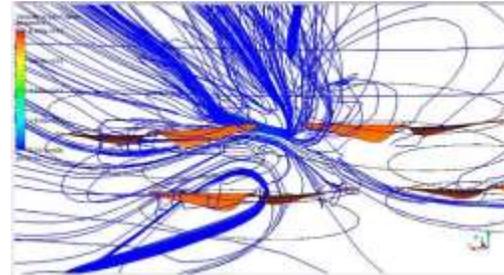


Fig. 1. Líneas de flujo y vórtices.

CONCLUSIONES

Con la caracterización del efecto tierra es posible tener un marco general del cómo se ve afectada la aeronave en vuelos de baja altitud.

Cabe aclarar que, dada la aleatoriedad del flujo obtenida en las simulaciones, resulta necesario el acotamiento de los efectos de la perturbación sobre la aeronave, para que, en base a esta metodología, y a estudios más profundos de caracterización, se presente la posibilidad de realizar compensaciones y aprovechar las ventajas de tal fenómeno, sin experimentar las dificultades que presenta.

REFERENCIAS

- [1] C. Powers, D. Mellinger, A. Kushleyev, B. Kothmann, V. Kumar, *Influence of Aerodynamics and Proximity Effects in Quadrotor Flight*, Experimental Robotics, pp. 289-302, Vol. 88, 2013.
- [2] P. Sanchez-Cuevas, G. Heredia, A. Ollero, *Characterization of the Aerodynamic Ground Effect and Its Influence in Multirotor Control*, International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2017, 2017.

Methodology for the selection of an airfoil to carry out a morphing change

M., Castillo-Morales¹, M., Carrizales^{2*}, D.F., LedezmaRamírez, P., López-Cruz.

¹ Universidad Autónoma de Nuevo León, México.

² Cranfield University, United Kingdom.

martin.castillomr@uanl.edu.mx

INTRODUCTION

The morphology applied to aircraft is not a new subject in aeronautics, with the introduction of the first airplane the first morphing mechanism acting in aircraft were introduced, but in recent times it has been retaken by the development of new materials, sensors, microelectronics and support systems [1]. In 2011 two reviews on the stage of morphing system were presented by Barbarino et al. [2] and the second by Gomez and Garcia [3], each one gives their classification of the currently developed morphing systems in 3 major categories:

- Planform
- Out-of-plane
- Airfoil.

In this work, the morphing change to be performed is the one that allows changing from one airfoil to another one, in order to reduce the operational speed.

METHODOLOGY

The process of selecting the target airfoil is divided into 3 selection processes:

- Lift coefficient analysis
- Geometric change analysis
- Drag coefficient analysis

The process is done with 81 airfoils which their optimal operation is at low Reynolds number.

RESULTADOS

As for the lift coefficient analysis, 27 airfoils fulfilled the requirements set in this section. For the geometric change analysis just 12 airfoils met the condition of not involve complex changes in the trailing edge. Now looking into the drag coefficient, 6

airfoils met the condition set and because of this the airfoil selected was the one that has the less geometrical change (GOE 449). By selecting this airfoil it is possible to observe that most of the geometric changes are performed in the upper surface, so a new airfoil called "FUSION" was created by combining the upper section of the GOE 449 and maintaining the lower section of base airfoil. The results of aerodynamic characteristics are presented in Table 1

Table 1. Comparison between base airfoil, GOE 449 and FUSION.

Elemento	Base	GOE 449	FUSION
CL	100%	111.04%	111.36%
CD	100%	100.08%	100.17%
V	100%	92.24%	92.04%

CONCLUSIONS

Throughout this work, an evaluation of airfoils was performed looking for the possibility to increase the aerodynamic property with the aid of the use of morphology systems. In this study was possible to reduce the operational speed by almost 8% while maintaining the required lift force, barely increasing the drag force and carrying out the morphing change on the upper camber.

REFERENCE

- [1] J. Valasek, *Morphing Aerospace Structures*, p. 295, John Wiley & Sons, West Sussex, (2012).
- [2] S. Barbarino, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, **22**, 823, (2011).
- [3] J. Gomez, *Smart Materials and Structures*, **20**, 1, (2011).

Modificación superficial de fibras de carbono mediante crecimiento in-situ de TiO_2 para el desarrollo de materiales estructurales aeronáuticos

W. Caceres¹, J.J. Ku-Herrera^{2*}, G. Morales¹, G. SoriaArguello²,
R.M. Jimenez-Barrera², F. Soriano-Corral¹.

¹ Centro de Investigación en Química Aplicada.

² CONACYT-Centro de Investigación en Química Aplicada,
jesus.ku@ciqa.edu.mx

1. INTRODUCCIÓN.

Las fibras de carbono (FC) se utilizan principalmente como refuerzos en materiales compuestos debido a sus propiedades mecánicas sobresalientes, rendimiento a alta temperatura e inercia química. Cuando las FC son usadas sin tratamiento superficial, producen compuestos con una adhesión débil y una unión pobre entre FC y la matriz. Existen tratamientos que aumentan el área superficial y crean grupos funcionales polares en la superficie, entre ellos el tratamiento por plasma, el cual mejora la adhesión sin afectar las propiedades mecánicas y, además, promueve mecanismos de adhesión que pueden ser aprovechados para la nucleación y posterior crecimiento de compuestos sobre la superficie, los cuales podrían incorporar funciones adicionales al material [1]. En este estudio, se llevó a cabo la modificación superficial de fibras de carbono mediante plasma de aire para mejorar la nucleación superficial de dióxido de titanio, sintetizado en dos etapas (sembrado y crecimiento) mediante síntesis asistida por microondas.

METODOLOGÍA

Las FC fueron lavadas mediante un sistema de extracción Soxhlet y posteriormente tratadas por plasma de aire. Se procedió a realizar el sembrado y crecimiento de TiO_2 mediante síntesis asistida por microondas. La morfología de las fibras modificadas se caracterizó por SEM.

RESULTADOS

Se establecieron las condiciones para el sembrado y el crecimiento de TiO_2 en la superficie de fibras de

carbono utilizando síntesis asistida por microondas. Las nanopartículas de TiO_2 crecieron de manera homogénea sobre la superficie de las fibras de carbono (Fig. 1)

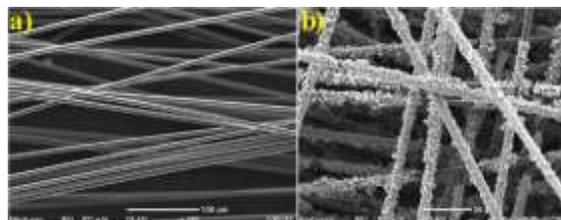


Figura 1. Micrografía SEM de fibras de carbono. a) FC prístinas, b) Fibras de carbono con TiO_2 en la superficie.

CONCLUSIONES

Se sintetizó exitosamente TiO_2 vía microondas en la superficie de fibras de carbono, las cuales fueron tratadas previamente con plasma de aire. Las fibras recubiertas con TiO_2 tienen uso potencial en compuestos fibrorreforzados estructurales con propiedades multifuncionales.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen el apoyo brindado por el CONACYT a través del proyecto de Ciencia Básica No. 288682 del Dr. Ku-Herrera y al proyecto No. 293371 de consolidación del "Laboratorio Nacional de Materiales Gráficos".

REFERENCIAS

[1] S. Tiwari, J Bijwe, *Procedia Technol.* **14**, 505 (2014).

Efecto de la incorporación de fibras de aramida cortas en la morfología de espumas de PEBD/EVA

A. C. Amparán-Estrada¹, F. Soriano-Corral¹, G. Soria -Argüello²,

E. Hernández-Hernández, J. J. Ku-Herrera^{2*}

¹Centro de Investigación en Química Aplicada.

²CONACYT-Centro de Investigación en Química Aplicada,

jesus.ku@ciqa.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Los materiales poliméricos celulares (espumas poliméricas) son elegidos para atenuar el daño por impacto [1]. Debido a que las propiedades estructurales de las espumas dependen de las características morfológicas tales como la densidad celular y tamaño de celda, es necesario estudiar el efecto de la incorporación de diferentes tipos de cargas, en este caso fibra de aramida corta, los cuales en conjunto ofrecen usos potenciales en aplicaciones que demanden absorción de energía de impacto. En este estudio se llevó a cabo la incorporación de fibras de aramida corta en espumas de Polietileno de Baja Densidad (PEBD) y Etilen Vinil Acetato (EVA) y se analizaron los cambios en su morfología.

METODOLOGÍA

Se prepararon espumas a partir de una mezcla de PEBD/EVA en relación 50:50 en peso, y fibras de aramida cortas (FA) con un contenido al 1% p/p las cuales fueron previamente lavadas. La mezcla de las FA en la matriz PEBD/EVA se llevó a cabo en un mezclador interno. Se obtuvieron placas de FA/PEBD/EVA por moldeo por compresión. Las espumas fueron obtenidas en un reómetro oscilatorio operado a 185 °C por 6 min. La caracterización morfológica se realizó a través de microscopía electrónica de barrido (SEM).

RESULTADOS

En la Fig. 1 se muestran imágenes micrográficas de las muestras con y sin FA. Los resultados revelan que la incorporación de FA en mezclas de PEBD/EVA da como resultado menor densidad celular y mayor tamaño de celda promedio (Tabla 1).

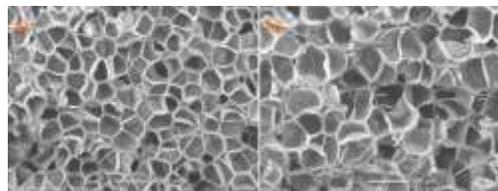


Figura 1. Micrografía de SEM de espumas PEBD/EVA. a) Sin fibras y b) 1%FA p/p.

Tabla 1. Propiedades de los materiales celulares

	Tiempo (min)	Tamaño de celda promedio(mm)	Densidad Celular (celdas/cm ³)
Sin FA	6	0.2588	512075
1% FA	6	0.3814	162105

CONCLUSIONES

Se encontró que la presencia de las FA en la matriz celular produce un aumento en el tamaño de la celda y una reducción en la densidad celular. Los materiales desarrollados en este trabajo tienen uso potencial como núcleos en estructuras tipo sándwich con alto desempeño estructural y ligereza.

AGRADECIMIENTOS

Se agradece apoyo económico del proyecto de Ciencia Básica No. 288682 a cargo del Dr. KuHerrera y al Laboratorio Nacional en Innovación y Desarrollo de Materiales Ligeros para la Industria Automotriz (LANIAUTO), a través del CONACYT Proyecto No. 294030.

REFERENCIAS

[1] M. Avalle, G. Belingardi, R. Montanini. *International Journal of Impact Engineering*. Vol. 25 (2001) pp. 455-472.

Metodología para el cálculo de la polar de una aeronave en vuelo subsónico.

A. Villegas Roa, M. en C. L. A. Jiménez Ponce,
 A. Zamora Rodríguez, P. C. Zamorano González.
 Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec.
 lajimenezp@tese.com.mx

INTRODUCCIÓN

Debido a la necesidad de mejorar y simplificar el proceso de aprendizaje, desarrollo y análisis del cálculo de polares de aeronaves completas y sus fuerzas, coeficientes aerodinámicos, efectos y dispositivos, se propone la implementación de esta metodología real y de acceso para estudiantes de licenciatura en ingeniería aeronáutica. Dicho cálculo es importante ya que es la mejor aproximación teórica como precedente en los rendimientos aerodinámicos que reflejan el comportamiento y la capacidad ofrecida por una aeronave con una dimensión y geometría establecida, además de determinar el diseño y misión, y si este cumple con su propósito.

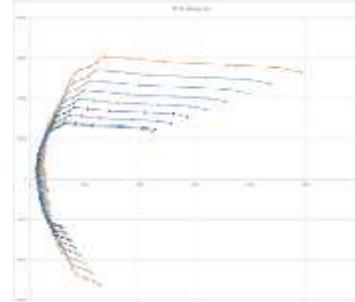
METODOLOGÍA

Para esta metodología se estableció el perfil de misión, conociendo las geometrías de referencia necesarias de la aeronave. Se propusieron perfiles aerodinámicos; tanto para el perfil de punta y el perfil de raíz del ala, aproximando el ángulo de cuerda de raíz y la cuerda de punta para poder obtener un torcimiento aerodinámico y geométrico del ala. Una vez obtenidos, se seccionó el ala para poder encontrar por sección (o aproximar) el C_l y el C_d para una configuración limpia, pudiendo calcular el levantamiento, el arrastre y generando las gráficas de la polar.

RESULTADOS

Durante el desarrollo del trabajo, se logró determinar el cálculo de las diferentes configuraciones de velocidades, utilizando un perfil aerodinámico para la cuerda de raíz NACA 2412 y para la cuerda de punta NACA 0012. El proceso

implementado del cálculo de la polar, arrojó una reducción de carga en la organización y cálculo en los pasos, mostrando curvas de proximidades reales del rendimiento de una aeronave, comprobando su efectividad.



CONCLUSIONES

Una vez terminada la aplicación de la metodología creada, se encontraron y analizaron los puntos clave, fundamentalmente con el fin de fortalecer los niveles de desempeño y utilización de esta dentro de la aeronáutica nacional e internacional. Al ser una metodología sencilla, para ver su uso inmediato se seleccionó una aeronave con información disponible en varios niveles, pero la metodología también es aplicable a aeronaves de perfiles diversos con ciertas consideraciones.

REFERENCIAS

- [1] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A conceptual approach*, p. 303, AIAA Educational Series, reston, virginia, (2006).
- [2] W. McCormick Barnes, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, p. 61, John Wiley & Sons, Inc. United States of America, (1995).
- [3] Cessna A Textron Company, 172S Skyhawk Information Manual.

Estudio de utilización de Métodos de Parametrización de Perfiles aerodinámicos para disminuir el número de variables de control

R. Y. Pérez Rodríguez, R. Y. Pérez Rodríguez, J. Piceno Molina,

A. Gómez Munive, L. A. Jiménez Ponce.

Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec.

lajimenezp@tese.edu.mx

INTRODUCCIÓN

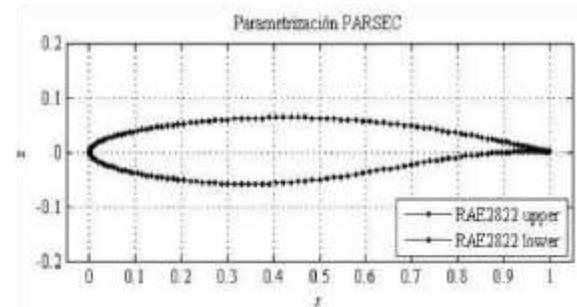
La correcta representación de figuras geométricas para la construcción de perfiles aerodinámicos es de suma importancia para conocer las características de estos. La representación más fiel estará en función de la herramienta matemática geométrica. Una distribución de puntos con coordenadas es la forma más sencilla, pero requiere de un número de variables de control alto, más de 200 [1][2], para tener una representación suave. Cuando la herramienta matemática es más compleja se puede tener un menor número de variables (30 a 20), y cuando se utiliza un método de parametrización específicamente diseñado para perfiles pueden ser entre 8 y 12, controlando efectivamente la geometría de todo el perfil y facilitando su uso para procesos de optimización y diseño. El presente trabajo presenta el desarrollo de dos métodos de parametrización: PARSEC y CST.

METODOLOGÍA

Se estudiaron los siguientes métodos de parametrización: Distribución de puntos, Función de Hicks-Henne, Curvas de Bézier, Transformada de Joukowski, PARSEC [3],[4] y CST [5]. Se desarrollaron matemáticamente PARSEC y CST y con ellos se utilizó una metodología de ajuste de perfiles ya conocidos, se analizó la precisión de estas parametrizaciones de perfiles con respecto las referencias de estas geometrías. Se realizó un análisis del número de variables usadas y la precisión obtenida. Demostrando que con un número de variables reducido y la herramienta matemática de la parametrización, se puede tener geometrías de curvas con la suficiente calidad para realizar trabajos de diseño y optimización de superficies aerodinámicas.

RESULTADOS

Durante el desarrollo del trabajo se logró controlar efectivamente la geometría de perfiles aerodinámicos conocidos como el RAE2822, NACA4412, NACA0006, NACA64A206, con los métodos de PARSEC y CST, logrando representarlos con un alto grado de fidelidad geométrica comprobable por medio de un procedimiento propuesto de error. Figura 1.1 Representación de Perfil RAE2822 con PARSEC



CONCLUSIONES

La metodología presentada demuestra ser efectiva, sencilla y robusta, se lograron controlar geometrías de perfiles complejos con pocas variables de control (entre 8 y 12) conservando sus características y suavidad geométrica, con una complejidad matemática media que permite que el trabajo sea replicado fácilmente.

REFERENCIAS

- [1] L. A. Jimenez Ponce & A. Arias Montaña, Tesis de *Parametrización Geométrica y Optimización Aerodinámica de Alas en Flujo Transónico*
- [2] L. A. Jimenez Ponce & A. Arias Montaña, Artículo de Congreso *Parametrización Geométrica y Optimización Aerodinámica de Alas en Flujo Transónico*
- [3] A. Arias Montaña, C. A. Coello Coello & E. Menzura Montes, *Evolutionary algorithms applied to multi-*

objective aerodynamic shape optimization, p. 211-240, Springer, Berlin Heidelberg, (2011).

[4] H. Sobieczky, *Knowledge Based Aerodynamic Optimization*, DLR German Aerospace Center, Tokyo, (2006).

[5] B. M. Kulfan & B. J. E., *Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes*, (2006).

Additive manufacturing by laser cladding technique with aluminum 5083 powder for aerospace sector components

E. Ramos Fernández^{1,2}, L. K. Smith¹, J. M. Alvarado Drozco¹, J.R. Ibarra Medina¹.

¹Center for Engineering and Industrial Development (CIDESI),

Surface engineering and additive manufacturing,

²Universidad Juárez del Estado de Durango (UJED)

edith_ramos11@hotmail.com

INTRODUCTION

The Mexican Aerospace Agency aspire to develop human skills, scientific and technological competences that allow the design and manufacture of aerospace components. The qualification of the Al5083 alloy to aerospace standards, combined with appropriate design criteria, has enabled an increasing number and variety of aerospace components to be superformed from this non-heat treatable medium strength alloy[1]. In this project, the application of additive manufacturing was evaluated using the Laser Cladding technique for the manufacture of Al5083 components for the aerospace sector. The laser cladding technique can produce a better coating with minimal diffusion, minimal distortion and superior surface quality [2]. The characterization of the raw material was carried out, the process parameters were optimized, and the properties of the material were evaluated through metallographic analysis. Optimal results were obtained regarding the porosity control, zero cracks, and good geometry in the deposits. These trends are guides for further development of this process and other avenues will be explored.

METHODOLOGY

The equipment used for the Additive Manufacturing by Laser cladding technique was:

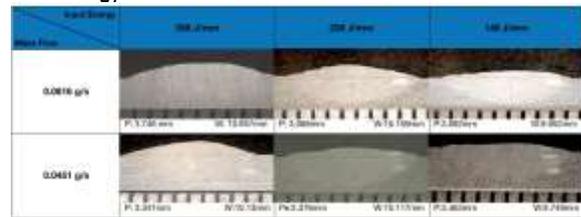
Laser Trumpf 4KW, Coaxial nozzle Trumpf, and an ABB Robotic Arm. The powder deposits of Al5083 were made on Al5083 substrate varying the input energy and the mass flow to study its effect on the characteristics of the deposit.

RESULTS

The optimum results were obtained by modifying the input Energy and Mass Flow parameters. It was observed that the lower the input energy and the lower

the mass flow, the lower the penetration and the lower the width of the bead, the combination of low levels of Input Energy and Mass Flow, demonstrate the greater control of the geometry of the sample, the porosity and the cracks within the sample. As can be seen in table 1.

Table 1. Layer deposit parameters of Al5083, Input energy and Mass flow. Penetration and width.



CONCLUSIONS

1. It has been achieved to deposit Al5083 on Al5083 substrate for the first time.
2. To obtain the desired optimal results, it can be concluded that it is necessary to have a low mass flow in combination with a low input energy.
3. The geometry, porosity and cracks within the Al5083 powder deposits were controlled with the previously described parameters.

REFERENCES

- [1] Barnes, A. J. , Raman, H. , Lowerson, A. & Edwards, D. *Recent Application of Superformed 5083 Aluminum Alloy in the Aerospace Industry. Materials Science Forum*, Vol. **735**, pp 361-371 (2013).
- [2] Toyserkani E. , Corbin S., and Khajepour A. *Iron aluminide coating of mild steel using laser assisted powder deposition*. International Symposium on Processing and Fabrication of *Advanced Materials Processing XI. ASM International*, pp. 244– 257, (2002).

Remplazo de un soporte metálico por un FML (Fiber Metal Laminate) en el ventilador de un CFM56

E.E. Quiroz Hinojosa, O.A. Jiménez Arévalo.

¹Universidad Aeronáutica en Querétaro,
e_quiroz_h@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

La tendencia de la industria aeronáutica en la actualidad ha buscado mejorar los diseños, disminuir el peso de los componentes y proveer una mayor eficiencia de los sistemas. Se busca reemplazar los materiales metálicos convencionales por materiales compuestos ya que estos pueden ser diseñados específicamente para cada aplicación y traen consigo una reducción de peso significativa mientras cumplen con los requerimientos de la aviación.

La reducción de peso que los materiales compuestos ofrecen con respecto a los materiales tradicionales son una de las principales ventajas que les ha permitido entrar en la industria aeronáutica y que ha permitido su desarrollo.

El presente trabajo propone un material compuesto FML que reemplaza un material metálico en el ventilador del CFM56 que reduce el peso y mejora sus propiedades mecánicas.

Un material FML es un tipo de material compuesto que incluye fibras, matriz y un material metálico generalmente en forma de sándwich.

METODOLOGÍA

Se seleccionó soporte metálico que sostiene el tanque de lubricante del motor CFM56. El soporte seleccionado se modeló por medio de elementos finitos y se extrajeron las cargas máximas que podía soportar en cada dirección permitiendo detectar la dirección de carga que más esfuerzo genera en la pieza. Sobre estas direcciones se propuso un material FML de matriz epóxica con fibra de carbono y láminas de aluminio que pueda soportar la temperatura de operación y las cargas requeridas.

Usando la teoría de laminados propuesta por Barbero [1], se obtuvieron las propiedades mecánicas del material compuesto enfocándose en el módulo de elasticidad y peso del material propuesto. Estas

propiedades se alimentaron un modelo de elemento finito para obtener las deformaciones y esfuerzos en las direcciones de carga requeridas en las direcciones estudiadas previamente, comparando los resultados con aquellos calculados para la pieza metálica, determinando el nivel de mejora en el comportamiento mecánico.

RESULTADOS

Se obtuvieron los módulos de elasticidad equivalentes para el material propuesto que comparados con el material original presentan una mayor capacidad, así como una disminución en el peso del material propuesto (Tabla 1). En simulaciones preliminares se presenta una mejora en el desempeño de la pieza

Tabla 1. Módulos de elasticidad calculados del material propuesto vs el metálico

Propiedad	Actual	FML
Módulo de elasticidad [Gpa]	68.9 (isotrópico)	72.44 (Cuasi isotrópico)
Peso calculado [g]	141.6	137.2

CONCLUSIONES

Se puede desarrollar un material que mejore las características de un material metálico original, reduciendo el peso y mejorando el comportamiento del soporte. Se realizarán pruebas experimentales para validar el comportamiento real del material y sus propiedades planteadas a fin de optimizar el diseño de acuerdo con los resultados obtenidos.

REFERENCIAS

[1] Ever J. Barbero, *Introduction to composite materials design*, 176, CRC Press, Boca Raton, FL (2011).

Cold Gas Spray technique for gas turbine engine components repairing

John Henao¹, Carlos Poblano¹, Jorge Corona¹, Astrid Giraldo², Juan Muñoz²

¹ CONACyT-CIATEQ A.C.,

² CONACyT-Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del IPN, CINVESTAV-Unidad Querétaro,
john.henao@ciateq.mx

INTRODUCTION.

Turbine engines are employed as power source for aircrafts, for driving air compressors, hydraulic pumps, and as stationary power supplies such as backup electrical generators. Different turbine components such as blades are critical components in any turbine engine. During its operation, the components are subjected to extreme heat conditions and stress loadings [1]. The extreme heat and stresses can result in unacceptably high rates of degradation on the turbine components due to erosion, oxidation, corrosion, thermal fatigue cracks and foreign object damage. Such conditions result in many cases in the need for repairing and/or replacement of the components, and usually represents a significant operating expense and time out of service [2].

Conventional methods of repairing have had limited success for turbine engine components. For instance, repairing the turbine blade with conventional welding techniques subjects the turbine blade to high temperatures and promotes hot cracking in the welding area [3]. In the present work, a nonconventional repairing process known as Cold Gas Spraying Process, which is part of the family of the thermal spraying processes, is introduced for first time in the Mexican market for repairing turbine engine components. The cold spray process can apply a powder material to the worn surface of the turbine engine components to restore both geometry and dimension and to repair other defects in these components [4, 5].

METHODOLOGY

In the present work, a high pressure cold spray system (Impact 5/8, Impact Innovations, Germany) at particle deformation and without loss of reasonable deposition efficiency. The present work demonstrates the feasibility of employing the cold gas spraying the facilities of the National Laboratory of Thermal Spray (GENAPROT) at CINVESTAV Queretaro, Mexico, was employed for repairing gas turbine components. In a

first approach, Ni-base powders were cold sprayed onto flat Inconel substrates to find out the optimal spraying conditions. Then, the microstructure and porosity level of the deposits were studied to evaluate feasibility of the coatings for repairing. Further changes in the spraying conditions were proposed to reduce porosity levels. The studies were also performed varying the angle of deposition to determine effects on the microstructure of the coatings and feasibility to make deposits in complex sites for repairing. Based on the experimental results obtained on flat substrates, real gas turbine components were consequently repaired using the cold spray technique.

RESULTS

Impact of the Ni-base particles on the Inconel substrate at angles of 90°, 75°, 60° and 45° was experimentally characterized. The results showed a variation in the deposition efficiency of the deposits. In general, the best angles for deposition are those at 90°. The characterization results also revealed that the gas pressure and spraying distance are parameters that can play an important role in the density of the deposits. The Robot velocity is a crucial factor when repairing is performed since the scanning of the gun can differ significantly to that employed for the deposition of coatings.

CONCLUSIONS

The existence of an optimal spray angle range is a fact, in which the bonding strength may be promoted under the combination of the positive effect of process for repairing turbine engine components in the aeronautical industry.

REFERENCES

[1] Pollock, T. M., & Tin, S. Nickel-based superalloys for advanced turbine engines: chemistry, microstructure and properties. *Journal of propulsion and power*, 22(2), 361-374. (2006).

- [2] Dewangan, R., Patel, J., Dubey, J., Sen, P. K., & Bohidar, S. K. Gas turbines blades-a critical review of failure on first and second stages. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 4(1), 216. (2015).
- [3] Henderson, M. B., Arrell, D., Larsson, R., Heobel, M., & Marchant, G. Nickel based superalloy welding practices for industrial gas turbine applications. *Science and Technology of Welding and Joining*, 9(1), 13-21. (2004).
- [4] Cavaliere, P., & Silvello, A. Crack repair in aerospace aluminum alloy panels by cold spray. *Journal of Thermal Spray Technology*, 26(4), 661-670. (2017).
- [5] Astarita, A., Coticelli, F., & Prisco, U. Repairing of an Engine Block Through the Cold Gas Dynamic Spray Technology. *Materials Research*, 19(6), 1226-1231. (2016).

CAE-Ek Chuah

Guerrero Alcocer, Contreras Guzmán.

¹Tecnologico de Estudios Superiores de Ecatepec.

iqm.jccg.2013@gmail.com.mx

INTRODUCCIÓN

El diseño de los aeropuertos está compuesto por una serie de normativas, planos estructurales y conocimiento de las condiciones atmosféricas que se pueden tener en dicha zona geográfica. En este sentido, las corrientes de aire que existen tienen que cumplir ciertas características que promuevan el adecuado desempeño de las aeronaves.

El presente proyecto busca estudiar el comportamiento del campo vectorial de velocidades presentes en un aeropuerto en las cabeceras de la pista ya que en esta sección podemos encontrar corrientes de aire generados por la atmosfera y por los gases de los motores de los aviones.

METODOLOGÍA

El presente proyecto se divide en 3 etapas:

- 1) Realizar un análisis experimental del campo de velocidades en la cabecera de la pista en un aeropuerto.
- 2) Realizar un análisis experimental del campo de presiones en un aeropuerto.
- 3) Determinar cuáles son las zonas de alta velocidad y presiones para conocer las condiciones con las cuales se pueda calcular la energía cinética que se puede utilizar.

RESULTADOS

- 1) Se analizo el Anexo 14 (aeródromos) de la OACI, encontrando que los aeropuertos que tengan pistas con la tecnología para efectuar aterrizajes de precisión con ayuda de instrumentos tienen la posibilidad de incorporar edificaciones que no

comprometan la seguridad ni operaciones de las aeronaves.

- 2) Se encontró que en base a los datos recabados existen zonas de alta presión en las cabeceras de la pista mientras que las zonas de baja presión se encuentran en las periferias del aeropuerto.
- 3) Se realizó el cálculo de energía cinética del viento y se determinó que la energía es lo suficientemente grande como para aprovecharlas.

CONCLUSIONES

Esto permite considerar que las zonas hacia donde se dirigen los vientos pueden ser una excelente oportunidad para aprovechar la energía cinética de los gases incorporando un mecanismo que aproveche dicha energía. De acuerdo con la normativa se encontró que podemos disponer de la cabecera de la pista siempre y cuando se realice un estudio aeronáutico con la autoridad competente.

REFERENCIAS

- [1] Anexo 14 Diseño y Operaciones de aeródromos de la OACI, Volumen I (p.79-90).
- [2] L. Mott- A. Unter. *Mecánica de Fluidos séptima edición*, p. 207-211, PEARSON, México (2015).
- [3] M. White. *FLUID MECHANICS seventh edition*, p.229-267, MC Graw Hill, U.S New York (2011).
- [4] D. Anderson. *FUNDAMENTALS OF AERODINAMICS fifth edition*, p. 672-705, MC Graw Hill, U.S New York (2011).
- [5] Guesta Alvares. *Motores de Reacción TECNOLOGIA Y OPERACIÓN DE VUELO*, p. 314320, PARANINFO, España (1991).

Conceptual design of a micro jet turbine engine

Fernández Fraire, F.A.¹; Sanchez-Ramirez C.E.^{1*}; MartínezAlvarado, Luis^{1*};
Marquez-Gonzalez, E.N.^{1*}; Trejo-Valencia, K.E.^{1*}; Fernandez-Fraire,
F.A.^{1*}; Sanchez-Chavez, K.^{1*}

¹Universidad Autónoma de Chihuahua
csanchezr@uach.mx

INTRODUCTION

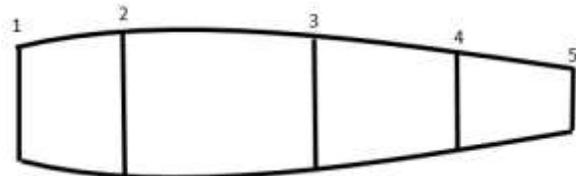
The Mexican aerospace industry is undergoing a transition from manufacturing to design and engineering industrial capacities. This means undergraduate aerospace engineering education in Mexico has to be robust to provide highly valuable technical skills such as computer aided design and simulation. This paper presents the conceptual design of a 70-N thrust micro gas turbine engine (MGT) using propane as fuel. The objective of the project is to design the complete engine by undergraduate students and professors from the Autonomous University of Chihuahua (UACH), and the support of Honeywell Aerospace Chihuahua engineering capabilities to build and test the engine. This paper presents the thermodynamic cycle analysis along with a preliminary 3D geometry for future detailed aerodynamic and structural analysis.

METHODOLOGY

Starting with a literature study of gas turbine engines and aerodynamics [1] [2] and the initial requirements of the MGT, an undergraduate aerospace student created a spreadsheet with the formulas to calculate the thermodynamic cycle. Such analysis provides temperature, pressure, and mass flow rate of each section of the engine (compressor, combustion chamber, turbine and nozzle). Also, it provides the initial data to input into a high-fidelity CAE solver to calculate initial geometric representation of the engine. Then CAD tools are employed for visualization of the initial engine geometry.

RESULTS

The theoretical thrust generated by the MGT thermodynamic analysis was 70.02 N, very close to the initial requirement. In addition, a Thrust Specific Fuel Consumption of 144 g/Nh was obtained.



	1	2	3	4	5
Pressure (Mpa)	101.3	278.2	278.2	135	101.3
Temperature (K)	293.1	418.1	760	653.9	611.1
Mass Flow (kg/s)	0.343		0.346		

Figure 1. Engine major parts and thermodynamic data.

CONCLUSION

This project will continue with the detailed design of each of the engine sections. The employment of CAD and CAE tools along with methodologies such as GD&T will provide the means to successfully design and test this small engine. All of these tasks will be performed by undergraduate students.

BIBLIOGRAPHY

- [1] J.D. Anderson, *Introduction to flight*, 134-280, Mc GRAW HILL, New York, NY, (2012).
[2] H Cohen and GFC Rogers, *Gas Turbine Theory*, 86-151, Longman Group Limited, United Kingdom, (1996).

Aero-structural optimization of a micro jet turbine centrifugal impeller

Fernández Fraire, F.A.¹, Sanchez-Ramirez G.E.^{1*}; FernándezFraire, F.A.^{1*}; Marquez-Gonzalez, E.N.^{1*}

¹Universidad Autónoma de Chihuahua

csanchezr@uach.mx

INTRODUCTION

The development of efficient aerospace systems requires the use of high-fidelity computational resources to obtain performance gains in all phases of operation. Computational Fluid Dynamics (CFD) and Finite Element Analysis (FEA) are tools that can be used to improve the performance of propulsion system components during the design stage. In this paper, a manual aero-structural optimization is performed on the geometry of a small gas turbine engine impeller to investigate potential gains in performance in terms of pressure ratio, isentropic efficiency, stress and strain with respect to the baseline model. This work is part of a project to design and build a small jet engine at the University of Chihuahua, Mexico for teaching purposes.

METHODOLOGY

The modelling and optimization were done using the software ANSYS 19™, with its component systems in turbomachinery (CFD) and static structural analysis (FEA). An initial baseline model was created in VISTA CCM™ using the results of the thermodynamic cycle and initial parameters obtained from calculations supported by a previous literature study [1] [2]. During the optimization process, the baseline geometry is parametrically modified and simulated simultaneously in CFD and FEA until an optimum geometry is found.

RESULTS

A total of 81 iterations were performed and analyzed to improve the impeller pressure ratio, isentropic efficiency, stress, and strain (deformation). It was found that iteration 29 improves the performance of

the impeller by the largest margins. Table 1 shows the improvements over the baseline model.

Table 1. Results of baseline and optimized impeller.

Performance metric	Baseline model	Optimized model
Stress (MPa)	466	443
Deformation (mm)	0.39	0.38
Isentropic Efficiency (%)	90.27	90.25
Pressure Ratio	2.49	2.50

CONCLUSION

In this investigation it is shown that it is possible to increase the aero-structural performance of a small turbine engine impeller by using state-of-the-art CFD and FEA tools and techniques. This optimization provided an improved geometry upon which to start designing in detail the next part which is the diffuser, so the complete compressor of the engine is finished. A future work on this impeller might be the incorporation of numerical optimization techniques using gradient-based or gradient-free optimizers to investigate further gains in performance. The design of propulsion systems is a multidisciplinary endeavor and requires solutions from diverse disciplines.

REFERENCES

- [1] J.D. Anderson, *Introduction to flight*, 134-280, Mc GRAW HILL, New York, NY, (2012).
- [2] H Cohen and GFC Rogers, *Gas Turbine Theory*, 86-151, Longman Group Limited, United Kingdom, (1996).

Modelo y análisis por FEM de la dinámica estructural en uniones adhesivas precargadas con daño progresivo

J.J. Villalobos Luna¹, P. Lopez Cruz^{1*}, D. F. Ledezma Ramírez^{1*}.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.
pedro.lopezcr@uanl.edu.mx; diego.ledezma@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Las uniones adhesivas son muy importantes en la industria aeronáutica [1] donde las principales empresas (Boeing, Airbus et al.), junto con centros de investigación, universidades y agencias aeronáuticas (FAA, EASA) realizan investigación aplicada teniendo como meta el año 2020 para contar con un proceso de certificación donde se puedan utilizar solo uniones adhesivas sin remaches en la fabricación de estructuras primarias en aeronaves [2]. En este trabajo se presentan avances en el desarrollo de un modelo basado en FEM de la respuesta estructural dinámica de las Uniones Estructurales Adhesivas Precargadas (Uniones EAP) con daño progresivo.

METODOLOGÍA

Fue utilizado el FEM por medio de ANSYS para modelar y analizar la respuesta de la dinámica de las uniones EAP con daño progresivo. El modelo geométrico se basa en el ASTM D1002-10 Standard Test Method for Apparent Shear Strength of SingleLap-Joint Adhesively Bonded Metal Specimens by Tension Loading (Metal-to-Metal) [3]. En la zona de traslape simple se modela un adhesivo 3M™ ScotchWeld™ Epoxy Adhesive EC-2216 B/A probado y certificado para aplicaciones aeroespaciales [4]. Realizando análisis modal y armónico se obtuvo la función de respuesta a la frecuencia (FRF) para condiciones de precarga y avances progresivos de "grietas".

RESULTADOS

En la figura 1.a. se muestra el modelo geométrico en FEM del espécimen de uniones EAP con precarga y en la figura 1.b se muestra la FRF de la condición prístina o "sin grieta" y con avance de "grieta" de 1.5 mm en el

adhesivo donde se puede observar el cambio en frecuencia del primero y segundo armónico.

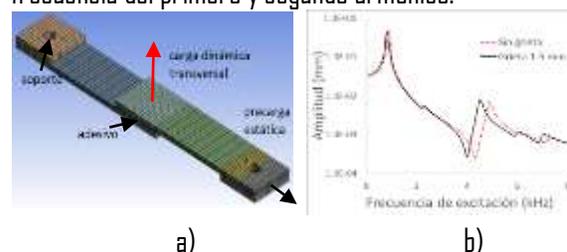


Figura 1. a) Modelo elemento finito; b) Relación del cambio en la frecuencia modal debido al avance progresivo de "grieta".

CONCLUSIONES

Los modos de vibración son sensibles al avance progresivo de la "grieta", debido a que estas se forman una discontinuidad en la geometría del modelo. Existe una relación no lineal entre el avance progresivo de la "grieta" y el cambio en la frecuencia modal para el rango modal analizado.

REFERENCIAS

- [1] R. R. Nagavally, «Composite Materials - History, Types, Fabrication Techniques, Advantages, and Applications,» International Journal of Mechanical And Production Engineering, 2017.
- [2] FAA Joint Advanced Materials and Structures Center of Excellence (JAMS), «FAA Joint Advanced Materials and Structures Center of Excellence (JAMS).» Available: www.jams-coe.org.
- [3] International, ASTM, D1002-10 Standard Test Method for Apparent Shear Strength of Single-LapJoint Adhesively Bonded Metal Specimens by Tension Loading (Metal-to-Metal), International, ASTM, 2010.
- [4] 3M, Technical Datasheet - 3M™ Scotch-Weld™ Epoxy Adhesive EC-2216 B/A, 2009.

Diseño y análisis de una estructura para un dron de reconocimiento de respuesta rápida

Cortes Tejada C. A., Cruz Cruz J., Huerta Chávez O. M., Garnica Castro G. J.

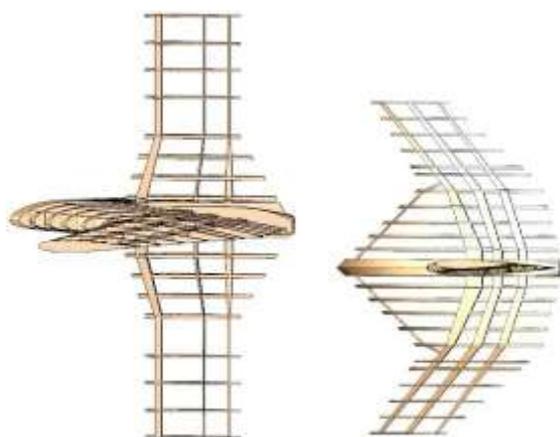
Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec.

csar-romantibao@hotmail.com

INTRODUCCIÓN.

En esta última década se han ido incorporando en muchos ámbitos de uso civil el uso de vehículos no tripulados. Las aplicaciones donde se emplean este tipo de vehículos son muy amplias: control de calidad del aire, control meteorológico, extinción de incendios, operaciones de rescate, cartográfica, etc. El presente proyecto tiene como objetivo la innovación en un diseño estructural para un vehículo aéreo no tripulado que tenga como características principales una aerodinámica en su estructura que disminuya principalmente la fuerza de arrastre y una estructura con la capacidad de soportar los esfuerzos que se presenten en vuelo [1].

El modelado estructural se propuso con la noción de cumplir con los siguientes puntos: las cargas a las que estará sometida, el peso de todos los elementos que la conforman, la eficiencia estructural, fácil manufactura y el arreglo estructural [2]. La principal razón por el cual el diseño estructural-aerodinámico debe cumplirse perfectamente es por el tipo de misión a desempeñar para brindar prestaciones apropiadas, factibles e inmediatas a los beneficiarios [3].



Img. Dos vistas del modelo estructural: (a) Lado izquierdo, vista inferior; (b) Lado derecho, vista frontal.

METODOLOGÍA

En el modelado del vehículo aéreo no tripulado fue diseñado para otorgarle la capacidad de moverse con rapidez y sin tantas limitaciones en el entorno donde se utiliza (aire). Para las mejoras se tuvo que profundizar en el conocimiento, comprensión, aplicación, análisis, comportamiento y síntesis de las teorías estructurales y aerodinámicas. Con todo lo anterior se logró proponer un arreglo estructural y un diseño aerodinámico que en conjunto es sustentable.

RESULTADOS

A partir de clases especializadas en aerodinámica y estructuras se obtuvo un diseño estructural óptimo, con el cual se logró mejoras en la estructura para poder soportar las cargas aerodinámicas que se presentan durante la dinámica del vehículo en vuelo, se hizo más ligero y se obtuvo una eficiencia aerodinámica apta para su uso.

CONCLUSIONES

La configuración estructural se le realizó un análisis analítico por métodos propuestos por Elmer Bruhn, los cuales se corroboraron con simulaciones numéricas y se obtuvieron datos favorables de la geometría estructural propuesta.

REFERENCIAS

- [1] Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, págs.33-76, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, (1992).
- [2] E. F. Bruhn, Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, p.71, Tri-State Offset Company, U.S.A., (1973).
- [3] John D. Anderson Jr, Fundamentals of Aerodynamics, págs.11-184, McGraw Hill, (2011).

Estado del arte para el análisis de la flexo-torción en aeronaves no tripuladas para vigilancia del terreno

E.I. Rivera Djeda¹, J.R. I. Marin¹, O.D. Gavia Ramos¹, C. Gómez González^{1*}

¹Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec.

ingaero2007@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

El *flutter* es un fenómeno peligroso el cual puede afectar a estructuras flexibles que estén expuestas a cargas aerodinámicas y fuerzas inerciales.

En 1940, el derrumbe del puente sobre el estrecho de Tacoma dio lugar a un periodo de ardua investigación, lo cual, generó el acta fundacional de la aeroelasticidad en la ingeniería civil.

En un avión, el perder las superficies de sustentación y/o control puede ser fatal. En el ala de un avión la aeroelasticidad es una oscilación que se produce y se llegan a mantener por fuerzas aerodinámicas que pueden ser soportadas por la estructura misma del avión. [1]

Stüder (1946) fue el primero quien estudio experimentalmente el *flutter* de desplome a gran detalle. [2]

En los años 70's se hicieron los primeros análisis aeroelásticos en flujos transónicos usando técnicas como la dinámica de flujo computacional (*CFD* por sus siglas en inglés).

Magnus and Yoshihara (1976) hacen los primeros cálculos en flujos inestables sobre un perfil alar usando superficie de control (*flap's*). [2]

Steeves C.A. (2006) desarrollan tecnología que varía el recubrimiento en la semi-ala utilizada para generar una rigidez anisotrópica en el plano de deformación de curva. [3]

En el año 2013 se realizó un estudio llamado "Wind Tunnel Testing of the Fish Bone Active Camber Morphing Concept" (B. K. S. Woods, 2013) en la cual hacen la comparación entre una estructura normal y una estructura llamada "Fish Bone Active Camber" donde se muestra un incremento en la polar aerodinámica al someterla a estudio. [4]

METODOLOGÍA

Calcular y analizar punto por punto el comportamiento del Ala bajo el fenómeno de la flexotorsión y observar sus rangos operables y no operables con respecto a la variación de la Velocidad. Calcular la Flexo-torsión en diferentes superficies de control

- Rango de operación de los Alerones.

CONCLUSIÓN

El Estado del Arte para el análisis de la Flexo-torción en Aeronaves no Tripuladas para Vigilancia del Terreno, nos deja la inquietud de analizar el efecto de *flutter* en una aeronave de dimensiones a escala. Se generan grandes interrogantes sobre la estructura que debe componer tanto el ala como el fuselaje de la aeronave, así como los materiales a utilizar, los cuales se esperan analizar en este proyecto.

REFERENCIAS

[1] Mourante. Félix Nieto, *Análisis de Sensibilidad y Optimización Aeroelástica de Puentes Colgantes en Entornos de Computación Distribuida*, p.13, La Coruña, 2006.

[2] S. y I., Yang y Leet, *Aeroelastic Analysis For Flap Of Airfoil In Transonic Flow*, p.421, Korea, 1995.

[3] Rafic M Ajaj, Michael I Friswell 2, Erick I Saavedra Flores 3, Andy Keane 1, Askin T Isikveren 4, Giuliano Allegri 5 and Sandipon Adhikari 2, An integrated conceptual design study using span morphing technology, p.993, New York, 2013.

[4] Craig A. Steeves, A Morphing Structure for an Adaptive Wind Tunnel Nozzle, p.6, Orlando FL, 2006.

Caracterización experimental del desempeño de un aerogenerador horizontal

L. E. Ramírez-Peña¹, K. A. Aguilar-Cruz^{1,2*}

¹Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec, División de Ingeniería Aeronáutica,

²Centro de Investigación en Computación – IPN,

karen.aguilar@tese.edu.mx

INTRODUCCIÓN.

El estudio de las energías renovables continúa en desarrollo en el país y la energía eólica es de gran importancia debido a que México tiene zonas con velocidades de viento favorables para el buen desempeño de un aerogenerador de alta potencia; sin embargo, canalizar toda la energía captada a las zonas urbanas implica una pérdida considerable, por lo que actualmente se busca desarrollar aerogeneradores de baja potencia que se adapten a condiciones no exclusivas de parques eólicos.

Existen estudios teóricos del diseño y desempeño de aerogeneradores que no se han validado experimentalmente. Por ello, en el presente trabajo se muestra la caracterización en forma experimental de la influencia, en el desempeño, de la variación del ángulo de ataque de las palas con perfil S809 [1] de un aerogenerador de baja potencia de eje horizontal bajo condiciones de viento similares a las presentes en el municipio de Ecatepec [2].

METODOLOGÍA

A partir del estado del arte se definió el perfil a emplear, las dimensiones y configuración del aerogenerador. Con manufactura aditiva se construyó un prototipo modular que permitió la variación del ángulo de ataque de sus palas de 0 a 30°. Se consideraron velocidades de viento de 1 a 5 m/s y variaciones en el ángulo de ataque con incrementos de 5° para determinar la combinación que proporciona el mejor rendimiento a partir de las RPM y el voltaje medidos. Las pruebas del túnel de viento se llevaron a

cabo en Departamento de mecánica de fluidos del Karlsruhe Institute of Technology (KIT), Alemania.

RESULTADOS

Los resultados experimentales para un ángulo de 15° son mostrados en la Figura 1, mostrando que a partir de cierta velocidad el voltaje obtenido no aumenta más. Esto sucede con las mediciones hechas para cada ángulo analizado.

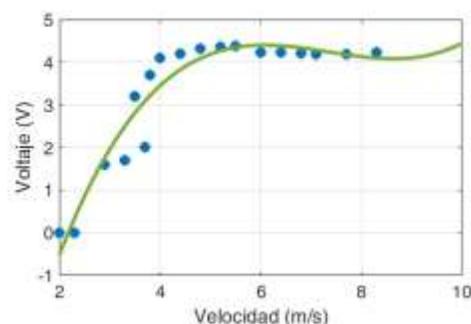


Figura 1. Voltaje obtenido en función de la velocidad para un ángulo de ataque de 15°.

CONCLUSIONES

Se identificaron los rangos de operación del aerogenerador para diferentes velocidades y ángulos de ataque de sus palas. Como trabajo a futuro se plantea realizar las pruebas en la zona geográfica de interés y analizar otras configuraciones de palas.

REFERENCIAS

[1] D.M., Somers. *Design and experimental results for the S809 airfoil*. National Renewable Energy Lab., Golden, CO, United States (1997). *Mapa digital de México*, consultado en <http://gaia.inegi.org.mx/mdm6/>. (2018).

Complementación del programa de estimulación temprana para la crianza de cachorros de la fuerza aérea colombiana

TS. Alvaro Melendez Quintero, AT. Brayan Rojas Martinez

Fuerza Aerea Colombiana
ahmq2@yahoo.com

INTRODUCCIÓN

Dentro de las conductas a mejorar, la más importante, que ha generado inconvenientes operativos en los semovientes caninos es la agresividad, la cual no se da por el individuo, en este caso, el perro no cuenta con las herramientas adecuadas para enfrentar los estímulos que encuentra en cada momento donde afronta una nueva experiencia.

Las entidades gubernamentales que trabajan con el recurso canino, a nivel nacional, no cuentan con una herramienta importante como el cuarto de endurecimiento psicológico, cabe resaltar que los semovientes caninos que se crían en la Escuela de Instrucción Canino Militar -ESCAM- ubicada en el Comando Aéreo de Mantenimiento -CAMAN- en el municipio de Madrid, Cundinamarca, no son expuestos de manera natural a los estímulos a los que se enfrentan en las diferentes Unidades Aéreas, como son el ruido de las aeronaves, el flujo vehicular, recintos cerrados con texturas diferentes en sus pisos, lo cual hace que el ambiente que se simula en el cuarto de endurecimiento psicológico sea una ayuda al proceso formativo del perro generando una madurez de respuesta en cada una de sus conductas.

METODOLOGÍA

La falta de sociabilización en los caninos de la Fuerza Aérea Colombiana es un problema que se ha manifestado por las conductas que estos semovientes demuestran en las diferentes unidades aéreas, situación que puede generar una disminución en la capacidad operativa, así como un desgaste en recursos, material de trabajo y talento humano para la Escuela de Instrucción Canino Militar en la modificación de estas conductas. En esta investigación

se observará de manera puntual algunos comportamientos que se desarrollan en las operaciones diarias con caninos militares en las diferentes Unidades de la Fuerza, con lo que se puede interpretar y evidenciar que puede llegar a cambiar una herramienta tan importante como lo es el cuarto de endurecimiento psicológico.

RESULTADOS

En la Ilustración No.1, se muestra la pregunta No.1, ¿El hecho de no desarrollar en el semoviente canino durante su fase de IMPRINTING los estímulos auditivos, táctiles y visuales, afectara en un futuro su parte operativa?



CONCLUSIONES

Observando el trabajo diario con los semovientes caninos cachorros, queda claro que se debe realizar diariamente, y el límite de los estímulos a los cuales se exponen los semovientes solo deben ser la creatividad, esto permite que cualquier tipo de experiencia se afrontada de la mejor manera.

Algo importante que se debe hacer con el grupo de cachorros el cual se observó, es un seguimiento durante el desarrollo de las siguientes etapas (enriquecimiento - precurso- curso - operatividad en la Base Aérea).

Diagnóstico sobre el uso de drones para la seguridad y vigilancia en el área perimetral de la base aérea sede del comando aéreo de combate No.1 -CACOM-1

T4. Wilmer Villada Agudelo
AL. Juan Guerrero Barrera
ahmq2@yahoo.com

INTRODUCCIÓN

Este proyecto se busca proponer un diagnóstico para implementar dicho dispositivo en la seguridad y vigilancia de las bases aéreas, debido a que cada vez se debe innovar, fortalecer la seguridad con la que dispone la fuerza aérea, centinelas, los CCTV o cámaras de seguridad, sensores, caninos de seguridad, etc. Los medios anteriormente mencionados requieren de un apoyo, que permita cubrir los sectores y detectar novedades por ejemplo los centinelas y las cámaras, así mismo el rápido desplazamiento del dron al momento de detectarse una reacción o una situación anormal que altere la seguridad de la base aérea.

El objetivo de este proyecto es mostrar todo lo relacionado al funcionamiento de un dron y como podría ser implementado en el sistema de seguridad como lo puede ser realizar video en tiempo real desde el aire sin perder de vista el objetivo, también verificando detalladamente los sectores y apoyar en cualquier novedad referente a la seguridad de la base.

METODOLOGÍA

Para el proceso de investigación se ha tenido en cuenta la información que han aportado los documentos consultados, además de datos acerca del tema de estos equipos que se han publicado en la web. De acuerdo con la información se le ha dado un enfoque direccionado a la seguridad de la base, utilizando la nueva tecnología de drones.

Los datos que se han tomado para la investigación son soportados por publicaciones oficiales de la Escuela de Postgrados de la Fuerza Aérea Colombiana, que en su publicación de "seguridad operacional y logística aeronáutica" ofrece datos de relevancia para la investigación realizada, emitiendo información en contexto general acerca de las aplicaciones de los

drones en otros países y en Colombia, además de la reglamentación de otros países comparada con la de nuestro país.

RESULTADOS

Teniendo en cuenta los resultados de las encuestas realizadas se puede evidenciar la aprobación y lo viable que puede llegar a ser la propuesta de implementar este dispositivo para mejorar el sistema de seguridad de la base aérea CACOM-1, conociendo que en la actualidad los drones son un medio eficaz para cubrir ciertos espacios en los que son de difícil acceso de visión para los centinelas y las cámaras.

CONCLUSIONES

De acuerdo con la investigación realizada para estructurar el diagnóstico del uso de drones para seguridad se llega a la conclusión de que debido a la versatilidad de estos dispositivos y de las funciones con las que vienen integrados, es conveniente poder adquirir el equipo que se recomienda para poder obtener una capacidad adicional en apoyo de la seguridad de la base.

Adicionalmente cabe resaltar que durante la investigación se logró identificar que esta propuesta de proyecto es base fundamental para demostrar las capacidades de la tecnología de los drones, y que, con base a esto, a futuro se puede dar más ideas para seguir contribuyendo con este tema, como por ejemplo implementar cámaras de visión nocturnas y/o cámaras térmicas en los drones, sistemas anti-drones para disuadir posibles infiltraciones en las bases por otros dispositivos remotos.

REFERENCIAS

[1] J C Salazar *RAC 4 circular 002*, p. 5-7, (2011).

Control de fuerza-posición de actuadores para el elevador de un UAV

G. Ramírez Villa^{1*}, A. Traslosheros Michel, M. Torres Rivera

Universidad Aeronáutica en Querétaro.

goretti.ramirez@unaq.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Como parte del desarrollo del sistema de superficies de control de vuelo de un vehículo aéreo no tripulado (UAV), se propuso asignar una relación dinámica entre las variables de posición y de fuerza involucradas, con el objetivo de manipular el contacto de las superficies de control de vuelo del UAV y las perturbaciones que establece el ambiente al que se enfrentará.

Partiendo del esquema de un UAV de ala fija, el proyecto se centra en el control del elevador de dicho vehículo. Así mismo, este enfoque deja de lado el modelo del ambiente en que interactúa el vehículo, para simplificar el sistema y las ecuaciones que lo describen.

METODOLOGÍA

Como punto de partida, se plantea la estructura de la planta con base en el modelo teórico de un motor de CD (corriente directa), para identificar el sistema por el método de mínimos cuadrados. Una vez obtenido el modelo se realiza la validación mediante simulación, y se analizan algunas características del sistema como lo son su estabilidad y su respuesta transitoria.

A partir del lugar geométrico de las raíces se proponen las características deseables del sistema de control de posición en lazo cerrado con las cuales se realiza el diseño de dos controladores de fuerza-posición para el motor; un controlador proporcional derivativo (PD) y un controlador integral proporcional derivativo (PID). Para la implementación del lazo de control, se diseña un filtro de Kalman que permita la estimación de variables en condiciones de ruido, logrando mejorar los datos medidos y retroalimentados al controlador.

Finalmente se realizan pruebas de funcionamiento de ambos controladores, a partir de las cuales se sintonizan las ganancias, y con base en la respuesta

mostrada se selecciona el controlador cuyo desempeño es idóneo para la aplicación.

RESULTADOS

Realizando una identificación del sistema se obtuvo el modelo paramétrico del motor, permitiendo el diseño de un sistema de control de posición-fuerza implementado en un microcontrolador.

Al analizar la respuesta de los experimentos realizados en el banco de pruebas, se seleccionó el esquema de control cuya respuesta exhibía las mejores características, entre las que destacan: un sistema sensible a las fuerzas externas, con una capacidad de respuesta en milisegundos, una precisión por encima del 98% a la posición deseada, capaz de reducir la fuerza de salida del servomotor en hasta un 5%.

CONCLUSIONES

Como primer acercamiento al control del elevador de un UAV, se logró la adaptación de un sistema clásico de control de posición por medio del diseño y desarrollo de un sistema de control indirecto de fuerza a través de la medición y filtrado de esta última.

REFERENCIAS

- [1] Ahsan, M., Rafique, H., & Abbas, Z. (2012). *Heading control of a fixed wing UAV using alternate control surfaces*. In 2012 15th International Multitopic Conference (INMIC) (pp. 125–129). IEEE.
- [2] Erlbacher, E. A. (2000). Force control basics. *Industrial Robot: An International Journal*, 27(1), 20–29.
- [3] Ogata, K. (1996). *Discrete-Time Control Systems* (TKM Produc). Minnesota: Prentice Hall.
- [4] Ostry, D. J., & Feldman, A. G. (2003). *A critical evaluation of the force control hypothesis in motor control*. *Experimental Brain Research*, 153(3), 275–288.

Banco experimental para la unidad de control de generador (GCU) de la aeronave Cessna 208 Caravan

Renso Mardu Molano¹, AT. Losada Lavao Angie Paola².

Escuela de Suboficiales “CT Andrés M. Díaz” (ESUFA), (Fuerza Aérea Colombiana)

renso.molano@esufa.edu.co; renso.mardu@gmail.com; paalallosada20@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

Las operaciones que realizan los CESSNA 208 CARAVAN en sus diversos trayectos, deben mantener la seguridad durante el tiempo de vuelo. Parte de esta seguridad se ve afectada cuando sistemas eléctricos, como la unidad de control del generador (GCU), presentan diversos tipos de fallas entre ellos: sobre voltajes, pérdidas de voltaje, cortos en el sistema eléctrico, calentamiento en los sistemas, entre otros, dejando inoperable la aeronave, como se evidencia en los registros de confiabilidad en los talleres de mantenimiento de la Fuerza Aérea Colombia.

Mediante el estudio de manuales con rigurosidad en el paso a paso, principalmente el manual de mantenimiento de la aeronave Cessna-208B, en el capítulo 024 (sistema eléctrico), proporcionado por la casa fabricante, se contó con Información extensa, siendo material para la construcción del prototipo que se encargará de realizar pruebas a la GCU (Generator Control Unit).

METODOLOGÍA

La investigación aplicada, logró desde la tecnología aeronáutica, aproximarse a la resolución de problemas reales del conocimiento y mantenimiento aeronáutico. Obteniendo como producto, un banco experimental para pruebas diagnósticas y de calibración, con eficiencia y calidad, de los diferentes sistemas componentes de esta unidad.

RESULTADOS

Se propone un diseño basado en el manual de mantenimiento de la aeronave (MM. C-208 REV. 33),

una caja de medidas pequeñas, con un espacio justo para los componentes del panel anunciador.

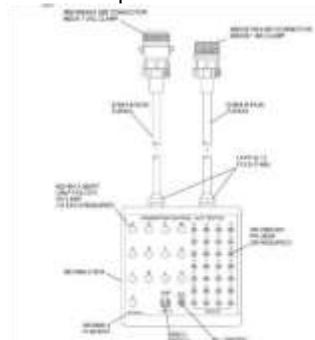


Ilustración 1. Diseño Test Box MM Fuente: Autor.

CONCLUSIONES

Con la elaboración del proyecto se logró profundizar mucho más acerca del sistema eléctrico del avión, se verificaron completamente los manuales, adicional a ello el estudio de diagramas eléctricos tanto de la construcción de proyecto como la interpretación de los procedimientos de prueba, así mismo como la funcionalidad.

REFERENCIAS

- [1] Cessna Aircraft Company. (1995 REV 34 2018). Maintenance Manual MODEL 208. En Cessna. WICHITA, KANSAS, USA.
- [2] Fuerza Aérea Colombiana. (2018). www.fac.mil.co. Obtenido de <https://www.fac.mil.co/transporte?page=0%2C2>
- [3] ASN Aviation Safety Database. (08 de agosto de 2013). Obtenido de Flight Safety Foundation: <https://aviationsafety.net/database/types/Cessna-208Caravan-1/specs>

Simulación de propagación de ondas Lamb para monitoreo de integridad estructural.

A. T. Rodríguez Ambríz¹, P. López Cruz^{1*}, D. F. Ledezma Ramírez^{1*}, M. Castillo Morales¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

pedro.lopezcr@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

El monitoreo estructural es una técnica de detección, cuya aplicación ha sido cada vez más recurrente en el sector aeroespacial debido a su capacidad de identificar, localizar y cuantificar daños estructurales antes de que ocasionen una falla en el sistema [1]. Para llevar a cabo estos análisis, las ondas Lamb se han convertido en una herramienta muy útil [1] debido a que se pueden cubrir análisis estructurales en porciones de zonas amplias, utilizando solamente una fuente de emisión. Además de utilizarse este tipo de ondas de manera experimental, también se han utilizado cada vez en mayor frecuencia el uso de la Ingeniería asistida por computadora, realizando análisis de elemento finito para fines teóricos.

METODOLOGÍA

Se utilizó análisis de elemento finito para modelar la propagación de ondas Lamb en estructuras sin defectos y con defectos. Se analizó un panel de aluminio con dimensiones 500mm X 500mm X 1mm. Para este análisis se considerarán frecuencias de excitación entre 500 kHz y 1.8 MHz, [2]. Una de las formas de excitación más comunes es utilizando una excitación Hanning [3], sobre un conjunto de nodos, la cual se aplicó a este modelo.

RESULTADOS

La figura 1 muestra la propagación de la onda Lamb en la placa iniciando desde el centro de la misma y propagándose a la velocidad de onda hacia la periferia. Un sensor o punto nodal de análisis, analiza el desplazamiento contra el tiempo del punto simulando

la instalación de un sensor. Esto mismo se realiza con la placa con defecto.

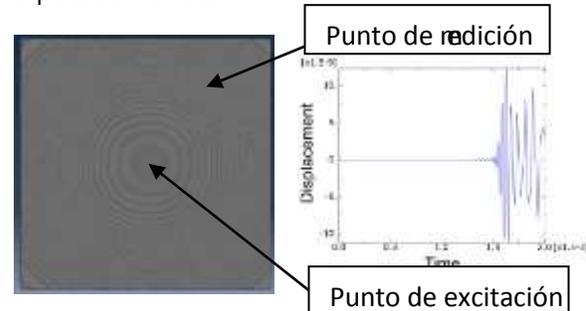


Figura 1. a) Propagación de ondas Lamb en la estructura.

CONCLUSIONES

Del modelo de elemento finito se puede detectar un cambio en la amplitud de desplazamiento y tiempo en zonas aledañas a grietas o fisuras, las cuales pueden ser comparadas contra la estructura prístina. Esto es aplicable para el monitoreo de la integridad de la estructura.

REFERENCIAS

- [1] J. Roque Capinha, *Computational and Experimental Studies on Aircraft Structural Health Monitoring Systems*, p.3, Universidad Técnica de Lisboa, Lisboa Portugal, (2007).
- [2] B.S. SeJin. Han, *Finite Element Analysis of Lamb Waves Acting Within a Thin Aluminum Plate*, p 23, Air Force Institute of Technology, Ohio USA, (2007).
- [3] S. Zhongqing, Y. Lin, *Identification of Damage Using Lamb Waves*, Springer, Australia, (2006).

Análisis de las características de un aerogenerador de eje vertical no convencional con pitch variable para mejorar su desempeño

A. Toribio Yesenia, J. García Barrera,
J. Díaz Salgado, O. M. Huerta Chavéz.

Tecnológico de Estudios Superiores de Tianguistenco.

Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec.

j3susgb90@gmail.com.mx

INTRODUCCIÓN

En este trabajo se realiza el modelado, simulación y análisis de las características de un aerogenerador de eje vertical (VAWT) con variación de ángulo de pitch tanto en respuesta estacionaria como transitoria. Los modelos estático y dinámico propuestos para este fin son un paso fundamental y necesario para poder analizar las características estáticas y dinámicas de este tipo de aerogeneradores no convencionales y poder diseñar un control adecuado del ángulo de pitch que permita mejorar el desempeño del aerogenerador.

El modelo matemático utilizado para la respuesta estacionaria es el denominado "Double Multiple Stream Tube" [1]. La implementación de este modelo estático en un software especializado de simulación permite obtener para diferentes condiciones de operación: (i) gráficas de posición angular ν vs torque promedio y ángulo de ataque del aerogenerador y de cada una de sus álabes y (ii) gráficas en 3D de posición angular ν vs torque promedio ν vs ángulo de ataque. El posterior análisis de estas gráficas permite la proposición del ángulo de pitch adecuado a lo largo de una revolución de giro (de 0° a 360°) para con ello incrementar el torque promedio del aerogenerador. El modelo dinámico propuesto consiste en la combinación de un modelo de segundo orden de tipo inercia rotacional con fricción viscosa acoplado con el modelo estático "Double Multiple Stream Tube". Hasta donde se tiene conocimiento éste es el primer modelo dinámico debidamente detallado y reportado. Las simulaciones de este modelo en un software especializado permiten obtener las respuestas transitorias de: (i) el torque promedio del aerogenerador y de cada uno de los álabes, (ii) la

posición y velocidad angular de cada uno de los álabes, y (iii) las fuerzas normales y tangenciales.

METODOLOGÍA

En esta sección se describe la metodología utilizada para la implementación del modelo estático del VAWT. El modelo obtenido está basado en el modelo Double Multiple Stream Tube descrito en el capítulo anterior. El modelo numérico diseñado se basa en el algoritmo presentado en [2], el cual a su vez utiliza los modelos del doble disco actuador y del Multiple Stream Tube [3].

Funcionamiento del algoritmo del modelo Double Multiple Stream Tube.

Este algoritmo permite calcular el torque promedio de un VAWT de palas rectas a partir de 3 principales parámetros de entrada (Figura 1) los cuales son: (i) velocidad del aire V_∞ , (ii) velocidad angular ω , y (iii) radio del aerogenerador R .

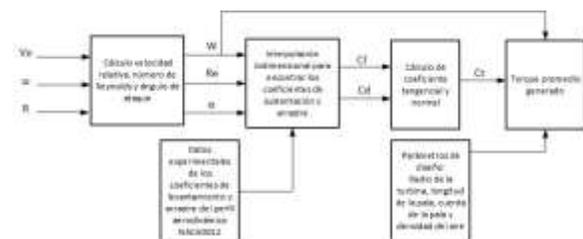


Figura 1. Diagrama de bloques del algoritmo.

Los objetivos principales de la simulación del algoritmo en Matlab son: (i) analizar el comportamiento del torque promedio tanto en la zona de alta velocidad como en la zona de baja velocidad, esto a diferentes velocidades con un T.S.R. constante y (ii) comprobar el comportamiento

del torque promedio en una revolución con un ángulo de ataque constante.

Metodología para la implementación del modelo dinámico

Para realizar las pruebas dinámicas se propuso un modelo dinámico de segundo orden de tipo inercia rotacional con fricción viscosa (I), donde el torque de excitación se calcula con ayuda de una función en Simulink escrita en MATLAB. El modelo dinámico se utiliza tanto para la zona de alta y baja velocidad.

$$\ddot{\theta}(t) = \left(-\frac{B}{J}\right)(\dot{\theta}(t)) + \left(\frac{T}{J}\right) \dots (I)$$

El algoritmo requiere como entradas la posición y velocidad angulares generados por los bloques integradores de Simulink y la velocidad del viento. Estas entradas sirven para el cálculo de la velocidad relativa del viento, el número de Reynolds y el ángulo de ataque para cada posición angular.

Posteriormente, el sistema realiza una interpolación bidimensional respecto al ángulo de ataque y número de Reynolds con la finalidad de obtener los coeficientes de arrastre y sustentación de la pala y con ello los coeficientes tangencial y normal en cada posición angular. Para obtener el torque promedio de la turbina se requiere del coeficiente tangencial y de parámetros de diseño los cuales son: radio de la turbina, longitud y cuerda de la pala y de la densidad del aire. Finalmente, el torque promedio se emplea en el modelo dinámico en conjunto con la inercia rotacional y el coeficiente de viscosidad propio del sistema para el cálculo de la aceleración angular (Figura 2).

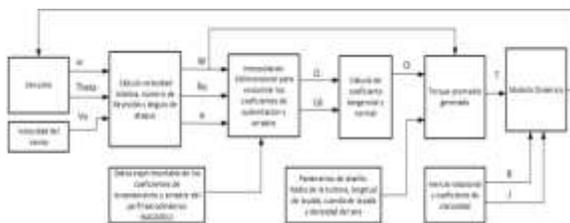


Figura 2. Diagrama de bloques del algoritmo dinámico.

Este modelo permite determinar la respuesta transitoria del aerogenerador y con ello analizar el comportamiento dinámico del sistema a distintas velocidades de viento. Las respuestas que se pueden

obtener incluyen: (i) el torque generado por cada pala y por el aerogenerador, (ii) la posición angular, (iii) la velocidad angular, (iv) la fuerza normal y (v) la fuerza tangencial de cada pala.

RESULTADOS

Pruebas estáticas a lazo cerrado con una estrategia de control propuesta

Los resultados estacionarios obtenidos en las simulaciones anteriores muestran que el máximo torque se genera con un ángulo de ataque alrededor de los 10° y el menor alrededor de los 0° , al menos para un T.S.R. constante de 4.2.

Muchas otras estrategias se pueden proponer para aumentar la eficiencia del aerogenerador, por ejemplo, una que trabaje de forma diferenciada en los cuatro cuadrantes de la posición angular de los álabes y cuyo objetivo de control sea: alejar lo más posible el ángulo de ataque del valor mínimo y acercarlo lo más posible al valor máximo.

Pruebas de la respuesta transitoria con dos señales de entrada.

Este grupo de pruebas buscan mostrar, por vez primera, las características de la respuesta transitoria del aerogenerador ante dos diferentes entradas de prueba, recordando que la entrada del aerogenerador es la velocidad del viento. Las dos entradas de prueba seleccionadas son: (i) entrada escalón de subida y bajada (3), y (ii) onda senoidal con un componente de CD (4). La primera señal de entrada busca simular como el aerogenerador responde desde el reposo ante una ráfaga de viento de 10 m/s con una duración de 4 minutos que luego desaparece, la segunda señal busca simular una ráfaga de viento que aumenta y disminuye alrededor de los 6 m/s de velocidad en una forma periódica.

$$u_1(t) = \begin{cases} 0.01 & t < 10 \\ 10 & t \geq 10 \\ -10 & t \geq 250 \dots(3) \end{cases}$$

$$u_2(t) = A \sin(\omega t) + \varphi \dots(4)$$

Este análisis demuestra que al igual que con la entrada escalón el sistema tiende a entrar a su zona

en estado estacionario en aproximadamente 35 segundos. Esto nos da una mejor idea del comportamiento que debería de tener el aerogenerador con este tipo de onda y estos parámetros. Independientemente de esto, la finalidad de esta prueba es simular por medio de una entrada senoidal el comportamiento que tendría el aerogenerador ante niveles altos y bajos de la velocidad de viento.

Con base a las gráficas a pesar de que la entrada tiene altos y bajos de velocidad de viento la posición de las palas sigue creciendo, en otras palabras, el aerogenerador sigue girando. Por el otro lado, la velocidad angular alcanza un máximo de 5 rad/seg y un mínimo de 0.75 rad/seg esto demuestra que, si efectivamente el aerogenerador no deja de girar, tiene altas y bajas velocidades, pero el aerogenerador sigue rotando. Además, el torque total es proporcional a la velocidad del viento. Otro aspecto importante es que los torques de las palas 1 y 2 se anulan para ciertos intervalos de tiempo como por ejemplo para el intervalo de 12 a 17 segundos lo que provoca es que la velocidad angular disminuya para cada pala y por tanto el torque.

Comparación de las respuestas estacionarias con los modelos estático y dinámico.

A fin de equiparar los dos modelos propuestos e implementados en este trabajo en condiciones equitativas se propone esta última prueba: la comparación de las respuestas estacionarias con los modelos estático y dinámico. Cabe señalar que no se espera encontrar una perfecta concordancia cuantitativa ya que los modelos difieren en el número de tubos considerados para el cálculo de los parámetros de la zona de influencia de los álabes; mientras que el modelo dinámico considera un solo tubo, el modelo estático considera 20. La figura 3 muestra un ciclo de las respuestas en estado estacionario obtenidas con los modelos estático y dinámico respectivamente, y la Tabla 1 los torques máximo, mínimo y promedio de cada una de las respuestas. Se puede observar en los valores estacionarios que existe una concordancia cuantitativa en los tres torques considerados.

También, se puede observar una gran concordancia cualitativa ya que las curvas presentan regiones muy similares: (i) dos áreas con torque preponderantemente positivo al inicio y fin de cada ciclo y (ii) un área con valores de torque preponderantemente negativos en la parte media del ciclo.

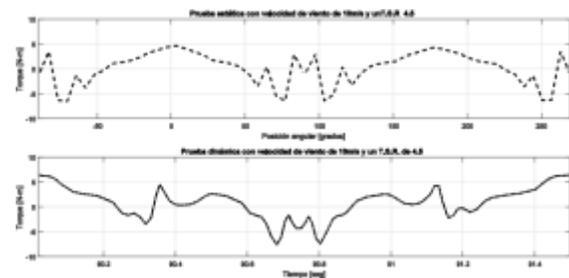


Figura 3. Comparación del torque en un ciclo en estado estacionario con los modelos estático y dinámico con una velocidad de viento de 10m/s.

Tabla 1. Comparación de los parámetros en estado estacionario de los modelos estático y dinámico.

Modelo	Torque promedio	Torque máximo	Torque mínimo
Estático	1.0678 Nm	5.0 Nm	-7.0 Nm
Dinámico	1.2488 Nm	6.2 Nm	-7.5 Nm

CONCLUSIONES

Algunos modelos dinámicos se han propuesto, sin embargo, la mayoría de estos no son lo suficientemente detallados y se hace incomprendible su entendimiento [4], [5] [6] y [7]. En este trabajo se presenta el modelado, la simulación y el análisis de las características aerodinámicas de los componentes principales de un VAWT, cumpliendo con los objetivos planteados: estableciendo e implementando en simulación dos modelos matemáticos del VAWT para obtener la respuesta en estado estacionario y transitorio.

Los dos modelos propuestos muestran una gran concordancia cualitativa y cuantitativa y una clara diferenciación de las dos regiones de funcionamiento del aerogenerador: la que aporta un torque positivo y la que aporta uno negativo. La importancia de estos modelos propuestos es que

permiten establecer y simular diferentes estrategias de control para lograr que el momento producido por el aerogenerador presente menores variaciones a lo largo de un ciclo de operación logrando así aumentar la eficiencia del mismo. En particular se propuso y se simuló una estrategia de control muy simple, pero a la vez teórica ya que su implementación práctica implicaría grandes retos técnicos. Sin embargo, con esta estrategia propuesta (mantener constante el ángulo de ataque en su valor que maximiza el torque a través de la modificación consecuente del ángulo de pitch) se muestra un aumento del torque producido de casi seis veces el torque original, estableciendo un punto de comparación y partida para el diseño de un control adecuado por retroalimentación ya sea con esta estrategia u otras que pudieran proponerse. El análisis de las respuestas estacionarias y transitorias con ambos modelos permiten concluir que: (i) el torque generado es proporcional al cuadrado de la velocidad del viento, (ii) existen ángulos de ataque donde se minimiza y maximiza el torque generado, (iii) para un aerogenerador de eje vertical de dos palas rectas existen ciertos intervalos de tiempo donde se presenta una anulación de los torques generados, (iv) la respuesta transitoria es inherente a los parámetros físicos del aerogenerador e independiente de la entrada y (v) para señales periódicas la salida del sistema conserva la frecuencia de oscilación dada por la entrada. Sin embargo, queda mucho trabajo futuro por hacer. Todas las conclusiones aquí mencionadas fueron obtenidas para un T.S.R. constante y un flujo de viento de baja velocidad menor a 20 m/s, es decir, cercano al flujo laminar. Deben de realizarse pruebas con diferentes T.S.R. mayores y menores al aquí utilizado y considerar velocidades de aire que impliquen flujo turbulento. Por otro lado, sólo se hicieron simulaciones con un aerogenerador de eje vertical con dos palas, siendo que el software diseñado se puede modificar fácilmente para considerar un mayor número de palas, además de que es posible modificarlo de forma adecuada para la inclusión de un aerogenerador de palas rectas con émbolo central. Otros aspectos a mejorar en los algoritmos son: (i) la

inclusión del modelo con múltiples tubos de corriente en el modelo dinámico, (ii) la inclusión del ángulo de pitch directamente en los cálculos numéricos de la simulación, (iii) el análisis del número de tubos suficientes para una correcta disminución del error en la aproximación numérica y (iv) la inclusión de un mayor número de puntos en la tabla de ángulo de ataque y número de Reynolds para el cálculo de los coeficientes de levantamiento y arrastre para mejorar la precisión de los cálculos numéricos del algoritmo.

Sin lugar a duda, este trabajo sienta un enorme antecedente de modelado y significa un gran avance en el análisis de este tipo de aerogeneradores, pues abre la puerta para el correcto análisis y diseño de sistemas de control que busquen optimizar y mejorar la eficiencia de los mismos.

REFERENCIAS

- [1] Paraschivoiu, I. Wind Turbine Design With Emphasis on Darrieus Concept. Presses Internationales Polytechnique, (2002).
- [2] Jorge Antonio Villar, Marcelo Roberto, Sérgio Boscato, Gabriel Cirilo da Silva, Gustavo Konzen, PERFORMANCE EVALUATION OF THE NEXT GENERATION OF SMALL VERTICAL AXIS WIND TURBINE, Pontifical Catholic University of Rio Grande do Sul, Brazil, (2008).
- [3] Mazharul Islam, David S.-K. Ting, Amir Fartaj, Review of Aerodynamic models for Darrieus-type straight-bladed vertical axis wind turbines, Elsevier, University of Windsor, Windsor, Ont., Canada 2006.
- [4] Zhang Li-xun, Yue Pei, Design and Implementation of Straight-blade Vertical Axis Wind Turbine with Collective Pitch Control, College of Mechanical and Electrical Engineering, Harbin Engineering University, China, 2015.
- [5] Zhang Li-xun, Yingbin Liang, Vertical Axis Wind Turbine with Individual Active Blade Pitch Control, College of Mechanical and Electrical Engineering, Harbin Engineering University, China, 2012.
- [6] Zhang Li-xun, Liang Ying-bin, Effect of blade pitch angle on aerodynamic performance of straightbladed vertical axis wind turbine, College of

Mechanical and Electrical Engineering, Harbin Engineering University, China, 2014.

[7] Qian Zhang, Haifeng Chen, Modeling and Simulation of Two-Leaf Semi-rotary VAWT, School of Electronic and Information Engineering Zhongyuan Institute of Technology, Zhongyuan Middle Road 41, Zhengzhou, China, 2010.

Definición del proceso de manufactura de tobera supersónica en carbón-carbón

G.D. Berea Merchand¹, C. Lacombe², D.A. Jimenez Arevalo¹

¹Universidad Aeronáutica en Querétaro

²SIGMA CLEMONT, Francia

omar.jimenez@unaq.edu.mx

INTRODUCCIÓN.

Como parte del proyecto CONACYT-AEM 275425 se desarrolla una tobera de expansión para un sistema de propulsión en base a laminados de fibra de carbón-resina epóxica novoloca pirolisada para formación de un sistema carbón-carbón. Para ello, es preciso la formación del material compuesto laminado de resinafibra antes de la pirolisis, requiriendo que la geometría del diseño de la tobera sea respetada a fin de disminuir las pérdidas en el empuje generado.

En este trabajo se define el proceso de manufactura de la tobera antes del proceso de pirolisis, desde el diseño conceptual del molde hasta la obtención de una tobera a escala 1:5 en fibra de carbono. Las etapas realizadas en el proyecto fueron: diseño y fabricación de un molde, fabricación de la tobera en fibra de vidrio, y fabricación de la tobera a en fibra de carbono. Esta información se utilizará en fabricación de la tobera a escala 1:1.

METODOLOGÍA

A partir de las curvas calculadas para la parte interior de la tobera de expansión, se diseñó el molde en CAD. Se decidió usar un proceso en escala 1:5 para economizar el proyecto y facilitar los movimientos en la fabricación. Se realizaron tres configuraciones del molde para su armado, preparación y extracción de la tobera, mejorando en cada iteración el proceso de manufactura. Los moldes se manufacturaron en impresión 3D usando PLA.

Se diseñaron plantillas con la ayuda de un software CAD para optimizar el corte de la fibra, procurando un ajuste uniforme sin arrugas. De estos, dos fueron de fibra de vidrio para definir el proceso general y uno

en fibra de carbono para adaptar el proceso al material que se utilizará para la tobera final en escala 1:1. Para el formado del compuesto se utilizó la técnica de wet-preg con bolsa de vacío.

RESULTADOS

Se obtuvo una tobera escala 1:5 en epóxico-fibra de carbono con buen acabado en la superficie controlada (figura 1). Se tiene un error medio en las dimensiones de 1.6%, mínimo de 0.7% y máximo de 3% en la zona de la garganta, donde las dimensiones de la pieza a escala son muy reducidas y dificultan el moldeo del compuesto, pero que se espera que a escala completa no exista el problema.



Figura 1. Interior de la tobera escala 1:5

CONCLUSIONES

El proceso de manufactura de la tobera tiene un error bajo, que se espera disminuya más con la escala completa. La información sobre el molde y la manufactura permitirá el desarrollo adecuado del proceso y herramental para la tobera de escala 1:1

REFERENCIAS

[1] J.D.B., *Carbon-Carbon Materials and Composites*, Noyes Publications, United States, 1993.

Effect of Ti on the microstructure, tribological and mechanical properties of $c\text{Al}_{0.7}\text{Cr}_{0.3}\text{N}$ arc PVD coatings

P. López*, G. C. Mondragón, J. M. González, J.M. Alvarado-Drozco
Center for Engineering and Industrial Development (CIDESI),
Surface Engineering and additive manufacturing,
plopez@posgrado.cidesi.edu.mx

1. INTRODUCTION.

For thin films deposition, the PVD (Physical Vapor Deposition) technique are one of the most used technologies by the machine and tool sector. This is due to the fact that it generates a wide range of hard coatings with micro- and nano-structural properties that improve useful life time of tools and mechanical components. Most commonly used coatings in these sectors are ternary nitrides such as $c\text{-Ti}_{1-x}\text{Al}_x\text{N}$ which presents excellent mechanical response and $c\text{-Cr}_x\text{Al}_{1-x}\text{N}$ which has outstanding oxidation resistance. Current approach is the addition of Ti to integrate mechanical and thermal properties into one hard coatings [1]. In this work, the effect of Ti-additions on AlCrN arc PVD coatings was investigated.

METHODOLOGY

For the deposition the cathodic arc pulverization a coater unit from Derlikon was used. Al/Cr (70/30 % at) alloy and Ti cathodes were used. To obtain the TiAlCrN films, cathode current was maintained at 90 A to evaporate Ti and 130 A in the Al/Cr target. The crystallographic properties were evaluated by grazing incidence angle XRD. Mechanical and tribological responses of the Ti-AlCrN and AlCrN coatings were analyzed by nano-indentation, scratch testing and pin on disk methods.

RESULTS

Table I shows the elementary chemical analysis EDS of the deposited films and it can be prove the presence of Ti in the Ti-AlCrN arc PVD coating. On the other hand, figure 1 compares the diffraction patterns of the as coated AlCrN and Ti-AlCrN films.

Two phases corresponding to the solid solution of Ti-AlCrN and TiN were observed, indicating a local precipitation due to high Ti content.

Table I. Atomic composition of the synthesized films.

Elements	Al (at %)	Cr (at %)	Ti (at %)
AlCrN	67.70	32.30	0
Ti-AlCrN	51.56	24.97	23.77

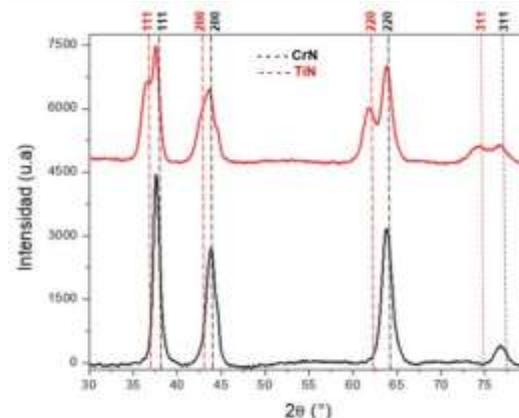


Figure 1. Diffraction pattern of AlCrN (black) and Ti-AlCrN (red) coatings.

CONCLUSIONS

Ti high content resulted into precipitation of the TiN phase in Ti-AlCrN films, causing changes in the mechanical response analyzed by scratch testing of Ti-AlCrN film where plastic deformation and radial cracks were observed, meanwhile on the AlCrN coating only lateral cracks in scratch track were present.

REFERENCES

[1] Y.C. Chim, X.Z. Ding, X.T. Zeng & S. Zhang, *Thin Solid Films*, 517, 4845-4849, 2009

Efecto del desplazamiento del haz láser sobre la microdureza de estructuras celulares "honeycomb" de pared delgada fabricadas en IN718 por DMLS

Zea Pérez José Marcos¹, Corona Castuera Jorge², Henao Jhon², Poblano Salas Carlos²

¹Universidad Politécnica de Querétaro.

²CIATEQ, A. C.

jcorona@ciateq.mx

INTRODUCCIÓN.

Las estructuras celulares de pared delgada tienen una amplia gama de arquitecturas dentro de las que destacan las de celda unitaria BCC [1], diamante de Schwartz [2], honeycomb [3] y giroide de Schoen [4]. Estas estructuras pueden ofrecer características de alto desempeño tales como: alta resistencia acompañada por una masa relativamente baja, buenas características de absorción de energía y buenas propiedades de aislamiento térmico y acústico lo que las hace adecuadas para productos aeroespaciales, médicos y de ingeniería de gran valor [2], por ejemplo, componentes aeronáuticos, sistemas de enfriamiento, filtros, implantes médicos y tejidos; y donde una porosidad bien definida es deseada [5].

El objetivo de la presente investigación es contribuir a la disminución de las desventajas presentes en la tecnología DMLS en fabricación de componentes celulares, comparado con componentes con alta relación área-perímetro. Tales desventajas pueden ser: a) el desplazamiento del haz (beam offset) elegido inadecuadamente y que no compensa el tamaño del punto del láser utilizado y, por lo tanto, la alberca de fusión, que es relevante para el grosor de la pared o el tamaño del puntal, difiere de la sección transversal deseada; b) el efecto de escalera inherente de AM y c) debido a que son secciones muy pequeñas, el espejo del láser debe moverse y detenerse en mucho ~~mas~~^{mas} más ocasiones, causando el deterioro de los galvanómetros y reduciendo la eficiencia de fabricación [6].

Los cambios en las estrategias de fabricación propuestos en este trabajo contribuyen a una reducción en el tiempo de impresión y permiten obtener propiedades similares o mejoradas en comparación a aquellas obtenidas empleando estrategias

estandarizadas para componentes con relaciones altas área - perímetro. [7]

METODOLOGÍA

Para la experimentación se fabricaron muestras de estructura tipo honeycomb en aleación IN718, para 3 diferentes espesores de pared, 100, 150 y 200 μm manteniendo el tamaño de celda (3 mm). Se probaron 2 estrategias diferentes: 2 y 4 líneas de contorno, comparadas con la estrategia estándar del fabricante EOS (2 líneas de contorno y hatching) y para cada una de ellas se realizaron modificaciones en los parámetros de proceso para contornos, potencia, velocidad de escaneo y beam offset. Para cada condición se evaluó la microdureza al centro del espesor de la pared.

RESULTADOS

Para un espesor de pared de 200 μm , los valores de beam offset seleccionados fueron 0, 26 y 31 μm , obteniendo una disminución en la microdureza (295, 285 y 258 HV), respectivamente conforme se incrementa el beam offset, a valores constantes de potencia (110 W) y velocidad de escaneo (312 mm/s). Esta misma tendencia se observó para paredes de 150 μm de espesor. Mediante el uso de las estrategias de fabricación propuestas, el proceso de fabricación tuvo una reducción de tiempo de 52.1% en pared de 200 μm con 2 líneas y de 26.37% con 4 líneas de contorno comparado con la estrategia estandarizada de EOS. Por otro lado, para espesores de 150 μm la reducción fue de 43.37% con 2 líneas y de 27.13% para pared de 150 μm y estrategia con 4 líneas de contorno.

CONCLUSIONES

Las estrategias propuestas de contorno contribuyen a disminuir los tiempos de fabricación hasta en un 52.1% comparada con la estrategia estándar de EOS.

2nd RTNA International Conference on Aeronautics

Se observó un efecto claro del beam offset sobre la microdureza más que los parámetros de potencia o velocidad de escaneo.

Mediante la variación del beam offset se encontró que es posible controlar la microdureza de las estructuras honeycomb y por consecuencia se espera una variación en la resistencia de las estructuras fabricadas.

La estrategia de 2 líneas mostró ahorros de tiempo mayores que la estrategia de 4 líneas, sin embargo, ambas fueron más eficientes que la estrategia establecida por el fabricante.

REFERENCIAS

- [1] Crupi, V., Kara, E., Epasto, G., Guglielmino, E., & Aykul, H. Static behavior of lattice structures produced via direct metal laser sintering technology. *Materials & Design*, 135, 246-256. (2017).
- [2] Yan, C., Hao, L., Hussein, A., Bubb, S. L., Young, P., & Raymont, D. Evaluation of light-weight AlSi10Mg periodic cellular lattice structures fabricated via direct metal laser sintering. *Journal of Materials Processing Technology*, 214(4), 856-864. (2014).
- [3] Rehme, D., & Emmelmann, C. Selective laser melting of honeycombs with negative Poisson's ratio. *J. Laser Micro/Nanoeng.* 4, 128-134. (2009).
- [4] Yan, C., Hao, L., Hussein, A., & Raymont, D. Evaluations of cellular lattice structures manufactured using selective laser melting. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 62, 32-38. (2012).
- [5] Abele, E., Stoffregen, H. A., Kniepkamp, M., Lang, S., & Hampe, M. Selective laser melting for manufacturing of thin-walled porous elements. *Journal of Materials Processing Technology*, 215, 114-122. (2015).
- [6] Abele, E., Stoffregen, H. A., Klimkeit, K., Hoche, H., & Dechsner, M. Optimisation of process parameters for lattice structures. *Rapid Prototyping Journal*, 21(1), 117-127. (2015).
- [7] Song, C., Yang, Y., Liu, Y., Luo, Z., & Yu, J. K. Study on manufacturing of W-Cu alloy thin wall parts by selective laser melting. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 78(5-8), 885-893. (2015).

Characterization of a Metal Matrix Nanocomposite Ni-Al₂O₃ prepared by high energy ball milling and deposited using a laser cladding system.

J. Trejo-Camacho^{1,2}, E. Martínez-Franco^{2*}, J. Coronel-Hernández¹,

C. Ma³ and J. M. Alvarado-Drozco,²

¹Universidad Autónoma de Querétaro.

²Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial.

³Texas A&M University.

enrique.martinez@cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

An extensive research has been developed in the field of composites for its technological application and promising economic growth¹. A group of composite materials are Metal Matrix Nanocomposites (MMNCs) that have proven to be materials with good structural properties in additive manufacturing (AM) processes, reducing the heat affected zone (HAZ) and increasing the melted zone (MZ) of the deposits². A widely used way to produce MMNCs is the high energy ball milling (HEBM)³. In the present work is shown results obtained in the characterization of a MMNC Ni-Al₂O₃ prepared by HEBM and single tracks deposited using Direct Metal Deposition (DMD) as AM, which are in characterization progress.

METHODOLOGY

HEBM was carried out at 10-h for mixing Ni powder and Al₂O₃ nano-particles in 0, 1, 5, 10 and 15vol.% fraction of Al₂O₃. MMNC Ni-Al₂O₃ powder morphology and alumina dispersion characterization was made using SEM and EDS for elemental analysis. Particle size distribution was measured with a laser diffraction granulometer. The MMNC was deposited in single tracks on AISI M2 tool steel as substrate using a DMD system.

RESULTS

A particle growth (as agglomerate) was observed up to 8-h milling and after that the size began to decrease. A decrease in particle size was obtained by increasing the percentage of alumina in the MMNC which indicates that this ceramic mitigates the formation of nickel agglomerates during milling. The

particles of the MMNC had the shape of flakes, with angular edges and cracks at short milling time, while at longer time particles with more rounded edges were observed as previously reported⁴. The dispersion of alumina in the nickel matrix was favored over milling time. Single tracks have been deposited and respective analysis is in progress.

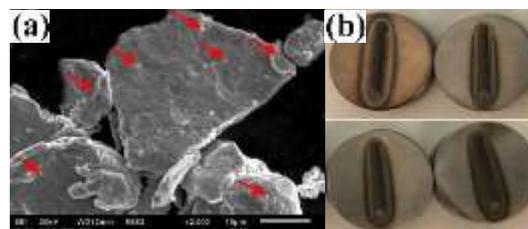


Figure 1. (a) MMNC Ni-1%Al₂O₃ particle, 10-h milling. Arrows shows Al₂O₃ particles in Ni matrix. (b) MMNC Ni-1%Al₂O₃ 10h milling single tracks.

CONCLUSIONS

A larger particle size is obtained at 8 hours of grinding. Alumina helps control the particle size of the MMNC Ni-Al₂O₃. Longer grinding time improves the dispersion of alumina in the MMNC Ni-Al₂O₃. Single tracks characterization is ongoing work and these results will be integrated for the poster presentation.

REFERENCES

- [1] S. Mazumdar, et. al., *Composites Manufacturing*, **33**(1), 1-36, (2017).
- [2] C. Ma, et. al., *Nature Communications*, **8**, 1-7, (2017).
- [3] R. Casati, et. al., *Metals*, **4**, 65-83, (2014).
- [4] C. Suryanarayana, *Progress in Materials Science*, **46**, 1-184, (2001).

Study of the early oxidation stages at high temperature of c-Al_{0.55}Ti_{0.45}N coatings deposited by cathodic arc evaporation

Y.L. Chipatecua Godoy, G.C. Mondragón Rodríguez, D.G. Espinosa Arbeláez, J.M. Alvarado Orozco
Center for Engineering and Industrial (CIDESI), Surface engineering and additive manufacturing,
yurilcg@gmail.com; guillermo.mondragon@cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

Transition metal nitrides characterized by their mechanical and tribological properties present an excellent performance at high temperature and corrosive environments. Thanks to these qualities, the c-TiAlN is widely used on cutting tools. High working temperature (700-900 °C) reached within seconds in contact zones between cutting tool edges and machined parts [1]. TiAlN coatings exhibit high hardness, good wear resistance and excellent oxidation resistance at high temperatures over 800 °C [2]. Different oxidation studies of c-TiAlN found in the literature describe the phase evolution of the scale, but information of early oxidation stages are still missing. In this work, the phase(s) evolution at initial oxidation stages of c-Al_{0.55}Ti_{0.45}N was investigated.

METODOLOGY

Hard c-Al_{0.55}Ti_{0.45}N coatings were deposited on Inconel 718 substrates by cathodic arc evaporation. Isothermal oxidation was carried out in a tubular furnace under atmospheric environment, at 900 °C during 5, 10, 15, 20, 25 and, 30 min oxidation times. The chemical composition, crystal phases, structures evolution, morphology and surface microstructures were characterized by XPS, XRD, SEM and TEM respectively.

RESULTS

Grazing incidence XRD patterns after c-Al_{0.55}Ti_{0.45}N oxidation shows a-TiO₂ transient phase between 15 to 20 min treatments. Also, α-Al₂O₃ phase

decreases while a-TiO₂ and r-TiO₂ phases increases at higher oxidation times. XPS depth profiles shows the Al₂O₃ formation on the first nanometers from the surface of the coatings.

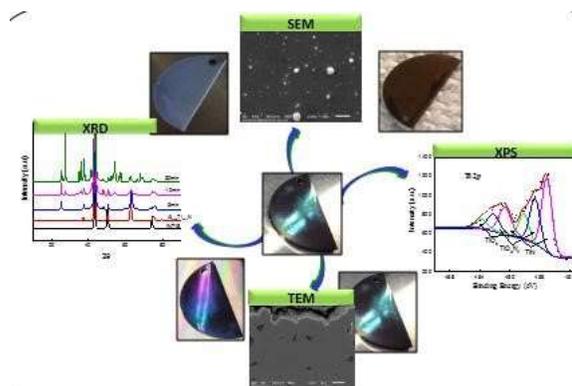


Figure 1. Isothermal early stages oxidation and evolution of arc-PVD c-Al_{0.55}Ti_{0.45}N coating in atmospheric environment at 900 °C.

CONCLUSIONS

Interesting, a transition mixed zone between a Ti and Al-rich oxides was present. The Al₂O₃ scale forms mainly on the top surface, then a transition mixed oxide, and TiO₂ under this layer. Al-oxides decrease while Ti-oxides increase toward the substrate-coating interface.

REFERENCES

- [1] Z.T. Wu, P. Sun, Z.B. Qi, B.B. Wei and Z.C. Wang, *Vacuum* **135**, 34, (2017).
- [2] C.M. Koller, R. Hollerweger, C. Sabitzer, R. Rachbauer, S. Kolozsvari, J. Paulitsch, P.H. Mayrhofer, *Surf. Coat. Technol.* **259**, 599 (2014).

Modelado CFD-RANS de los coeficientes aerodinámicos e investigación experimental de desplazamientos aeroelásticos de un planeador con winglet variable

Plata-Angeles P¹, Huerta-Chávez D.M¹, Arreola-Santillana F. J², Abad-Romero M.A¹, Cruz-C. J¹

¹Ingeniería Aeronáutica, Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec, TESE.

²MCIAE- SEPI-ESIME-Ticomán, Instituto Politécnico Nacional.

aplata8910@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

Los estudios de coeficientes aerodinámicos a través de técnicas de análisis del flujo de fluidos como Dinámica de Fluidos Computacionales usando Método basados en el promediado de Reynolds de las ecuaciones de Navier-Stokes (CFD-RANS), han tenido un auge sobresaliente en los últimos 20 años. Sin embargo, la mayoría de los experimentos en túnel de viento para la obtención de coeficientes aerodinámicos muestran discrepancias marcadas en términos de las secciones no lineales de las polares de aeronaves. En casos de planeadores no convencionales de alargamientos mayores a 30, en donde la relación cuerda envergadura producen una sección de ala sumamente esbelta, lo que hace imposible que se mantenga como un cuerpo rígido e indeformable, por lo que su aerodinámica basada en CFD-RANS se ve comprometida y presenta discrepancias mayores al 60% entre los coeficientes aerodinámicos teóricos y experimentales, lo anterior debido es debido a efectos aeroelásticos, algo que obliga al diseñador a implementar estudios acoplados aerodinámicos-estructurales avanzados para poder acercarse a la eficiencia teórica de un cuerpo rígido, de otra forma no empatan los estudios.

METODOLOGÍA

Se modela en CAD dos casos de un planeador: i) con winglet y ii) sin winglets. Se establece el dominio computacional y se discretiza con el software ANSA 17.0. Las mallas generadas consisten en elementos Ortho-Triax y Hexa-Interior como una estrategia de múltiples bloques para aumentar la densidad de malla

cerca de la pared del Planeador y no en todo el dominio.

Para representar correctamente los efectos viscosos de la velocidad media paralela a la pared fue necesario emplear la ley de la pared válida para flujos con altos números de Reynolds, véase Nielsen, Gersborg, Gravesen y Pedersen (2011) y para capturar regiones en puntos de separación o readherencia dentro de las capas límite, fue necesario implementar una capa límite en donde la primera distancia en la subcapa viscosa alrededor de la pared del ala se definió como 0.011 milímetros y se usaron 8 subcapas laminares de inflación, para las capas de amortiguamiento donde los esfuerzos de Reynolds turbulentos comienzan a dominar sobre esfuerzos viscosos son utilizadas 10 capas y la región logarítmica alrededor de la placa para extenderse lejos de la pared son utilizadas 12 capas de inflación. Se utilizó una relación de aspecto de 1.2, luego las últimas 10 capas deberían cubrir el espesor total de la capa límite de 22.46mm para lograr un $z^+ = 40$. Posteriormente se utilizan los modelos de turbulencia k-e y k-w para resolver los campos de producción de energías cinética turbulenta y disipación en el dominio computacional y finalmente se obtuvieron las fuerzas de superficie (Normales y cortantes) para un rango de ángulos de ataque de -12 a +28 con incrementos de 2 grados.

Finalmente se prosigue con la obtención de los datos experimentales para validar la metodología numérica y poder comparar el grado de desviación entre un cuerpo rígido modelado y un cuerpo elástico probado experimentalmente.

RESULTADOS

Los resultados de las pruebas en las diferentes configuraciones, se pudo observar el desprendimiento del flujo en las puntas del planeador por efecto del flechado. También se observaron dos fenómenos conocidos como efectos aero-elásticos y "flutter" en las puntas del ala debido a los materiales con los que fue construido y en especial a la relación de esbeltez debido al gran alargamiento; en la segunda configuración donde se ocuparon winglets el fenómeno de flutter no disminuía, al contrario, contribuía a generar más arrastre, por lo que era menos eficiente el ala.

Los resultados experimentales arrojan que a 10° es el alfa crítico del planeador sin winglets y a 6° para el caso con winglets, ambos entran en desplome suavizado ver figura 1;



Figura 1. Polar c/s winglet de datos experimentales y numéricos CFD vs. ángulo de Ataque.

Para la segunda configuración (con winglets) los resultados experimentales fueron contrarios a los esperados, ya que el alfa crítico lejos de aumentar por reducciones en los vórtices de punta, disminuyó hasta 6° , para posteriormente entrar en pérdida. Y con respecto al arrastre entre -4° y -6° tiene los valores mínimos (Figura 1).



Figura 2. Vórtice experimental en ala con winglets recto

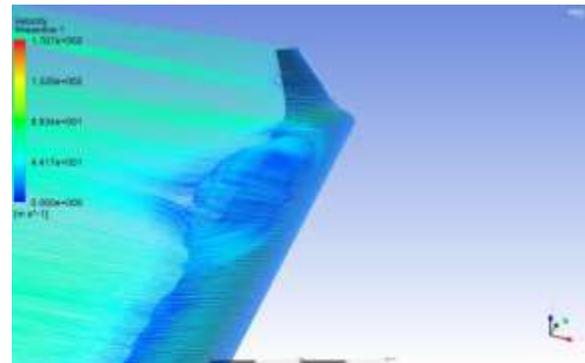


Figura 3. Desarrollo de vórtice de desprendimiento simulado en ANSYS Fluent 17.1

CONCLUSIONES

Se concluye que el efecto combinado de los fenómenos Aero-elástico y "flutter" durante los experimentos genera reducciones de hasta 60% del levantamiento máximo numérico CFD para este modelo en ABS reforzado con cordones de acero y que los ángulos de desplome se presentan prematuramente para ángulos menores a 10 grados. También se prueba que un elemento sometido a flutter y aeroelasticidad presentara una vida útil reducida debido al efecto de fatiga.

REFERENCIAS

- [1] FAA (2013). Glider Flying Handbook. USA: Federal Aviation Administration
- [2] Maughmer, M. (2003). *Design of Winglets for High-Performance Sailplanes*. *Journal of Aircraft* **40(60)**, pp.1099-1106.

Integration of low and high fidelity design tools to aircraft design education

Hernández-Camarena J.L.¹, Sanchez-Ramirez C.E.^{1*};

Gómez-Frausto D.^{1*}; Marquez-Gonzalez, E.N.^{1*}

¹Universidad Autónoma de Chihuahua

csanchezr@uach.mx

INTRODUCTION

The number of aerospace education programs at the university level has increased to provide the industry with specialized engineers. It is the long-term goal of the Mexican government that Mexicans are able to work on aircraft design and development. If Mexico is to become an aircraft developer, then universities need to train them in specialized courses in aircraft design. This paper presents an integrated method to teach aircraft design with low and high fidelity industry-proven design methods in order to enhance the learning experience and equip future engineers with a deeper understanding of aircraft design.

METHODOLOGY

Students start learning about fundamentals of the design process, airfoil and wing design, cost analysis, sizing methods, and performance. Then a project to design a new aircraft is assigned. Low fidelity codes such as Xfoil[1] and Javafoil[2] are used for airfoil

and multi-element airfoil inverse design; high fidelity tools such as CATIA V5™ or NX™ are used for parametric surface generation, and Fluent[3] is used to 3D wing aerodynamic analysis. Once the student has the information of his new aircraft design solution, he creates a Python script to generate the geometry parameters which can be entered into a CAD system to update the geometry. Then he can export it to Fluent for CFD and finally to 3D printing.

RESULTS

With this method, students are able to analyze and visualize different aircraft configurations quickly with some degree of accuracy since they have available high-fidelity information of their aircraft. Therefore, students are able to propose better

solutions to aircraft design challenges such as AIAA aircraft design competitions, Mexican military airplanes, or other aircraft for commercial development in Mexico.

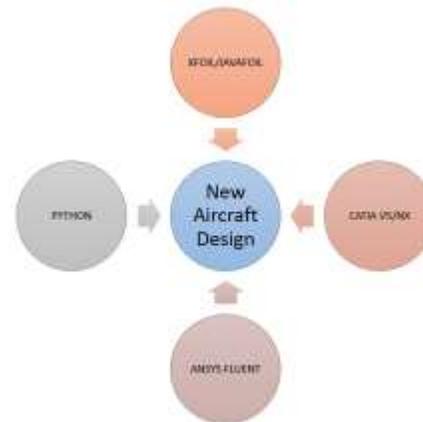


Figure 1. Multi-fidelity aircraft design approach.

CONCLUSION

A multi-fidelity design framework is proposed for aircraft design education. Preliminary results show that students are able to design and 3D print their own designs in one semester. Future work includes structural design, multi-disciplinary optimization (MDO), particle image velocimetry (PIV) testing, flight simulation, and use of aircraft design packages such as RDSWin™ or AAA™.

BIBLIOGRAPHY

[1] Drela, M., *XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils*. In Proceedings of Conference on Low Reynolds Number Aerodynamics, ed. T. J. Mueller. Springer-Verlag, Notre Dame, IN, 1989.

[2] M. Hepperle, *JAVAFOIL Users Guide*, <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm> Last retrieved: 10 Jun 2018 (2010).

[3] Fluent 1. *Fluent 6. 3 user's guide*. Fluent documentation

Optimizing Laser Cladding of Maraging Steel using a Disk Laser

Félix-Martínez, C.¹, Alvarado-Drozco, J.M.^{1*}, Ibarra-Mendoza, J.¹, VilladaVillalobos, J.A.¹, Cáceres-Díaz, L.A.², Michaca-Pérez, A.³

¹Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial.

²Centro de Tecnología Avanzada.

³Universidad Aeronáutica en Querétaro.

juan.alvarado@cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

Laser cladding (LC) processes using powder injection have been used as overlaying methods to offer wear and corrosion resistance to metallic surfaces and more recently they have been advanced to build 3D structures directly with the assistance of CAD and CAM tools [1]. LC offers advantages over conventional manufacturing processes. It has the potential to produce coatings with low dilution, minimal distortion and strong metallurgical bonding to the substrate [2]. Maraging steels (MS) are lowcarbon and high-alloy steels having an excellent combination of tensile strength and fracture toughness, and are considered as an alternative to hardened carbon steels in critical applications [3]. The manufacture of MS parts by LC is a challenge due to the complex interactions of mutually influencing process parameters on dilution, microstructure and mechanical properties. In this work, the effect of the process parameters on geometrical dilution was studied, in particular: laser power (LP), scan speed (SS), powder feed rate (PFR) and spot size (SPS).

METHODOLOGY

Using a 4 kW Trumpf Trudisk system and a Design of Experiments (DoE), the percentage of geometrical dilution was optimized by varying process parameters which lead to tracks having both high and low height-to-width ratios. Dilution was measured using a Nikon Epiphot 200 optical microscope.

RESULTS

Figure 1 illustrates an achieved reduction in the geometrical dilution percentage of almost 50%,

achieved with optimized process parameters. It was observed that a large SPS and a high PFR promote lower dilution levels, which is thought to occur because a larger SPS distributes the input energy over a larger area, which in turns also contributes to reducing porosity levels. On the other hand, a high PFR absorbs more laser energy, thus reducing the energy levels reaching the substrate and dilution as a result. In addition, a low dilution is also favored by low LP and low SS levels. .

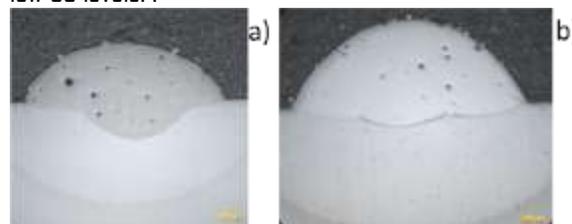


Figure 1. LC of Maraging steel tracks showing geometrical dilution. a) 30.35%, b) 17.68%.

CONCLUSIONS

LC of MS has been successfully demonstrated using a disk laser. Process optimization by DoE techniques has been used to minimize dilution levels for tracks having either a high or a low height-to-width ratio, achieving dilutions levels close to 10%.

REFERENCES

- [1] H.K. Lee, *Journal of Materials Processing Technology*, 321-327, (2008).
- [2] T.E. Abioye, D.G. McCartney, A.T. Clare, *Journal of Materials Processing Technology*, 217, 232-240, (2015).
- [3] C.A. Jagadish et al., *Key Engineering Materials*, 719, 114-121, (2016).

Caracterización térmica y mecánica de resinas reforzadas con grafeno expuestas a radiación gamma

J. Barcena-Balderas^{1,2}, J. Barcena-Balderas^{1,2*}, M. Torres Arellano², P. González-García²,
T.J. Madera- antana³, R.N. Vázquez-Chavira⁴,

¹ Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, Desarrollo.

² CONACYT-CIDESI Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas,

³ CONACYT-CIAD Centro de Investigación en Alimentación y Desarrollo A.C.,

⁴ Universidad Tecnológica de Querétaro, Unidad Nacional.

j.barcena@posgrado.cidesi.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Los nanosatélites (CubeSat) son satélites pequeños caracterizados por tener una masa entre 1 y 10 kg [1], y deben soportar condiciones extremas como vibraciones de lanzamiento, exposición a radiación gamma (1kGy), temperaturas altas (100°C) y bajas (40°C) e impacto de pequeños asteroides a muy alta velocidad.

Las investigaciones actuales se centran en el estudio de materiales que posean propiedades mecánicas y térmicas excepcionales [2].

Es por eso que en este trabajo se estudiará el comportamiento de materiales compuestos con la incorporación de nanopartículas de grafeno en una matriz polimérica con el fin de ofrecer una alternativa para este tipo de nanosatélites.

METODOLOGÍA

El grafeno funcionalizado se sintetizó mediante el procedimiento de Hummers modificado [3], posterior a ello se llevo a cabo la incorporación de nanopartículas de grafeno funcionalizadas por mezclado mecánico en la matriz. Se hicieron probetas de las cuales la mitad fue sometido a radiación gamma y la otra mitad no fueron expuestas para su posterior comparación.

RESULTADOS

Se emplearon diversas técnicas de análisis entre ellas, Espectroscopía Infrarroja por Transformada de Fourier (FT-IR), Análisis Termogravimétrico (TGA) y

pruebas mecánicas de flexión. De los resultados obtenidos, se comprobó la funcionalización de grafeno, así como la afectación de adición de diversos porcentajes en peso de las partículas incorporadas en la matriz que puede retardar la pérdida de masa polimérica. Las probetas que se irradiaron serán comparadas con las probetas que no fueron sometidas a radiación gamma en los mismos métodos de caracterización.

CONCLUSIONES

Se puede observar que los mejores resultados en propiedades térmicas fueron obtenidos por el material compuesto con menor porcentaje en peso de partículas incorporadas. Se espera que el comportamiento del material compuesto irradiado tenga una tendencia similar a los resultados obtenidos en las caracterizaciones previas.

REFERENCIAS

- [1] A. Valdez-Alvarado, *Revista de Información, Tecnología y Sociedad*, **6**, 7-12, (2011).
- [2] L. Changgu, W. Xiaoding, J.W. Kysar, J. Hone, Measurement of the Elastic Properties and Intrinsic Strength of Monolayer Graphene, *Science*, **321**, 385-388, (2008).
- [3] J. Chen, B. Yao, C. Li, G. Shi, An improved Hummers method for eco-friendly synthesis of graphene oxide, *ELSEVIER*, **64**, 225-229, (2013).

Effect of temperature on the oxidation of Ti/TiN films deposited by cathodic arc

C. Ortega*, J. M. González, G. C. Mondragón, J.M. Alvarado
Center for Engineering and Industrial Development (CIDESI),
Surface Engineering and additive manufacturing,
carolinaortega35@gmail.com

INTRODUCTION

The industry constantly encounters new challenges in terms of design and application of coating materials that must withstand harsh working conditions, increasing productivity and maintaining profit margins. Coatings obtained by methods such as PVD allows to obtain versatile solutions, due to the ability to generate materials such as nanocomposites and multilayers, which have mechanical and tribological properties that are design to operate under specific conditions, i.e. high speed, high loads, and elevated temperatures. In this work, the oxidation of Ti/TiN multilayers from 25 to 900 °C was studied.

METODOLOGY

Ti/TiN multilayer coatings were deposited on silicon substrates by cathodic arc using a Ti target (99.5 %) in an Derlikon DOMINO MINI coater unit. The roughness and thickness were measured by profilometry in a Detkat Bruker equipment. The crystalline structure of the coatings was in-situ analyzed between 25 and 900 °C (dwelling time = 3 min) by grazing incidence X-ray diffraction (XRD) using a Smart lab apparatus from Rigaku and Cu K α radiation.

RESULTS

Average thickness of the Ti/TiN film system was $5,21 \pm 0,9$ μm and the average roughness was $110 \pm 0,5$ nm. Homogenous coatings thicknesses and surface characteristics were obtained. However, few droplets due to the cathodic arc deposition method were observed. Figure 1 shows XRD patterns of the multilayers as a function of temperature. From room temperature (~25 °C) to 600 °C the coatings showed a cubic crystalline structure for TiN and a small contribution of hexagonal Ti.

Upon further temperature increase at 650°C TiN starts to oxidize into the hexagonal Ti oxide (*r*-TiO₂). Increasing the temperature above 700 °C showed the TiO₂ transformation from hexagonal to tetragonal rutile phase. From 700 to 800 °C the XRD peak intensity of the oxides further increases, and at 900 °C the TiN and Ti are strongly oxidized showing small contributions to the XRD pattern.

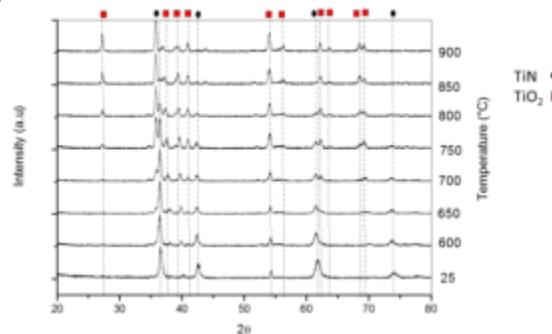


Figure 1, In-situ XRD pattern of Ti/TiN multilayers from 25 to 900 °C.

CONCLUSIONS

Degradation processes of Ti/TiN multilayers were investigated at temperatures starting at 20 up to 900 °C. In the as coated stated, TiN deposited on Ti substrates displayed preferential growth on the (111) direction. This has a positive effect on the oxidation resistance of the Si/Ti/TiN relative to the Si/TiN coating system. Two phase transformations were observed in the Ti/TiN, first the onset formations at 650°C of hexagonal oxide and at 700°C of the tetragonal TiO₂. Critical temperatures will have an impact on the tribo-oxidation phenomena.

REFERENCES

[1] M.A. Domínguez-Crespo, *et al.* Journal of Alloys and Compounds, Volume 746, 25 May 2018, Pages 688-698.

Determination of the gas powder mixture parameters for direct metal deposition processes

Dmytro Brega^{*}, Pavel Solianyuk¹, Diliara Brega¹, Tatiana Solianyuk¹

¹National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine

brega10.04@gmail.com

INTRODUCTION

Nowadays, the technology of direct laser metal deposition can be referred to exponential technologies. It is widely used for the variety of applications, especially in aerospace industry. One of the reasons of such success is cost/time ratio in comparison with traditional manufacturing processes such as casting, machining, stamping. Constantly increasing demands in production of highly innovative products requires new solutions in manufacturing area. Currently only additive technologies can correspond to this challenges. However, there are a lot to improve in existing DLMD devices. All of them are not so fast as usual CNC and cannot provide a reasonable accuracy, thus all parts need to be finished by milling or turning. Another issue is a material porosity. The most vital part of DLMD device which affects part quality is a nozzle which supplies shielding gas and powder directly to substrate. In order to rise the efficiency of the process a careful investigation of mixing processes as well as particle trajectories are required. Eventually this work aimed on numerical simulation of different flow regimes for gas-powder mixture.

METHODOLOGY

A set of experiments was carried to get a maximum value for shielding gas concentration which is required to limit a contact of oxygen containing gases with a hot material surface. Oxygen containing gases may cause distortion of the part, thus the shielding gas mass fraction was chosen to be the main parameter for the rest calculations. A commercial code ANSYS Fluent was used for numerical simulations. Mathematical model was based on Navier-Stokes system of equations. To predict discrete particles behavior a Lagrangian approach was used.

The flow was considered as a multicomponent. Argon was used as a shielding gas together with atmospheric

air. Continuous coaxial powder injection nozzle [1] was used for investigation. In order to predict a flow fluctuations even small eddies should be taken into account. Usually to close RANS equations a different models of turbulence are used. For the past 15 years the most popular for engineering purposes were k- ϵ and sst models, however in this case large eddy simulation (LES) model of turbulence was used. LES is a popular technique for simulating turbulent flows. An implication of Kolmogorov's theory of self-similarity is that the large eddies of the flow are dependent on the geometry while the smaller scales more universal. This feature allows one to explicitly solve for the large eddies in a calculation and implicitly account for the small eddies by using a subgrid-scale model (SGS model).

CONCLUSIONS

First preliminary results shows that Ti-Al based materials are very sensitive to argon mass fraction, the maximum argon mass flow rate limits the velocity of the laser head movement. The particles focus point is in good agreement with the experimental data, however particle diameter distribution is not smooth, and some trajectories are out of laser beam according to flow conditions, thus the injection channels can be optimized for better performance. The gas composition should be always taken to account while estimating technological regimes. Besides particle diameter distribution also influence significantly on the surface quality of the part.

REFERENCES

[1] I. Tabernero, A. Lamikiz, E. Ukar, S. Martínez, A. Celaya., *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, volume 70, pp 843–851, (2014).

Numerical simulation of airfoil movement along an inclined trajectory

Sergey Yeryomenko¹, Pavel Solianyuk¹, Tatiana Solianyuk^{1*}, Dmytro Brega¹

¹National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine

t.solianyuk@khai.edu

INTRODUCTION

The article contains the results of thin airfoil aerodynamic characteristics studies considering the vertical component of its movement rate above the solid level. The effect of a change in the vertical component of an aircraft velocity during its movement along a given trajectory above the solid level has been poorly studied, since valid results can only be obtained during the laboratory and flight experiments.

The possibilities of such studies are limited, so the development of mathematical models, algorithms and design procedure of the aerodynamic characteristics of aircraft during the implementation of take-off and landing operations is a relevant task.

METHODOLOGY

Investigation of a thin airfoil movement along a rectilinear trajectory with an inclination angle θ is carried. The attack angle α and the velocity of the unperturbed flow V_0 are constant (Figure 1). The vertical component of the movement rate V_y is estimated from the angle of the trajectory inclination θ .

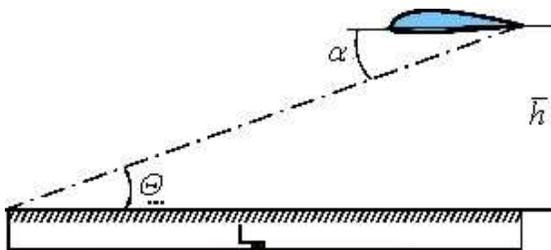


Figure 1 – To the task statement of an airfoil flow with given attack angles α and the trajectory inclination θ .

The problem is solved using the Discrete Vortexes Method in a nonlinear nonstationary formulation. As a

result of solving the assigned task, the influence of the solid level on the aerodynamic characteristics of the airfoil is determined. It is convenient to estimate this in terms of the increment in the coefficient of lift force:

$$\Delta c_{y\alpha} = \frac{c_{y\alpha}(\bar{h}) - c_{y\alpha}(\bar{h}|_{\theta=0} \rightarrow \infty)}{c_{y\alpha}(\bar{h}|_{\theta=0} \rightarrow \infty)}$$

RESULTS

The influence of the solid plane of mediums division on the aerodynamic characteristics of the h airfoil affects the relative height $\bar{h} \in [1, \infty)$, which is b

accompanied by an increase in the coefficient of lifting force $c_{y\alpha}$ (Figure 2).

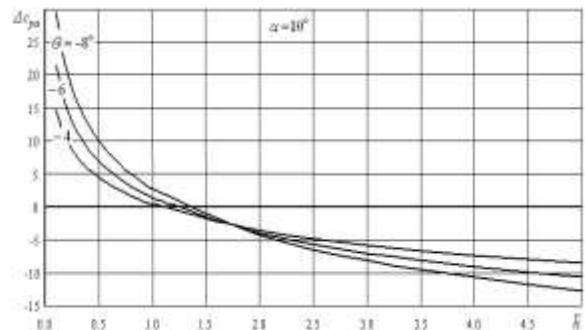


Figure 2 – Profile Dependency $c_{y\alpha}[h, \alpha]$

Thus, with a decrease in the relative height above the solid level, the rarefaction on the upper surface of the airfoil and the flap is markedly reduced, which is associated with a decrease in the bevel angle behind the airfoil with the flap due to the closeness of the solid level.

Diseño y construcción de motor cohete experimental de combustible sólido

A. Castillo Espinosa
brimanaerospace@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Se está viviendo una etapa única en la historia espacial internacional. El próximo viaje a Marte se levanta como uno de los proyectos más prometedores en la actualidad, teniendo como gran objetivo el revivir en la raza humana el espíritu conquistador, el hambre de ciencia y conocimiento, y mostrar una versión extraordinaria de un futuro esperanzador. En México el crecimiento también se está haciendo presente; las nuevas generaciones tienen grandes planes para la evolución de la Agencia Espacial Mexicana (AEM) y para el desarrollo de empresas del sector espacial.

Hay mucho que hacer, hay grandes proyectos para el porvenir, y se está presenciando el tiempo perfecto para actuar y explotar las capacidades de exploración nacionales.

Actualmente existen organizaciones encargadas de promover el desarrollo de la cohetería y del conocimiento científico en el ramo aeroespacial por medio de competiciones.

La ESRA (por sus siglas en inglés, Experimental Sounding Rocket Association) organiza un concurso de ingeniería de cohetes intercolegial para equipos de Estados Unidos y del mundo. Se permiten cohetes multietapas y de todos los tipos de propulsión química (sólidos, líquidos e híbridos).

El objetivo principal de este proyecto es fabricar un cohete apto para competir en el concurso de la ESRA. El primer paso es la construcción de un motor elemental. En el poster se detallan los pasos para la creación de un motor cohete básico capaz de levantar un vehículo experimental.

METODOLOGÍA

Se prepararon bajo el método de compresión [1] cuatro diferentes motores con distintos combustibles en polvo y un oxidante común [2]. Cada motor fue puesto a prueba en un dinamómetro de 5 Newtons (N)

y se analizó el empuje otorgado por cada uno para posteriormente compararlos y definir la mejor mezcla combustible-oxidante.

RESULTADOS

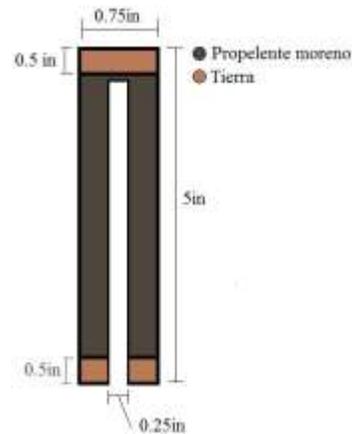


Figura 1. Carga de propelente sólido ganadora.

Con las características mostradas en la Figura 1, el motor generó más empuje del que el dinamómetro pudo medir, mostrando un notable desempeño sobre las demás cargas de propelente que no rebasaron los 3 N en sus respectivos intentos.

CONCLUSIONES

El propelente confinado diseñado a base de dos combustibles y un oxidante con una salida tres veces menor que la cámara de combustión, otorga un desempeño aceptable para la misión.

REFERENCIAS

- [1] Travis S. Taylor, *Introduction to Rocket Science and Engineering*, p. 3, CRC Press, Estados Unidos, (2009).
- [2] Gary Jacobs, *Home built model rocket engines*, p. 10, Product Engineering and Development Company, Estados Unidos, (1979).

Estudio experimental de los coeficientes aerodinámicos de una aeronave no tripulada de búsqueda y reconocimiento para zonas de difícil acceso.

D. Reyes Raya¹, D. M. Huerta Chávez¹, Barajas Cerón¹, Garnica G.J.¹

División de Aeronáutica del Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec, TESE

*EynarReyes12@hotmail.com

INTRODUCCIÓN

La aerodinámica en una aeronave es muy compleja en la forma de observar los fenómenos que la involucran como el desprendimiento del flujo en la capa límite, la inestabilidad del flujo por efectos del flechado, mejor dicho, flujo cruzado, la turbulencia, etc. El fin de someter un modelo a escala para la observación de dichos fenómenos en el túnel de viento, permite estudiar las características geométricas que a éste le afecta, como son las zonas de interferencia entre superficies, efectos de rugosidad y prestaciones de los perfiles, buscando desde luego desarrollar un modelo óptimo para cada misión... Partiendo de un proceso de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) para tener una base de lo analítico y lo experimental. Por una parte, el método experimental aporta una precisión en los resultados que el analítico.

METODOLOGÍA

En primera instancia se modeló el prototipo en 3D utilizando Diseño Asistido por Computadora CAD, posteriormente se discretiza con el software ANSA 17.0 un volumen de control que contiene el prototipo CAD. Se generan mallas que consisten en elementos Ortho-Triax y Hexa-Interior como una estrategia de múltiples bloques para aumentar la densidad de malla cerca de la pared del Planeador y no en todo el dominio. Para los efectos viscosos se utilizan 30 capas de inflación de 0.005 mm con una relación de aspecto de 1.2 para controlar la relación de crecimiento hacia las fronteras.

Para la simulación se empleó el software ANSYS Fluent 17.1 y los modelos de turbulencia k- ϵ realizable y k- ω . Una vez obtenidos dichos resultados se realizó la impresión 3D del modelo a escala para poder

obtener datos experimentales en el túnel de viento del laboratorio de aerodinámica de la Universidad Nacional Aeroespacial de Ucrania, con los que se pudo medir la polar de la aeronave para el pitch. Visualizar mediante técnica experimental de humo e hilos fenómenos físicos de desprendimiento antes, durante y después del ángulo de desplome. Todo lo anterior permitió establecer el estado preliminar de nuestra propuesta y rediseñar en función de las zonas con problemas aerodinámicos.

RESULTADOS

A partir de la realización de las pruebas experimentales se obtuvo que existe una presencia de un fenómeno de turbulencia en la zona de punta de ala por la geometría propuesta, a lo cual estos resultados fueron ya validados con los analíticos para observar el margen de desviación. Por otro lado, la geometría de los compartimientos de carga propuesta en ángulo divergente genera una zona donde la presión estática aumenta, durante el frenado del fluido excitando el desprendimiento del extradós en el borde de salida, fenómeno que incrementa el tamaño de la estela turbulenta, algo que afecta la curva de levantamiento y que puede ser mejorada reduciendo o cambiando ángulos de divergencia por ángulos convergentes entre los pilones y el intradós de la aeronave. A partir de estos resultados se rediseñó los compartimientos de carga que se encuentran situados debajo de cada semi-ala para que se genere una menor zona de presión y se rediseñó las puntas de ala para que no se genere un índice de turbulencia tan alto, lo que resulta en una aeronave de menor arrastre y mayor levantamiento en el rango de operación por un consumo de batería menor.



Figura 1. Interacción de líneas de humo sobre la punta de la semi-ala.

CONCLUSIONES

1. Los datos experimentales fueron validados con datos analíticos y numéricos, en los cuales se encontraron similitudes en un rango del 77%.
2. Se rediseñó una parte de los compartimientos de carga para resolver el problema de la turbulencia.
3. Se modificó las puntas de ala para una mayor eficiencia dentro de los parámetros de diseño.
4. Se observó que los modelos de turbulencia tienen problemas para pronosticar con exactitud los ángulos de desplome.
5. La parte lineal de las curvas de levantamiento son consistentes en los tres análisis.

REFERENCIAS

- [1] Barnes W. McCormick *Aerodynamics, Aeronautics and Flight mechanics*, p 130- 157, 1979.
- [2] John D. Anderson, Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill Companies, 2007 p.313352.

Phases precipitation kinetics on Inconel 718 system using CALPHAD methodology

J.B. Montalvo De los Santos^{1,2*}, D.G. Espinosa Arbelaez¹,

L.A. Caceres Díaz³, J.M. Alvarado Orozco¹

¹Center for Engineering and Industrial Development,

²National Technological Institute of Mexico – Orizaba Institute of Technology.

³Center for Advanced Technology, jesusbartolo28@gmail.com

INTRODUCTION.

Inconel 718 is a nickel base superalloy of great importance for different industrial sectors including the aeronautical industry. The microstructure of Inconel 718 constitutes γ solid supersaturated solution matrix rich in Ni, Cr and Fe with precipitates of coherent phases of γ'' (Ni_3Nb) and γ' $\text{Ni}_3(\text{Al,Ti})$. The primary strengthening mechanism of the superalloy is by heat treatment that involves (i) solid solution annealing for 1hr at a temperature between 980-1200 °C, to dissolve age hardening constituents into the matrix and (ii) ageing treatment at relatively lower temperature (between 650 and 900 °C) to form both γ' and γ'' precipitates. Nb is one of the age hardening constituents which is highly susceptible to segregation and tend to form some undesirable phases, including NbC, δ - Ni_3Nb and Laves ($\text{Ni, Cr, Fe}_2(\text{Nb, Mo, Ti})$) phases that impair mechanical properties. Suitable heat treatment can promote diffusion of segregation elements and resolve them from brittle phases such as Laves particles into the matrix, which will consequently reduce element segregation and increase precipitation of strengthening phases.

METHODOLOGY

Using the Thermo-Calc software, a thermodynamic study was carried out based on the stability of the phases of Inconel 718 dependent on the temperature and composition with respect to Nb. Which the Property Model Calculation module the interfacial energies of the phases that precipitate in the matrix were calculated since is an important parameter used in precipitation simulations. TTT diagram was

calculation which PRISMA module and analyzed times and temperatures of transformation of the phases.

RESULTS.

The calculated TTT diagram was compared with the diagram reported by Thompson, Dobbs and Mayo [1] obtaining congruent approximations in the transformations of the phases

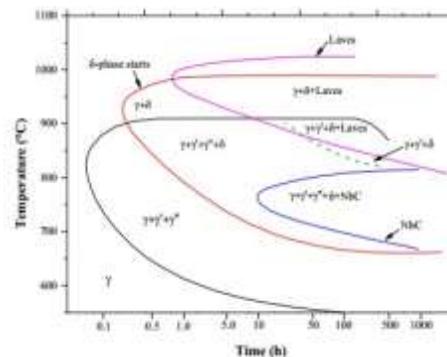


Figure 1. Transformation-time-temperature diagram of IN718 alloy system.

CONCLUSIONS

The study of phase transformations in relation to temperature and exposure time allows the development of thermal treatments that favor a stable microstructure, as well as the dissolution of unwanted phases such as the laves phase. It is expected that this method approaches future experiments to validate a specific heat treatment for the goals of this project.

REFERENCES.

[1] R.G Thompson, J.R. Dobbs, D.E. Mayo, *65th Annual AWS Convention, held April 9-13, 1984, Dallas, Texas*

Effect of processing parameters on deposited IN718 by Laser Cladding

J. A. Pinilla-Bedoya¹, A. Bejarano-Rincón¹, J. Ruiz-Ornelas¹,

D. G. Espinosa-Arbeláez¹, J. M. Alvarado-Drozco¹

¹Center for Engineering and Industrial Development, CIDESI

juapinillabe@unal.edu.co

INTRODUCTION

Laser Cladding (LC) technology provides solutions for diverse advanced manufacturing processes including 3D printing, parts and components repairing of special alloys difficult to machine and weld due to their high thermal sensitivity. Among the nickel-based superalloys, Inconel 718 (IN718) is widely used in the aeronautical industry [1] due to its excellent creep, oxidation, and hot corrosion resistance at high temperatures [2]. Currently, there is a lack of knowledge about the process-structure-properties relationships of IN718 processed by LC [3]. These relationships will determine the geometrical and microstructural properties of the final part.

The present work is focused on understanding the effect of the processing parameters, on the clad dilution, microstructural and structural properties of laser cladding IN718 alloy using a Taguchi method.

METHODOLOGY

A Taguchi Design of Experiments (DOE) with three factors (i.e., laser power, spot and velocity), and four levels, was proposed for exploring processing regions with energy densities [4]. The LC process was carried out for a set of 16 tracks with a laser TRUDISK and a six-degree of freedom robot manipulator. The IN718 samples were characterized by micro- XRD and QM.

RESULTS

The complete set of experiments were successfully accomplished for energy densities lower than 200 J/mm². Tracks with the same energy densities do not show the same metallurgical and geometric properties. Austenitic γ phase with the possible presence of γ' and γ'' phases was observed at XRD. The latter must be validated by further

characterization (Fig. 1b). A process map is showed in Figure 1a and Table 1 summarized the track features with the processing parameters.

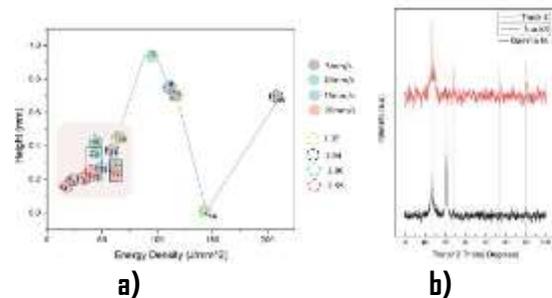


Figure 1. a) Process map and b) XRD IN718 spectra.

Table 1. Parameters effect on In718.

Track features	High influence	Low influence
Height	Process speed	Spot size
Width	Spot size	Process speed
Area	Process speed	Power laser
Dilution	Power	Process speed
Depth	Power - Spot	Process speed

CONCLUSIONS

The effect of processing parameter on IN718 LC tracks was studied by Taguchi DOE. A process map was established for In718. Lower energy densities must be used for obtaining lower dilution. In future work, we will explore higher powder flow.

REFERENCES

- [1] L. Sexton, S. Lavin, G. Byrne, and A. Kennedy, *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 122, no. 1, pp. 63–68, (2002).
- [2] Y. C. Zhang, Z. G. Li, P. L. Nie, and Y. X. Wu, *Surf. Eng.*, vol. 29, no. 6, pp. 414–418, (2013).
- [3] I. Tabernerero, A. Lamikiz, S. Martínez, E. Ukar, y J. Figueras, *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, vol. 51, n.º 6, pp. 465–470, (2011).
- [4] E. Toyserkani, A. Khajepour, y S. F. Corbin, *Laser Cladding*, CRC Press, (2004).

Efecto del tamaño de polvo utilizado en las curvas de compresibilidad de aleaciones base aluminio

J. O. Guerrero Alcocer¹, J. D. Cruz Aranda¹, J. L. Domínguez Cuevas¹,
J. C. Contreras Guzmán^{1*}.

¹Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec, División de Ingeniería Aeronáutica
iqm.jccg.2013@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

La metalurgia de polvos o pulvimetalurgia, es el procesamiento de polvos de diversos materiales [1]. Sus etapas básicas son:

a) Producción de polvo (atomización, molienda o por electroquímica); b) Separación o Mezclado de los polvos; c) Compactación (aplicando presión) [2]; d) Sinterizado (calentar y enfriar); e) Mecanizado (si lo requiere); f) Tratamientos térmicos.

A pesar del amplio uso de la pulvimetalurgia [3], la información que se tiene de las aleaciones es limitada, por lo que hacen falta estudios de comportamiento de aleaciones que pueden ser usadas en los sectores de crecimiento en México (como el aeronáutico).

METODOLOGÍA

Se usó polvo obtenido por atomización de aluminio comercial (A356), aluminio con 6 % peso de zinc, aluminio de 18% peso de zinc. Se realizaron las siguientes actividades:

1. Separación granulométrica en "polvos finos (PF)" (entre 0.074 y 0.149 mm); "polvos gruesos (PG)" (entre 0.250 y 0.354 mm).
2. Compresión gradual a una rapidez de 5 mm/min de avance hasta alcanzar una fuerza neta de 25 KN o 20 mm de distancia de compresión.
3. Determinación de las curvas de compresibilidad (densidad aparente en función de la presión aplicada durante la compresión).

RESULTADOS

El polvo obtenido a partir de atomización (un chorro líquido sometido a una diferencia de presión se rompe en una alta cantidad de partículas solidificadas instantáneamente formando el polvo) están combinador en una amplia distribución de tamaños. Se realizó una separación granulométrica, que

consiste en pasar el polvo por una serie de tamices (mallas) haciendo que las partículas queden retenidas o que pasen al siguiente tamiz dependiendo de su tamaño. Los tamices son ordenados de la malla más grande a la malla más pequeña y en la base se coloca una deposito para recolectar los polvos más finos. Se utilizó un Ro-Tap que genera un movimiento oscilatorio para que las partículas se muevan y puedan pasar a través de las mallas en caso de que su tamaño se los permita.

Las curvas de compresibilidad muestran la densidad aparente como función de la presión aplicada durante la compactación. La densidad representa el grado de porosidad que se tiene posterior a la compactación (altas densidades indican baja porosidad y viceversa). Las densidades alcanzadas son muy cercanas a las de la aleación obtenida por fundición.

CONCLUSIONES

Al ser aleaciones blandas, la compresión realizada hasta los límites (25 kN de fuerza) muestran que las densidades obtenidas son cercanas a la densidad que tendrían las aleaciones obtenidas por fundición. Sin embargo, con poca compresión, se alcanzan densidades cercanas a la tercera parte de la densidad por fundición. No hay efecto del tamaño de partícula en las curvas de compresibilidad y por ende en las densidades.

REFERENCIAS

- [1] Hausner, Henry Herman; Handbook of powder metallurgy; Segunda Edición; New York; 198; 604 pp
[2] Yufeng Wu; Gap Yong Kim; Compactation behavior of Al6061 powder in the semi-solid state, 23 de agosto de 2011, Elsevier, 252-258 pp. [3] ASM Handbook, Volume 7: Powder Metallurgy.

Thermodynamic calculations and precipitation simulations of α phase in Ti-6Al-4V alloy at higher temperatures

Amantes-Cosme, A.¹, Espinosa-Arbeláez, D.G.¹, Alvarado-Drozco, J.M.^{1*}

¹Center of Engineering and Industrial Development (CIDESI), Surface Engineering, juan.alvarado@cidesi.edu.mx.

INTRODUCTION

The alloy of Ti-6Al-4V belonging to the family of titanium alloys type α/β , represents almost 60% of the global production of titanium, being of particular interest in the aerospace sector, e.g., structural components of turbine engines, aircraft and spaceships due to its low density, high resistance and toughness [1]. However, its mechanical properties depend on the thermal history and its microstructure, consisting in a β (bcc) matrix strengthened by α (hcp) precipitates, being a product of the solid-state phase transformation governed by the thermodynamics and kinetics of the system.

CALPHAD methodology is a powerful tool for the analysis and simulation of thermodynamic properties and the evolution of the microstructure from the nucleation theory. The aim of this research is to calculate the thermodynamic properties of phase transformations $\alpha \rightleftharpoons \beta$ and the precipitation and growth process of α particles for three different of heat treatments.

METHODOLOGY

The present study investigated the effect of heat treatment (annealing and recrystallization) and phase stability for the Ti-6Al-4V alloy. The calculations of thermodynamic properties were made with ThermoCalc. The complete extrapolation of the ternary system Ti-Al-V from the description of the binary systems was calculated using the binary interaction parameters of [2]. The precipitation simulation was performed by TC-PRISMA and were experimentally validated at the following conditions: 607.5°C for 8h, 705°C for 2h and 760°C for 5h. Substrates were prepared metallographically and characterized by XRD, SEM-EDX and GDOES.

RESULTS

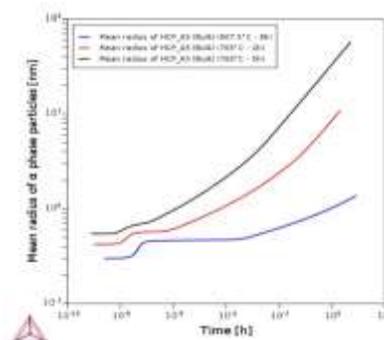


Figure 1. Mean radius of α phase particles calculated with an interfacial energy ($\sigma_{\beta/\alpha}$) of 0.0229 J/m².

CONCLUSIONS

The results of kinetics precipitation simulations show that the highest growth rate is given to the isothermal condition of 760°C at 5h, the maximum radius of α phase particle was 56.91 nm with an average radius from 8.74 nm to 0.25h, while for the conditions at 705°C and 607.5°C for 2 and 5h, respectively the maximum growth was 10.73 nm and 1.36 nm, with average radius of 2.22 and 0.63 nm at 0.11 and 0.48h. The final microstructure observed experimentally after the heat treatments consisted of primary α with α - β Widmanstätten regions for annealing at 607.5°C. At 705°C only one colony of Widmanstätten plates was observed and finally at 760°C an equiaxial α structure with β at grain boundaries predominated.

REFERENCES

- [1] M. J. Donachie, *Titanium - A Technical Guide*, 2nd Edition, 2000.
- [2] B. Lindahl, X. L. Liu, Z. Liu, and M. Selleby, "A thermodynamic re-assessment of Al - V toward an assessment of the ternary Al - Ti - V system," *Calphad Comput. Coupling Phase Diagrams Thermochem.*, vol. 51, pp. 75-88, 2015.

Study of Diamond-Like Carbon coatings on Plasma nitrided and non-nitrided M2 tool steel: the effect of deposition parameters on adhesion properties

A. Moreno-Bárceñas^{1,2}, A. García García^{2*}, G.C. Mondragón-Rodríguez¹,
J. González- Hernández¹, A. García García^{2*}

¹Center of Engineering and Industrial Development, CIDESI-Querétaro,
Surface Engineering Department.

²Laboratorio de Síntesis y Modificación de Nanoestructuras y Materiales Bidimensionales.
Centro de Investigación en Materiales Avanzados S.C.,
alejandra.garcia@cimav.edu.mx

INTRODUCTION.

Diamond like carbon (DLC) coatings are well known for their extraordinary mechanical performance. Due to their high hardness, good wear resistance and excellent frictional response [1–3] DLC-coatings have been continuously applied in medical, industrial and automotive sectors in the last years [4]. The aim of this work is to investigate the effects of surface treatments, based on arc plasma assisted nitriding process, on the adhesion capacity of DLC layers deposited at different bias voltages. The results are compared with the adhesion characteristic of films grown on non-nitrided M2 steel. Failure mechanisms regarding the DLC adhesion are discussed.

METODOLOGY

The non-nitrided control samples were only mirror polished and then ultrasonically. Plasma arc nitriding process was carried out in a Domino Mini coater unit from Derlikon. DLC based coatings were deposited using a commercial H₂ CVD-PECVD reactor from Intercovamex. The a-C:H coatings were deposited on nitrided and non-nitrided M2 steels. Previous to the deposit of the DLC's. The deposition times were fixed at 40 min at 200 °C.

RESULTS

Adhesion strength of DLC-coatings deposited on plasma nitrided steels was compared to the performance of DLC-coatings applied on a nonnitrided substrates. The synthesized nitrided layer was analyzed by optical microscopy, X-ray diffraction, Vickers microhardness and the surface roughness

was evaluated by atomic force microscopy. DLC coatings deposited on both steel substrates were analyzed by Raman spectroscopy revealing that DLC a-C:H type was obtained. The adhesion properties were analyzed by scratch testing supported by optical microscopy and Scanning Electron Microscope. Results showed an improvement of the DLC adhesion on the plasma nitrided surfaces.

CONCLUSION

Improvement of adhesion strength of PECVD deposited DLC (amorphous carbon a-C: H films) has been obtained by applying plasma synthesized nitrided layers produced on steel substrates. The effect of the power applied during DLC coating deposition also increases adhesion on both substrates. Moreover, micro-structural evaluation of the scratch tracks showed clear differences in the failure mechanisms at critical loads. The DLC coatings on non-nitrided steels suffer catastrophic failures that cause full delamination in a flaking mode. On the contrary, DLC coatings grown on plasma nitrided steel showed mainly cohesive failures pictured in internal transverse cracking due to the material hardness.

REFERENCES

- [1] Y. Lin, Z. Zhou, K.Y. Li, Improved wear resistance at high contact stresses of hydrogen-free diamond-like carbon coatings by carbon/carbon multilayer architecture, *Appl. Surf. Sci.* 2 (2017) 12. doi:10.1016/j.apsusc.2017.11.118.
- [2] K.C. Walter, M. Nastasi, C. Munson,

Adherent diamond-like carbon coatings on metals via plasma source ion implantation, *Surf. Coatings Technol.* 93 (1997) 287–291.

[3] J.M. Lackner, C. Stotter, W. Waldhause, R. Ebner, W. Lenz, M. Beutl, Investigation into the properties of titanium based films deposited using pulsed magnetron sputtering, *Surf. Coatings Technol.* 174–175 (2003)

[4] W. Tillmann, E. Vogli, F. Hoffmann, P. Kemdem, Influence of Substrate Nitriding on Adhesion, Friction and Wear Resistance of DLC (Diamond-Like Carbon)-Coatings, *Key Eng. Mater.* 438 (2010) 211–218.

Aerodynamic flow characterization of an exhaust gas system (case study)

P.D. Hernández-Ortiz¹, D. de la Rosa-Urbalejo^{1*}, S. Méndez-Díaz¹, O. A. de la Garza-de León,
F.A. Sánchez-Cruz¹, S. Martínez-Martínez¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica,
Laboratorios de Investigación e Innovación en Tecnología Energética.
daniel.delarosarb@uanl.edu.mx

INTRODUCTION.

In the present work experimental tests of the aerodynamic flow of an exhaust gas system are characterized. By employing exhaust gases produced by a Diesel engine, four rotational speed regimes were set, namely, 800, 900, 1,000 and 1,100 rpm. Furthermore, in order to control the exhaust gas temperature at the area of study up to 250°C, a resistive heating system was used.

Very precise velocity measurements through a porous medium, such as a catalytic converter, were obtained by employing Laser Doppler Anemometry (LDA) technique, SCITEK LS-10 Remote Operation Liquid Droplet Seeder, along with a 0.1 mm resolution traverse system.

It is shown that experimental facilities are capable to performed cutting-edge measurements to characterize complex thermo-fluid dynamics processes, specifically, precise exhaust gas flux uniformity and drop pressure measurements at different gas velocities and temperatures.

METHODOLOGY

The experimental facility comprises of a Diesel engine, a DOC-DPF filter, a 17.5 kW electrical resistance arrangement, a catalyst converter, and a borosilicate glass surface optical access.

By employing four-module National Instruments (NI) compact-DAQ9174, a bespoke Labview code controlled and acquired temperature, pressure, and rotational speed (rpm) data using K-type thermocouples, Kistler 4049A transducers, and a Lionchip E18-d80nk digital infrared sensor, respectively.

The Laser Doppler Anemometry (LDA) technique was employed to measure the exhaust gases velocity distribution. Although the velocity measurements are taken in one point, it is possible to take measurements

at different points along the diameter of the pipe obtaining a velocity profile.

The Dantec Dynamics BSA Flow Software is utilized to perform the statistical analysis of the samples. The software is capable to deploy a graphic interphase from which it is possible to configure hardware and parameters of study, i.e. laser probe position, sample size, sampling frequency, validation threshold, signal frequency filters, the photo-detectors amplifiers gain. The software also displays the histogram behavior and sampling validation.

The following procedure was performed: (1) set laser probe to a position in which the measurement volume are located inside the optical access zone, (2) energize laser power source, (3) start the engine, (4) seed olive oil particles, (5) start data acquisition system, (6) set rotational speed regime, (7) energize resistive heating system, and (8) acquire measurements.

RESULTS

The velocity decreases as it approaches to the pipe line's wall, except in the proximity of the borosilicate glass surface. This behavior could be obtained as a consequence of the laser beam reflections that are capture by the laser probe, which are interpreted by the LDA software as sharp velocity increments.

The higher the exhaust gas temperature, the higher the stream velocity.

At a fixed temperature, the higher the rotational speed, the higher the stream velocity. It is important to mention that these results correspond to the measurements performed along the horizontal direction (y/L).

The velocity profile along the horizontal crosssection area (y/L), shows the effect of exhaust

gas temperature on velocity at different rotational speeds. It can be observed that the average velocity increases as temperature also increases.

It is noted that along the horizontal direction, at higher volumetric flow rate and average velocity in the catalytic converter, greater drop pressure occurs. Additionally, it is observed that the higher the temperature, the lower the drop pressure.

From the results obtained by measuring the temperature profile along the vertical direction (z/L) it is found that: (1) the average velocity have an slight tendency to increase as it approaches to the pipe wall, (2) with an increase in the exhaust gas temperature, the average velocity also increases.

The results of the average velocity along the vertical direction (z/L) for different rotational speeds, show that the higher the temperatures, the higher the average velocities. This behavior is not consistent with the results obtained along the horizontal direction. This situation occurred due to the fact that the sequence of tests led to the catalytic converter having a higher temperature than that of the exhaust gases during the experimental campaign.

It is noted that along the vertical direction, the higher the volumetric flow rate and average velocity, the greater the drop pressure. Additionally, the higher the temperature, the greater the drop pressure. Again this situation is provoked by the fact that during these tests the catalytic converter gains higher temperature than that of the exhaust gases.].

CONCLUSIONS

During the development of the present study it has been presented experimental facilities capabilities, highlighting the measurement of the exhaust gas velocity employing LDA laser technique. Olive oil was employed as the seeding fluid utilizing the SCITEK LS-10 Remote Operation Liquid Droplet Seeder. On the

other hand, pressure transducers were used to measure exhaust gas drop pressure across the catalytic converter and also through the extension in which the optical accesses are mounted.

Velocity profile measurements in two directions, horizontal (y/L) and vertical (z/L) cross-section areas were experimentally determined. Exhaust gas drop pressure as a function of the volumetric stream, and the average speed of the exhaust gases were analyzed.

The recommendations that arise from this Case Study are the following: (1) ensure that the optical access is clean prior to perform each experimental campaign, hence, improving data quality, (2) perform the experiments as the following sequence: start the measurements with the lowest temperature to analyze and gradually increase the rotational speed regime. Then, gradually increase the temperature and start the measurement with the lowest rotational speed i.e. 800 rpm. Ensure, as much as possible, that the start of the data collection already has a thermal equilibrium between the catalytic converter and the exhaust gases, (3) in order to measure the temperature of the catalytic converter, a thermocouple must be installed, (4) insulate the catalytic converter to mitigate heat losses, thus facilitating thermal equilibrium.

REFERENCES

- [1] Dantec Dynamics, *LDA measurement principle*, <https://www.dantecdynamics.com/>, 2018.
- [2] Z. Zhang, *LDA Application Methods*, ISBN 9783-642-13514-9, Springer, 2010.
- [3] F.M. White, *Viscous Fluid Flow*, ISBN: 007124493-X, Mc Graw-Hill, 2006.
- [4] D. Nield, A. Bejan, *Convection in Porous Media*, ISBN: 978-0387-29096-6, Springer Science Business Media, Inc, 2006.

OpenFOAM, an open source tool for CFD simulation – Fuel sprays, EulerianLagrangian approach

Luis F. Rua-Mojica^{1*}, Violeta Y. Mena-Cervantes² S. Martínez-Martínez^{1**}

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, FIME – LIITE

²Instituto Politécnico Nacional, CMP+L,

* luis.ruamj@uanl.edu.mx; ** simon.martinez@uanl.edu.mx

INTRODUCTION.

The environmental impact and the necessary increment of energetic efficiency entails to the development of new strategies for aeronautic industry and like in the automotive industry the airplane combustion processes need a reduction of the emission levels. The development of new fuels (or biofuels) is a strategy to achieve this goal, and a reliable way to test their performance is the computational simulation.

Fuel injection is a multiphasic phenomenon, because a liquid spray at high pressure is injected into a gaseous atmosphere. A way to simulate this process is carried out by the superposition of a Lagrangian model (liquid drops) with an Eulerian model (gaseous atmosphere). This work use the base code of OpenFOAM, an open source simulation tool and it introduce new fuel libraries to simulate injection process, also an experimental validation was carried out.

METHODOLOGY

Experimental and numerical approaches were used in this work. The experimental phase consist principally of spray visualization [1] and numerical phase contain: 1. Estimation of the physical fuel properties, 2. Implementation of new fuel libraries into OpenFOAM, 3. CFD simulation of injection process. In Table 1 relevant physical properties of the fuels are described.

Table 1. Fuels selected for this study.

Properties	Diesel	Farnesane	Biodiesel
Molecular formula	C H 15.18 29.13	C H 15 32	28% Palma 72% Soya
Density [kg/m ³]	843	770	883

Viscosity [cSt]	2.97	2.32	4.2
-----------------	------	------	-----

RESULTS

Figure 1 shows a comparison of the spray tip penetration between 3 fuels of study for a set of parameters selected.



Figure 1. Velocity behaviour at 2.8 ms.

CONCLUSIONS

Numerical and experimental analysis were carry out for 3 types of fuels. Based on the results can be concluded that: The total mass injected is the parameter with more relevance in the final penetration. The interval between injection events determine how the penetration curve grow. The numerical and experimental results are consistent. The average deviation is 13%.

REFERENCES

[1] Rubio-Gómez, Guillermo, S. MartínezMartínez, Luis F. Rua-Mojica, Pablo Gómez-Gordo, and Oscar A. de la Garza. "Automatic macroscopic characterization of diesel sprays by means of a new image processing algorithm." *Measurement Science and Technology* 29, no. 5 (2018): 055406.

An Experimental Study of Frost Formation on a Tube Bank

H.G. Ramírez-Hernández ^{1*}, F.A. Sánchez-Cruz ¹, S. Martínez-Martínez ¹, C. Ramírez Hernández ¹, C.D. Hernández Puentes ¹.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (FIME), Laboratorios en Investigación e Innovación en Tecnología Energética (LIITE).
hugo.ramirezhrn@uanl.edu.mx

INTRODUCTION.

Heat exchangers of refrigeration systems and heat pumps typically operate at temperatures below the freezing point of water, therefore frost deposition occurs over heat transfer surfaces causing thermal and hydraulic performance reduction [1]-[2]. The former causes air stream reduction due to the frost blocks the passing air; whilst frost density is related to important frost layer parameters such as porosity, thermal conductivity, specific heat and molecular diffusivity [2, 3]. There are also other two parameters of great relevance, the frost layer surface temperature and the average Nusselt number. Furthermore, the factors that significantly affect the frost layer properties are air temperature, cold surface temperature, air humidity, air velocity, surface geometry, and location [4].

In the present work an experimental study of heat and mass transfer on a tube bank with frost formation is presented. Growth patterns around the tubes, the global heat and mass transfer on the tube bank and the average frost density are reported.

METHODOLOGY

A cooper tube bank was manufactured. Internal liquid refrigerant flows through coaxial passages along each tube ensuring a low constant temperature on the external tubes surfaces. The study was performed using a closed-loop wind tunnel where the tube bank was exposed to controlled conditions. Image processing technique was utilized to quantify the local frost layer growth around tubes' circumferences.

RESULTS

To quantify the non-uniformity of frost growth the centroid of the frost profile was computed. Figure 1 shows the relative centroid displacement of the frost profile for the first row, first and fourth tubes for two Reynolds numbers. It is shown that for low Reynolds numbers the relative centroid displacement increases

up to 0.08, nevertheless, for high Reynolds numbers the centroid displacement is significantly lower.

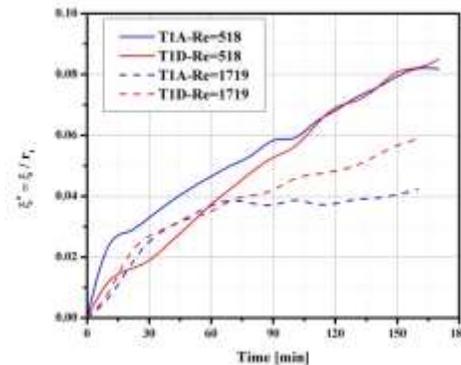


Figure 1. Relative centroid displacement for Test 03 and Test 09, row 01. Test 03: Re = 866, Test 09 Re =1719.

CONCLUSIONS

At low Reynolds numbers conditions, a nonuniform frost layer growth was observed. The frost layer growth is greater at the zone where the air stream directly impacts. Conversely, frost layer growth is smaller at the rear of the tube, where recirculation effect occurs.

REFERENCES

- [1] M. S. Patil, J.-H. Seo, M.-Y. Lee, Heat transfer characteristics of the heat exchangers for refrigeration, air conditioning and heat pump systems under frosting, defrosting and dry/wet conditions. A review, *Applied Thermal Engineering* 113 (2017) 1071 – 1087.
- [2] A. Leoni, M. Mondot, F. Durier, R. Revellin, P. Haberschill, State-of-the-art review of frost deposition on flat surfaces, *International Journal of Refrigeration* 68 (2016) 198–217.
- [3] Z. Li, D. Zhao, G. Ding, T. Ren, S. Miao, X. Han, T. Noda, Improving defrosting performance by controlling frost distribution to match defrosting heat distribution in

frost-free household refrigerators, *International Journal of Refrigeration* 77 (2017) 136 – 148.

[4] J. Irigaray, Y.-X. Tao, S. Jia, Review article: A critical review of properties and models for frost formation analysis, *HVAC&R Research* 10 (4) (2004) 393-420.

Diseño y construcción de una plataforma educativa para sistemas de control y estabilización en vehículos aéreos no tripulados

N. A. García Rosas¹, J. L. Alexander González¹, L. A. Amézquita Brooks¹, J. F. Villarreal Valderrama¹

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica
luis.amezquitabr@uanl.edu.mx; jose.villarreal.vld@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

La aplicación de sistemas de control ha adquirido reciente atención para la mejora del desempeño de diversos sistemas. Una de las dificultades principales con las que se encuentran los estudiantes es la implementación de los conocimientos adquiridos. La plataforma educativa mostrada tiene como objetivo estudiar el comportamiento e implementación de sistemas de control en un conjunto hélice-rotor con un grado de libertad para rotar. La rotación es ocasionada por la fuerza de empuje del motor, ya el motor se coloca en un extremo de una viga y en el extremo contrario está el pivote. Las prácticas comunes de sistemas de control involucran sistemas mecánicos, en el presente se permite observar la interacción entre sistemas mecánicos y aerodinámicos, añadiendo la implementación de conocimientos en diseño de filtros y sistemas de medición inercial.

METODOLOGÍA

Previo a la implementación del lazo de control, se requirió obtener un modelo matemático que pudiera estimar el comportamiento del sistema [1]. En este proyecto se modeló el sistema rotacional a partir de la dinámica de cuerpo rígido y la aerodinámica del conjunto rotor-hélice.

Para validar el modelo matemático se requieren mediciones reales de orientación, por lo tanto, la integración de sistemas de aviónica es un paso fundamental. Se utilizó la unidad de medición inercial MPUG050 con un protocolo de comunicación por I2C con la tarjeta de procesamiento de datos. El error del giroscopio fue corregido al implementar un filtro complementario con el acelerómetro. Después de validar el modelo se implementaron sistemas de control: Un PID por el método de calibración de Ziegler-Nichols y un controlador por lugar de las raíces. Se controló la orientación del modelo con la potencia del

motor, en la plataforma con compatibilidad para sistemas en tiempo continuo.

RESULTADOS

La Figura 1 presenta un experimento donde se determinó un valor de 1.01 para la ganancia crítica del sistema, necesaria para el método de Ziegler-Nichols. La ganancia crítica es aquella que provoca oscilaciones sostenidas en lazo cerrado. Se observa que la plataforma desarrollada permite implementar los conocimientos adquiridos en la clase de manera práctica.

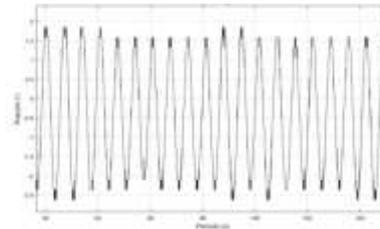


Figura 1 Retroalimentación con la ganancia crítica.

CONCLUSIONES

Una dificultad actual de los estudiantes es la implementación de los conocimientos adquiridos. La plataforma educativa permite aplicar temas como:

- Modelado: Dinámica de cuerpos rígidos y caracterización conjuntos rotor-hélice.
- Integración de sistemas aviónicos y control: Instrumentación, fusión de sensores e implementación de controladores.
- Metodologías de diseño de controladores.

REFERENCIAS

- [1] H. V. Vu & R. S. Esfandiari, *Dynamic Systems Modeling and Analysis*, p. 172, McGraw-Hill, USA, (1997).
- [2] C.T. Chen, *Analog and Digital Control System Design: Transfer-Function, State Space, and Algebraic Methods*, p. 558-559, Saunders College Publishing, Philadelphia, (1993).

Desempeño de un controlador lineal para estabilidad robusta en un modelo no lineal de cabeceo

L.G. Takano De La Cruz¹, J.F. Villarreal Valderrama¹, L.A. Amézquita Brooks^{1*}.

¹Universidad Autónoma de Nuevo León.

luis.amezquita.brk@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN.

En vuelo, las aeronaves rotan respecto a su centro de gravedad. Los ángulos de orientación se conocen como guiñada, cabeceo y alabeo, estos son generados por las superficies de control. El ángulo de cabeceo influye directamente sobre la tasa de ascenso, descenso y el ángulo de ataque, por tanto, un control con buen desempeño es necesario para asegurar la trayectoria deseada. La superficie de control que genera la rotación de cabeceo el estabilizador horizontal [1]. La deflexión de esta superficie de control provoca un cambio en el ángulo de cabeceo. El cambio en la orientación depende de la velocidad del viento y parámetros de la aeronave [2]. Actualmente se utilizan controladores convencionales para controlar cualidades de vuelo [3]. Se propone un control de cabeceo en una aeronave y se simula el desempeño del control en términos de su respuesta transitoria. Es necesario que el control logre mantener estabilidad robusta ante incertidumbre en las condiciones de operación y eliminar el error en estado estacionario, para asegurar un buen desempeño durante la operación de la aeronave.

METODOLOGÍA

Se obtuvo el modelo de ecuaciones diferenciales de un modelo que permite rotar solamente en cabeceo, se analizó el movimiento de cabeceo respecto al ángulo de deflexión del estabilizador horizontal. El modelo fue linealizado, se comparó la respuesta del modelo lineal y el modelo no lineal para validar la similitud. Se desarrolló un controlador para modelo lineal mediante técnicas de manipulación del diagrama de Bode. Se buscó controlar el ángulo de cabeceo con la deflexión del estabilizador.

Se utilizó un compensador en doble adelanto con un integrador y una ganancia para un ancho de banda de 10 rad/s. El control fue implementado en el modelo no lineal con velocidades de 6 m/s hasta 20 m/s. Se

observó que el controlador provee estabilidad robusta para el rango de operación definido.

RESULTADOS

La Figura 1 muestra la respuesta del sistema ante cambios de referencia, un ángulo de 0° a 20°. Se observa que el controlador provee estabilidad robusta en un rango de velocidad de viento de 6m/s a 20m/s, con un tiempo de establecimiento de 2 segundos. El control diseñado también elimina el error en estado estacionario gracias al integrador.

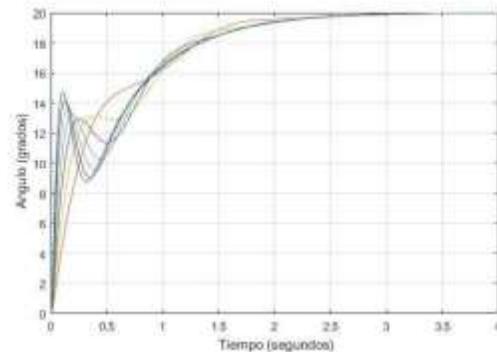


Figura 1. Respuesta ante cambios de referencia.

CONCLUSIONES

Las aeronaves están sujetas a variaciones en la velocidad de operación, por lo tanto, es una fuente de incertidumbre presente durante su operación. El diseño de controladores debe cumplir con un criterio de estabilidad robusta respecto a este parámetro para asegurar la integridad de la aeronave. El controlador propuesto se diseña por la manipulación del diagrama de Bode, debido a que el análisis de incertidumbre se simplifica por este método. Se comprueba que el método de diseño para el sistema de control provee de estabilidad robusta para variaciones de velocidad de viento de 6m/s a 20m/s y elimina el error en estado estacionario para todas las condiciones de operación.

REFERENCIAS

- [1] J. D. Anderson, *Introduction to Flight*, p.77, McGraw-Hill, New York, (2005).
- [2] M. V. Cook, *Flight dynamics principles*, p.41, ButterworthHeinemann, Great Britain, (2007).
- [3] A. Alaimo, V. Artale, L. Rosa Milazzo y A. Ricciardello, *Journal of Intelligent Robotic Systems*, Vol. 73, pp 261 (2014).

Implementación de HIL de un sistema de control en un PVTOL

A. D. Sánchez Torres¹, J. E. Sánchez Cortés¹, G. Ramírez Villa¹, M. Torres Rivera^{1*}

¹Universidad Aeronáutica en Querétaro

moises.torres@unaq.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Motivados por el interés de implementar sistemas de control en tiempo real en *unmanned aerial vehicle* (UAV) capaces de mejorar las características de operación de estos, se propone hacer uso del sistema OPAL/RT que permite la simulación por medio de *Hardware-in-the-Loop* (HIL) para el diseño de un controlador de movimiento en un vehículo *Planar Vertical Take-Off and Landing* (PVTOL).

La simulación se realiza comunicando Matlab Simulink con el equipo OPAL/RT; en el primero se especifica el modelo y la estructura del sistema por medio de diagramas de bloques, mientras que OPAL/RT realiza el procesamiento en tiempo real, del modelo descrito en función de las entradas y salidas del sistema.

METODOLOGÍA

La investigación del estado del arte se centra en el control de estabilización de una aeronave para las tareas de despegue y aterrizaje en el plano vertical, dando así un sistema subactuado ya que cuenta con dos grados de libertad y dos entradas de control. El modelo matemático se desarrolla en dichos grados de libertad (y , Θ) correspondientes a la posición y orientación en el plano (Lin, F., Zang, 1999).

Una vez que se ha definido y analizado el modelo del sistema, se diseña un controlador proporcional integral-derivativo (PID), cuya tarea es posicionar la aeronave en un punto de equilibrio horizontal, para realizar la comparación de las ecuaciones y la simulación a través de la plataforma Simulink vinculado con el equipo OPAL/RT. Lo anterior permitirá el análisis del comportamiento del modelo en la planta

virtual, para poder examinar la respuesta del controlador (Washington, C., 2008).

RESULTADOS

Se realizó una interfaz adaptable en Simulink comprobando los requerimientos de máximo sobre impulso, error estacionario y tiempo de asentamiento para verificar la respuesta en estado transitorio mediante pruebas de robustez con el fin de asegurar la eficiencia ante perturbaciones críticas.

Mediante el planteamiento propuesto, se desarrolló y probó el controlador en diferentes escenarios y se modificó de manera paramétrica de la planta.

CONCLUSIONES

Se utilizó la metodología para estabilizar el sistema aeronave PVTOL, el controlador obtenido y las simulaciones toman en cuenta la naturaleza positiva del empuje y el ángulo de alabeo no está restringido a alguna región como en el enfoque clásico con el que se ha abordado el tema (Lin, F., Zang, 1999) (Martínez, J. C., 2013).

Adicionalmente será posible obtener parámetros y condiciones aceptables para el futuro diseño e implementación de la planta física.

REFERENCIAS

- [1] Martínez, J. C. & Andrade, J., 2013. Implementación de controladores en Sistemas Retroalimentados usando electrónica embebida y simulación Hardware In The Loop. *Universidad Tecnológica de Pereira*.
- [2] Washington, C. & Delgado, S., 2008. Improve Design Efficiency and Test Capabilities with HIL Simulation. *IEEE Autotestcon*, pp. 8-11.
- [3] Lin, F., Zhang, W., and Brandt, R. D., 1999. "Robust hovering control of a PVTOL aircraft.". *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 7(3), pp. 343-351.

Análisis de las necesidades para la navegación de los nuevos vehículos aéreos.

Celis Mendiola Fernanda Paola¹, González García Cuauhtémoc Rafael¹.

¹Tecnológico de Estudios Superiores de Ecatepec, División de Ingeniería Aeronáutica.

fernandacelis96@gmail.com.

INTRODUCCIÓN

Debido a la saturación de tráfico terrestre se han propuesto diversas formas de ampliar las distancias en tiempos reducidos y se llegó a la conclusión de lanzar a la venta, por parte de particulares, un prototipo de vehículo aéreo con el cual se facilite el traslado personal al interior de una zona urbana.

Desde hace años [1] se conoce el concepto de tráfico aéreo debido al crecimiento de vuelos a nivel nacional, sin embargo, en países estadounidenses y europeos se han propuesto diversas simulaciones computacionales y pruebas piloto en zonas de bajo tráfico aéreo con equipos y sistemas que ayudaran a disminuir dichos vuelos, siendo de suma importancia considerar factores importantes dentro de la navegación aérea como lo son: meteorología, infraestructura y servicios destinados a la aviación que facilita su estudio. Estas simulaciones permiten considerar al vuelo libre (*free fly*, por su nombre en inglés) como una solución viable sin olvidar que su implementación generaría cambios en la navegación aérea.

El diseño de vehículos aéreos debe garantizar la seguridad de las operaciones dentro de un ambiente de vuelo libre (*free fly*), por ello, el vehículo debe contar con una navegación específica que permita al piloto conocer y controlar el vehículo en las fases de operación minimizando la carga a los controladores aéreos que se encuentran en tierra, que sólo supervisarán los vuelos con ayuda de radares y en caso de presentarse un conflicto podrán entrar en función para mitigar el conflicto.

La capacitación del personal involucrado es una de las características más importantes en la navegación del vehículo de tal forma que la operación no represente ninguna amenaza para ningún área.

METODOLOGÍA

Se buscó y recopiló información necesaria sobre tráfico aéreo que involucra sistemas "tradicionales" y sistemas autónomos [2].

Se realizó un análisis comparativo entre los dos sistemas destacando limitaciones y fortalezas.

Al realizar la comparativa se buscó encontrar cuál de los dos sistemas es el más conveniente para utilizar en zonas urbanas a baja altitud dentro de la ciudad de México.

RESULTADOS

En base a la investigación realizada, se observó que la ciudad de México no se encuentra en posibilidades de implementar sistemas autónomos debido a la falta de infraestructuras capaz de satisfacer las necesidades del nuevo transporte aéreo. Además, se encontró que varios modelos realizados en países norteamericanos en los cuales se puede observar que gracias al sistema de navegación implementado en estos vehículos se logra una alta confiabilidad a la hora del vuelo en los sistemas autónomos.

CONCLUSIONES

En la actualidad, es posible que se pueda dar la navegación aérea en una metrópoli gracias al avance tecnológico existente. Sin embargo, se presenta una ventana de oportunidad en el diseño, construcción y gestión de la infraestructura que soporte esta transportación.

REFERENCIAS

- [1] J.C.A.M, *Navegación aérea*, 360pag, Ediciones Paraninfo, España, 2008
- [2] B.G. S, *Vuelo Libre iniciativas de modernización*, Federal Aviation Administration, United State, 2010

Oxidation Kinetics Behavior of Inconel 718 Superalloy Manufactured by Direct Metal Laser Sintering

D. Garcés-López¹, J. E. García-Herrera², G.V. De Leon-Notpe¹,

D. G. Espinosa-Arbelaez¹, J.M. Alvarado-Orozco¹

¹ Center for Engineering and Industrial Development (CIDESI),

² Surface engineering and additive manufacturing

³ Centro de Tecnología Avanzada,

*dgarcels@unal.edu.co

INTRODUCTION

Inconel 718 (IN718) is a Ni-based superalloy strengthened by precipitation, showing a combination of superior mechanical properties and a good corrosion resistant to aggressive environment [1]. However, machining using conventional methods is difficult as a result of its high hardness and low thermal conductivity. In this regard, DMLS additive manufacture (AM) technology is an alternative approach for manufacturing of complex pieces [2]. Nevertheless, the oxidation resistance of IN718 has become increasingly important due to the growing demand on the modern industry of more reliable components to a higher temperature [1]. This work presents the oxidation behavior of specimens AM IN718 by AM – DMLS – is compared to commercial wrought IN718 at 800, 1000 and 1200°C for 5 h. The oxidation kinetics measured by thermogravimetric analysis (TGA) will be discussed based on different characterizations.

METHODOLOGY

IN718 DMLS samples were studied in their as-built condition. A second set of samples were machined from a commercial IN 718 wrought plate supplied by FRISA industry. TGA were performed using a Setaram Setsys Evolution thermobalance. The mass changes during the experiments were recorded at 0.5 seconds intervals. Heating and cooling rates were set to 100 °C/min. The oxidation tests in the thermobalance were performed under a synthetic air flow set at 20 ml/min and high temperature was maintained during 5 h.

RESULTS

Figure 1 shows the Arrhenius diagram for IN718, is obtained by DMLS and by forging, the differences in the

parabolic rate constants of the samples are appreciated, at 800 °C the parabolic rate constant is higher for the forge sample which indicates that the sample has a greater kinetic than the DMLS sample. At 1000°C a very similar kinetic is visualized and at 1200°C it was impossible to compare at the same times because the parabolic rate constant of the forge sample was not stable.

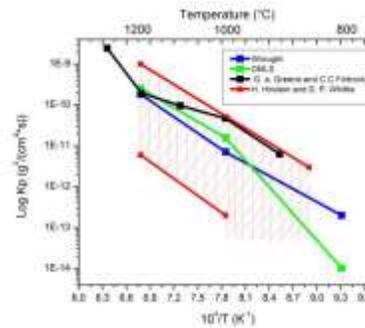


Figure 1. Arrhenius diagram of the two IN718 alloys (DMLS and wrought) for 5 h at 800°C, 1000°C and 1200°C. Comparison with literature results.

CONCLUSIONS

- The parabolic rate constant increases with oxidation temperature in air atmosphere. To an isotherm of 800 °C the IN718 obtained by DMLS, has a lower parabolic rate constant.
- At 1200 °C, the manufactured IN718 still has Cr₂O₃, whereas in the one manufactured by forging after four hours there is a depletion of Cr.

REFERENCES

- [1] Q. Jia and D. Gu, *Journal of Alloys and Compounds*, vol. 585, pp. 713, (2014).
- [2] J. P. Kruth, M. C. Leu, and T. Nakagawa, *CIRP Annals - Manufacturing Technology*, vol. 47, pp. 525, (1998).

Evaluation of the effects of laser power and scan speed on the microstructure and geometry of the Inconel 718 beads

Cámara Gómez A.^{1,2}, De León Nope G.V.^{1,3}, Alvarado Orozco J.M.¹

¹Center for Engineering and Industrial Development (CIDESI),

Surface engineering and additive manufacturing,

²National Technological Institute of Mexico – Orizaba Institute of Technology.

³Swanson School of Engineering, United States.

camarangel28@gmail.com

INTRODUCTION

Additive Manufacturing (AM) process is the joint materials to manufacture objects based on a 3D model data, layer by layer, this type of process is used due to it is a new technology that is impacting the aviation industry, since it allows to improve the design of aeronautical components in different ways, obtaining competitive advantages such as: geometric complexity and customization of the design process. However, it still presents challenges for its use in high mechanical demand parts, one of them is the incomplete understanding of the phenomena of the process and its impact on the properties of the parts. This work will be focus on the study of the relationships Process-Structure-Properties, searching for an optimal work area in which the variation of exposure parameters such as laser power and the scan speed have effect on the geometry and continuity of Inconel 718 beads [1]. In this work we will study the most influential exposure parameters (laser power and scan speed) of Inconel 718 beads [2], due to the great importance in the aerospace industry, since with this study we can analyze part of the impact of the effects on the properties of the pieces.

METHODOLOGY

Two groups of samples were made, in the first group the laser power was varied from 57 W to 342 W (with a step of 57 W) and in the second group the scan speed was varied from 384 mm / s to 1536 mm / s (with a step of 192 mm / s) keeping the other parameters constant.

It was performed as follow:

- Beads building by DMLS process

•

- Metallographic sample preparation
- Morphology microstructural characterization

RESULTS

The width and depth of the molten pools increases, as the laser power increases, due to the heat transfer over the powder, the width and depth depending on the power and its transfer will be its width and depth as also the remelting about the on the layers of the substrate.

The width and depth of the molten pools diminish, as the scan speed increases, due to time, so when increasing the speed, the amount of energy delivered to the powder is reduced causing a decrease in heat transfer, thus decreasing the width and the depth.

CONCLUSIONS

The power of the laser and the scan speed with respect to the width and depth of the molten pools, shows that the scanning speed has greater impact in the molten pools due to the decrease of the laser beam residence time over the powder bed. This causes a dissipation of heat in the upper layers instead of dissipating the heat in the piece obtaining a minimum melted region, avoiding the remelting of the layers.

REFERENCES

- [1] G. V. de León Nope "Additive Manufacturing of Inconel 718 by Direct Metal Laser Sintering (master's Thesis) CINVESTAV, Queretaro.
- [2] M. Sadowski, L. Ladani, W. Brindley, J. Romano, Additive Manufacturing, 11, 2016: 60-70.

Thermodynamic and kinetic study of the precipitation process in a nickelbased GTD-III superalloy

L. Hernández-Flores¹, J.E. Galván-Chaire¹, D. G. Espinosa-Arbeláez¹, L.A. CáceresDíaz³, J. Ruiz-Ornelas¹, J. A. Villada-Villalobos², J.M. Alvarado Drozco¹.

¹Center for Engineering and Industrial Development (CIDESI),
Surface engineering and additive manufacturing,

²National Center for Aeronautic Technologies (GENTA),

³Advanced Technology Center (CIATEQ),

diego.espinosa@cidesi.edu.mx

INTRODUCTION

GTD III is a nickel-based superalloy designed in the 1970s. It was developed to operate at high temperatures (above 1000°C) and to support thermal fatigue, as it is the case for gas turbine blades.

By now, design, manufacturing and processing of this alloy remain to be a challenge due to considerable expensive processes and complex entropic phenomena involved [1], so, it is necessary to develop heat treatments that allow recovering the initial stage of microstructure of the components. CALPHAD methodology is powerful tool for understanding the thermodynamic and kinetic phenomena of alloys under different rejuvenation process parameters.

This work presents an approximation to recovery heat treatments design for GTD-III, based on state variables and experimental conditions by using Thermo-Calc and TC-PRISMA software.

2. METHODOLOGY

Thermodynamic calculations were carried out by using the TCNi8 and MOBNI4 databases, considering approximations to binary and ternary systems and after multicomponent systems (i.e. Ni-Al, Ni-Ti and Al-Ti, Ni-Al-Ti, etc). The effect of alloying elements on the precipitation of eta (η) phase was analyzed based on step and mapping calculations, TTTdiagrams were calculated to study the fastest precipitation area (i.e. Bulk, grain boundaries, grain corners, dislocations). Gamma prime (γ') and η phase and secondary carbides ($M_{23}C_6$) precipitation times were calculated considering the wetting angle, grain size and chemical composition.

RESULTS

TTT-Diagrams showed a strong influence of Al content in gamma prime precipitation. Cr, otherwise, destabilized gamma prime phase, varying those components in the same quantity implies a change of time precipitation in 10² magnitude order. Also, was found that Bulk precipitation is not affected by etting angle and grain size .

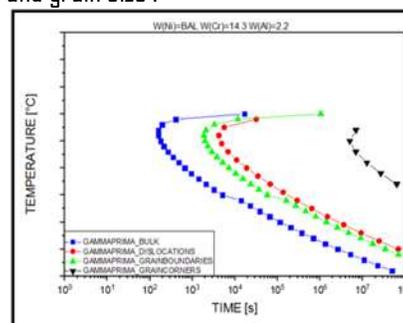


Figure 1. TTT diagram of gammaprime in different nucleation sites.

CONCLUSIONS

It is possible to calculate TTT-diagrams for GTD-III, until six elements, to predict complete solubility of gamma prime phase in bulk and the components effect on it.

Precipitation in grain boundaries is significantly affected by wetting angle and grain size. Further research need to be done to determine optimal values of those parameters.

REFERENCES

[1] Turazi, A., de Oliveira, C.A.S., Bohórquez, C.E.N. et al. *Metallogr. Microstruct. Anal.* (2015) 4: 3.

Plataforma para visualización en vivo e identificación de la dinámica de cabeceo de un planeador

A. Gonzalez Jaramillo¹, F. Garza Díaz¹, L.A. Amézquita Brooks¹, J. F. Villarreal Valderrama^{1*}

¹Universidad Autónoma de Nuevo León.

jose.villarreal.vld@uanl.edu.mx

INTRODUCCIÓN

La identificación de la dinámica longitudinal es una parte fundamental para controlar variables como altitud y orientación. Es necesario implementar un sistema de control para proporcionar un buen desempeño y seguridad en sistemas aeronáuticos, como aeronaves no tripuladas. Los modos dinámicos longitudinales de interés en las aeronaves son el fugoide y la dinámica de periodo corto. Se seleccionó el periodo corto, caracterizado por variaciones en el ángulo de ataque, ya que tiene efectos en las fuerzas aerodinámicas e inerciales de las aeronaves.

Actualmente se implementan sistemas que registran datos en un módulo integrado en la aeronave, estos tableros no cuentan con un sistema de transmisión de datos en tiempo real [1]. El VBMA (Análisis de Movimiento Basado en Video) se ha planteado como una solución para la visualización y caracterización de la dinámica longitudinal de una aeronave [2]. También ha propuesto como alternativa la aplicación de simulaciones numéricas para estimar variables tales como altitud y orientación [3], las cuales tienen un error que alcanza 21% en magnitud [4]. Se requiere una plataforma que permita la toma y transmisión de datos experimentales en tiempo real, de manera versátil y precisa. En el presente se desarrolla un banco de pruebas para la telemetría del ángulo de cabeceo. Esto permite registrar y visualizar en vivo la orientación de la aeronave.

METODOLOGÍA

Se desarrolló un planeador ultraligero con una configuración longitudinalmente estable. Se integraron en la punta del planeador los módulos de transmisión y medición de ángulo de cabeceo. Se utilizó un filtro complementario para corregir el error del giroscopio con las mediciones del acelerómetro. La telemetría se programa mediante

un protocolo de comunicación serial virtual con un receptor conectado a una computadora para la visualización en vivo de datos.

RESULTADOS

En la figura 1. Se ilustra el planeador, en la punta de este se encuentran los circuitos integrados.

El cuadrado representa el módulo de recepción.

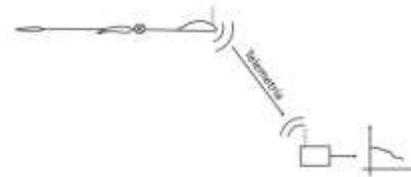


Fig. 1. Diagrama de la plataforma

CONCLUSIONES

Se logró establecer una transmisión de datos que permite el registro y visualización del movimiento de periodo corto en el ángulo de cabeceo. Esto permite tener mayor confiabilidad en los datos, ya que son mediciones experimentales, y mayor versatilidad ya que es un módulo ligero y compacto, adaptable a diferentes aeronaves. Se abre la oportunidad de implementar diferentes sistemas de control como trabajo futuro, ya que se tiene una tarjeta programable de medición y actuación.

REFERENCIAS

- [1] H. Kandath, J. Pushpangathan, T. Bera, S. Dhall y S. Bhat, *Micromachines*, 9, III, (2018).
- [2] G. Tarantino y C. Fazio, *European Journal of Physics*, 32, 1617, (2011).
- [3] A. Babaei, M. Mortazavi y M. Moradi, *Applied Soft Computing*, 11, 365, (2009).
- [4] P. Sandoval, P. Cornejo y F. Tinapp. *Aerospace Science and Technology*, 43, 463, (2015).

Metodología de diseño estructural de una tobera de expansión de un motor de cohete hecha en materiales compuestos.

R. Polanco^{1*}, O. Madrigal², O. Jiménez²

¹Maestría en ciencias de la ingeniería aeroespacial (UNAQ).

²Subdirección de posgrado e investigación (UNAQ).

rafael.polanco.segovia@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Para el diseño estructural de cualquier sistema sólido con interacciones de cargas térmicas y fuerzas externas es necesario desarrollar una metodología adecuada que permita predecir y simular el comportamiento de la estructura y luego, mediante experimentación, verificar los resultados. Para este caso se desarrolla una metodología de análisis y diseño de la estructura principal de una tobera de expansión. El sistema está formado por las secciones convergente y divergente. Dichas estructuras soportarán principalmente cargas de presión y temperatura provocados por el paso del flujo producto de la combustión. Dichas cargas generan deformaciones y esfuerzos mecánicos y térmicos sobre la estructura de la tobera [1].

METODOLOGÍA

Se comienza con el conocimiento de los materiales a usar: su estructuración y composición volumétrica para formar una unidad de material compuesto. Se usa como material resistente malla de fibra de carbono y como matriz, resina epóxica. Como análisis preliminar se supone el cálculo de múltiples secciones de la tobera, donde cada una se calcula como cilindro de pared delgada. Esto permite que sean los esfuerzos longitudinales, radiales y tangenciales los que más deben tomarse en cuenta para el modelo [1]. Por lo que, en la caracterización del material, interesa obtener los módulos de resistencia en el plano. Se parte de los módulos de resistencia obtenidos a partir de pruebas de tensión realizadas en probetas con orientación de fibra 0 y 45°. Se validan los resultados a través de simulación numérica utilizando análisis en elemento finito y se agrega la influencia que tiene la temperatura en el comportamiento del material. Con ello se puede establecer el espesor necesario en cada sección cilíndrica y así realizar la simulación para elementos cilíndricos sometidos a presión y

temperatura y, posteriormente, la estructura de la tobera completa.

Esta metodología está pensada para que se puedan hacer variar las características de resistencia del material y espesores, sin afectarla; y permite encontrar los valores óptimos para lograr soportar las condiciones de operación y que los esfuerzos, deformaciones y temperatura no rebasen el límite del material.

RESULTADOS

Las pruebas de tensión sobre las probetas arrojan un comportamiento lineal en tensión la dirección de las fibras (0/90°) y un comportamiento no lineal en dirección (45/-45°). Los esfuerzos generados por el gradiente de temperatura a través de muro de la tobera causan esfuerzos que pueden llegar a formar hasta un 60% del esfuerzo total. Los análisis de elemento finito muestran resultados congruentes con los cálculos realizados y entre los análisis realizados a nivel de probeta, cilindros y estructura.

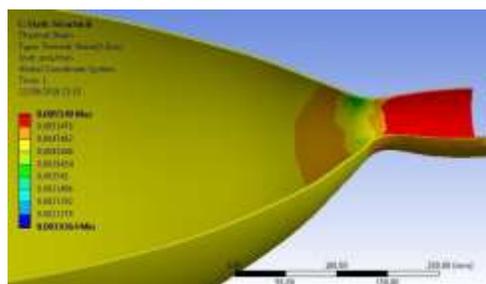


Figura 1. Deformaciones unitarias por temperatura.

CONCLUSIONES

La tobera estaría conformada por un laminado de al menos 3 mm, solo para soportar las condiciones de temperatura y presión. Debido a que solo se presentan esfuerzos longitudinales, radiales y tangenciales, se diseña aun laminado especialmente ortotrópico con todas las láminas en la misma dirección.

La metodología conformada por las pruebas experimentales, cálculo y simulaciones en elemento finito forman una base confiable de trabajo para el análisis de materiales compuestos utilizados en la tobera de expansión.

REFERENCIAS

[1] G.P. Sutton, Rocket Propulsion Elements (Seventh Edition), p. 284, 289, John Wiley & Sons, Inc., Canada, (2001).

Preparation and mechanical properties of jute-glass fiber reinforced hybrid composites for aeronautical applications

M.A. López Sáenz¹, U.M. García-Pérez¹, M.J. de la Garza-Galván^{1*}

¹Universidad Autónoma de Nuevo León, Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica,
maria.dlgarzagl@uanl.edu.mx

INTRODUCTION

In recent years, natural fibers have been widely studied as reinforcement in composite materials due to their non-toxic nature, lightweight, low cost and biodegradability. The mechanical properties of natural fibers are very similar to glass fiber; therefore, they can replace glass fibers in composite materials or they can be used in combination with natural fibers to create hybrid composite materials with improved mechanical properties.

In this work, hybrid composite materials reinforced with jute and glass fibers were manufactured for studying the potential application of natural fibers reinforced composites in aeronautics [1,2].

METHODS

Hybrid composite laminates of jute (J) and glass (G) fibers were created by the hand lay-up vacuum bag assisted method curing at room temperature and in autoclave at room temperature and 60 °C, using epoxy resin as matrix. Five layers of fibers were used in the laminates, alternating the order of the fibers as follows: 5J, 5G, G-J-G-J-G, J-G-G-G-J, G-J-J-J-G, JG-J-G-J.

Tensile testing under ASTM D3039/D3039M-08 was carried out to characterize the mechanical properties of the samples. Furthermore, samples were analyzed by optical microscopy to determine the adherence of matrix to reinforcements [1,3].

RESULTS

The ultimate tensile strength and modulus of elasticity of different composites configurations with the best mechanical properties overall are shown in Table 1. The hybrid composites cured in autoclave showed the better mechanical properties. With the optical microscopy, we were able to make a qualitative

analysis of the interaction of the fibers and the matrix. A good adherence between fibers and resin were observed.

Table 1. Mechanical properties of jute-glass hybrid composites of different configurations.

Configuration	Conditions	UTS (MPa)	E (GPa)
5J	RT	34.750	2.090
5G	RT	193.250	11.59
J-G-G-G-J	RT	87.754	4.949
J-G-G-G-J	AC RT	115.725	6.615
G-J-G-J-G	AC 60 °C	125.690	7.210

RT = Room temperature, AC = Autoclave

CONCLUSION

Hybrid composites laminates cured in autoclave showed an improvement in properties such as UTS, modulus of elasticity and a better adhesion among resin, jute and glass fiber. Composite laminates where glass fiber is predominant tended to have better properties. Glass fiber usage can be reduced due to the mechanical properties of hybrid composites being feasible for non-structural components.

REFERENCIAS

- [1] R. Gujjala, S. Shakuntala, SK. Acharya, SK. Pal. *Mechanical properties of woven jute - glass hybrid - reinforced epoxy composite*, *Journal of Composite Materials*, 48 (28), 3445, (2014).
- [2] M. Ramesh, K. Palanikumar, K. Hemachandra Reddy. *Mechanical property evaluation of sisal - jute - glass fiber reinforced polyester composites*, *Comp: Part B*, 48, 1, (2013).
- [3] R.A. Braga, P.A.A. Magalhaes Jr. Analysis of the mechanical and thermal properties of jute and glass fiber as reinforcement epoxy hybrid composites, *Materials Science and Engineering C*, 56, 269, (2015).

Cinética de infiltración de cenizas volcánicas a alta temperatura en recubrimiento de barreras térmicas

C.Y. Guijosa-García¹, M.Rivera-Gil^{1*}, R. Naraparaju², U. Schulz², J. Muñoz-Saldaña¹.

¹Centro de Investigación y de Estudios Avanzados –IPN campus

²Centro Aeroespacial Alemán, Colonia, Alemania.

marivera@cinvestav.mx

INTRODUCCIÓN

El desarrollo de sistemas de barreras térmicas (TBC) para uso aeronáutico ha sido el resultado de décadas de investigación y desarrollo enfocados en incrementar la seguridad y la eficiencia en el transporte aéreo. Los TBC son recubrimientos que actúan como aislantes termoquímicos de alta temperatura que protegen al metal base. El material exterior de los TBC es un material cerámico de baja conductividad. Los TBC son fabricados mediante dos técnicas, EB-PVD y APS presentando un grado de porosidad inherente al procesamiento. La porosidad permite alojar cambios volumétricos debidos a expansión-contracción durante los ciclos. El material más ampliamente utilizado en TBCs es la zirconia estabilizada con itria (YSZ). Este material presenta restricciones que se agudizan por encima de 1200 °C, tales como su estabilidad de fase. Así mismo, por arriba de esta temperatura, la interacción de los TBC con aluminio-silicatos de calcio-magnesio (CMAS) y las cenizas volcánicas (CV) suspendidas juegan un papel preponderante en la desestabilización YSZ trayendo como resultado la acumulación de esfuerzos residuales debidas a la transformación de fase. Así mismo, arriba de dicha temperatura, las CVs fundidas fluyen a través de la porosidad de los recubrimientos aumentando su conductividad térmica y los esfuerzos residuales acumulados. Por ello es de suma importancia estudiar y entender la fenomenología asociada con la infiltración de CV en TBCs. En esta contribución estudia el fenómeno de infiltración de CV en TBC procesadas mediante APS.

METODOLOGÍA

Se realizaron experimentos de infiltración de 3 CV (Popocatepetl, Colima y Eyjafjallajökull) a 1250 °C entre 90 y 600 min. El grado de infiltración de los TBCs

se determinó mediante el análisis de cambios estructurales con microscopía electrónica de barrido (MEB) y determinación de la presencia de elementos contenidos en las CV mediante espectroscopía de energía dispersiva (EDS).

RESULTADOS

El comportamiento de la infiltración obedece a dos regímenes: uno de alta y otro de baja tasa de infiltración comprendidos entre 0-120 y 120 a 600 min respectivamente. Esto sugiere un cambio abrupto en el comportamiento del flujo de las cenizas fundidas que es independiente de la temperatura. Así mismo se observa que el contenido de fase monoclinica alcanza un máximo en el límite de estos regímenes (120 min) para después disminuir considerablemente. Esto sugiere una correlación entre la desestabilización de la fase t' con la velocidad de infiltración. Finalmente se observa que la ceniza con mayor contenido de SiO₂ presenta mayor infiltración. También se observa que las cenizas con mayor cantidad de Si tienen un mayor poder de desestabilización de YSZ.

CONCLUSIONES

Durante los procesos de infiltración a alta temperatura la composición química de las CV juega un rol de gran importancia. A menor contenido de Si, la viscosidad disminuye y la profundidad de infiltración aumenta. El fenómeno de infiltración en TBCs producidos mediante APS se puede clasificar en dos regímenes, uno de alta y una de baja tasa de infiltración, de 2.054 y 0.286 µm/min respectivamente para la ceniza con mayor contenido de Si; mientras que a menor contenido de Si, estos valores se reducen a 1.242 y 0.214 µm/min. Por otro lado, el poder de desestabilización del YSZ se incrementa al incrementar el contenido de Si en la CV.

Diseño de una Celda Electrolytica para Aplicación de Recubrimientos Metálicos para la Aeronáutica.

Zapata Gordon^{1*}, J. Tristancho Reyes¹, C. Gaona Tiburcio², F. Almeraya Calderon²

¹Universidad Tecnológica de Pereira.

²Universidad Autónoma de Nuevo León.

niko@utp.edu.co

INTRODUCCIÓN

En esta investigación se realizó el diseño de una nueva configuración de celda de laboratorio para recubrimientos electrolyticos de metales como: electrozincado, cromado, niquelado, anodizado entre otros. Para esta celda se delimitaron variables con rangos específicos como: Un volumen entre 100 y 500 ml de solución electrolytica, un tamaño de cátodo entre 0.1 y 0.33 dm² de área expuesta, ánodos entre 1 y 2 veces el área del cátodo, además, tiene variación de distancia entre ánodo y cátodo mediante guías deslizantes para optimización los procesos de investigación. La celda está diseñada con un refractario tipo Pyrex como recipiente donde se deposita la solución electrolytica y una cubierta diseñada en ABS para evitar deterioro por efectos de la corrosión por las soluciones electrolyticas, Para los electrodos se diseñó un soporte porta electrodos (porta ánodos y porta cátodo) con características intercambiables para múltiples ánodos y cátodos según la experimentación. Como resultado adicional se realizó un recubrimiento donde se utilizó acero 1020 y Zinc sólido al 99% de pureza, en el cual se obtuvo un electrozincado homogéneo y continuo. La celda de electrorecubrimiento permite experimentar diferentes tipos de sustratos como aceros, aluminios, titanios entre otros, en aplicaciones industriales finales o en preprocesos.

METODOLOGÍA

Para la conceptualización, diseño y construcción de la celda se realizó con los siguientes criterios:

-Selección de material:

- Resistente a la corrosión
- Resistente a los ácidos
- Resistente a las sales
- Resistente a las bases

- Fácil de replicar

-**Diseño de prototipo:** Selección de área catódica según la relación de área de la zona a recubrir, diseño

de la cuba con base a el tamaño de las probetas, diseño de la cubierta para los porta electrodos (Porta Ánodos y Porta Cátodo) y tapa de soporte.

RESULTADOS

En la Figura 1. se muestra el resultado de la celda obtenida durante la construcción de las partes de la celda para electrorecubrimientos se muestran los diferentes aditamentos donde se soporten los ánodos y los cátodos fabricados en tecnología de impresión en ABS a través de las tecnologías de impresión 3D.

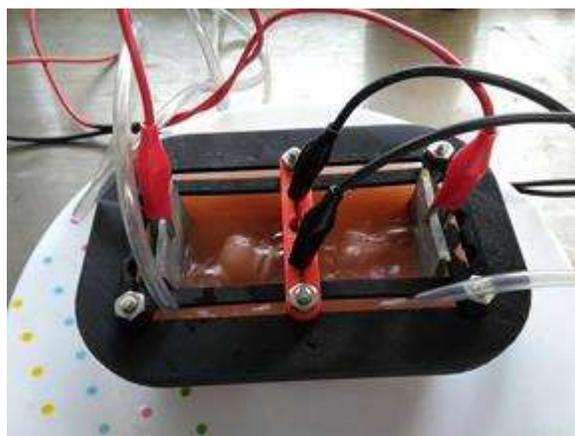


Figura 1. Celda para recubrimientos electrolyticos

En la Figura 1 se puede ver la celda en operación donde se realizó una prueba de funcionamiento para validar el diseño mediante un sustrato de acero 1020 y dos electrodos anódicos de Zinc al 99%.

CONCLUSIONES

La corrosión es un proceso natural de muchos materiales, que tienden a regresar a su estado inicial (óxidos metálicos), por lo que se requiere mejorar u optimizar las tecnologías de la industria dedicada a los recubrimientos, en específico los electrolíticos controlando variables como: la solución, el tiempo, la tensión, la corriente, el pH y la temperatura a través de proyectos de investigación que involucren nuevos desarrollos y pruebas de laboratorio.

REFERENCIAS

- [1] GABE, D.R., 2007. Hull and his cell. Transactions of the Institute of Metal Finishing, 85 (6), pp. 285-286
- [2] Pere Molera Sola, Recubrimiento de los Metales, Productica, Marcombo S.A. 1990, Barcelona España, ISBN 84-267-0762-9, p117.
- [3] Jose A. Ortega M. Corrosión Industrial, Productica, Marcombo S.A. 1989, Barcelona España, ISBN 84-267-0779-9, p 113.
- [4] A. Zapata Gordon, Cabral Miramontes, C. Jaramillo, P. Correa M., C. Gaona Tiburcio, F. Estupiñán López, P. Zambrano R., G. Pérez P., M. Amado., F. Almeraya Calderón., «Electrozincado en medios ácidos de componentes aeronáuticos.» de Congreso Internacional de Metalurgia y Materiales, Tecnológico Nacional De México, Saltillo, Coahuila, Noviembre, 2015.

Caracterización por Ruido Electroquímico de la aleación Al-Li de tercera generación 2099

J. A. Díaz Salgado¹, J. A. Cabral¹, P. Zambrano R., F. Estupiñán¹, J.L. Pérez D²,
M. A. Baltazar Z³, R. Croche³, F. Almeraya^{1*}

¹Universidad Autónoma de Nuevo León – Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica – Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.

²Universidad Autónoma de Chiapas – Laboratorio Nacional de Vivienda y Comunidad Sustentable

³Universidad Veracruzana – Facultad de Ingeniería Civil
falmeraya.uanl.ciiia@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

El propósito principal de la aleación Al-Li, desde las primeras generaciones, es la reducción de densidad permaneciendo y/o mejorando las propiedades físicas. Una característica de la aleación Al-Li de tercera generación es la excelente resistencia a la corrosión y resistencia a la corrosión asistida por esfuerzo [1]. Para la evaluación de la resistencia a la corrosión de este tipo de aleaciones se pueden utilizar diferentes técnicas electroquímicas, una de ellas es el ruido electroquímico, que es la medición y análisis de las fluctuaciones de potencial y corriente que surgen a raíz de variaciones sin control en un proceso de corrosión. Esta técnica se usa para analizar la corrosión localizada, degradación de recubrimiento y corrosión generalizada [2].

METODOLOGÍA

Para el análisis del comportamiento a la corrosión se realizaron pruebas de ruido electroquímico a 1024 datos a 1 dato/seg (ASTM G199) y polarización cíclica (CPC) con un barrido de -800 mV a 1400 mV con una velocidad de polarización de 60 mV/min (ASTM G5) en tres diferentes soluciones.

RESULTADOS

En la Figura 1 se presentan las series de tiempo en potencial (mV) y corriente (mA/cm²) de las aleaciones 2099 y 2024.

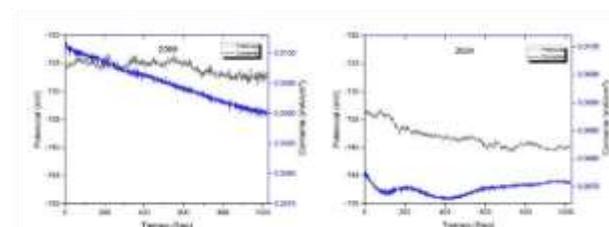


Figure 1 Ruido Electroquímico Al-Li 2099 y Al2024

Se puede observar que la aleación 2024 presenta tendencia hacia potenciales más activos, a su vez la demanda de corriente de esta aleación es mayor, lo cual está relacionado con una mayor velocidad de corrosión.

En la Tabla 1 se presentan los resultados del análisis estadístico de las pruebas de ruido electroquímico, donde la aleación 2099 presentó un tipo de corrosión localizada, mientras que, la aleación 2024 presentó corrosión generalizada.

Tabla 1. Resultados de ruido electroquímico y tipo de corrosión.

Aleación	σE	σi	Rn	Tipo de corrosión
2099	0.0091	0.00078	11.65	Localizada
2024	0.0650	0.00046	140.64	Generalizada

CONCLUSIONES

La aleación Al-Li 2099 presenta potenciales más nobles que el Al 2024. La velocidad de corrosión es mayor cuando el sustrato se somete a la solución de H₂SO₄

El potencial del Al-Li tiende a la electronegatividad lo que indica que es susceptible a la corrosión localizada.

En cambio, el Al 2024 es susceptible a la corrosión generalizada.

REFERENCIAS

- [1] N. Eswara Prasad, A. Gokhale, R.J.H. Wanhill. *Aluminum - Lithium Alloys, Processing, Properties, and Applications*, p. 3-20, ELSEVIER, London. (2014).
- [2] R. Baboian, S. Dean, H. Hack, E. Hibner, J. Scully *Corrosion Tests and Standards: Application and Interpretation - Second Edition*, p. 61, ASTM International, West Conshohocken, PA (2005).

Comparación de propuestas de diseño estructural para un fuselaje de aeronaves tipo carguero.

Barajas Cerón J.F., Garnica G.J., Cruz C. J., Reyes Raya D, Huerta Chávez DM
Tecnológico de Estudios superiores de Ecatepec.
fabianbarajasci@gmail.com

INTRODUCCIÓN.

Con base en la implementación de las aeronaves no tripuladas se construyó un aeromodelo, con el cual se pretendía cargar hasta 15 kilogramos de carga de paga, el cual permitiría transportar ese peso para cualquier tipo de misión. Con el objetivo de lograr un aeromodelo el cual soporte las cargas y fuerzas ejercidas en el mismo se quiere implementar un fuselaje que cumpla con todas estas características. En los primeros días de vuelo la estructura del fuselaje cumplía con tres requisitos. Más tarde, la estructura básica se cubrió con carenados, lo que mejoró la forma aerodinámica [1]. Regularmente los aviones modernos son conocidos por tener un fuselaje tipo semi-monocoque, el cual es parecido a una viga constituida por elementos longitudinales y transversales que ayudan a mantener la forma del fuselaje y soportar las cargas y fuerzas ejercidas en el mismo [2]. Ya que las cargas máximas en los componentes de la estructura de una aeronave generalmente ocurren cuando la aeronave está experimentando alguna forma de aceleración o desaceleración. Por lo tanto, antes de poder diseñar un componente estructural, las cargas de inercia que corresponden a estas aceleraciones y desaceleraciones deben ser calculadas [3].

METODOLOGÍA

Primero se tomaron cursos de capacitación en Aircraft Structures, Designing of Airplanes Units of Composites y Aircraft Control Systems para cumplir el objetivo de optimizar el estructural de nuestro primer modelo, el cual fue diseñado para carguero. Para las mejoras se tuvo que profundizar en el conocimiento, comprensión, aplicación, análisis y síntesis de la teoría de estructuras de aeronaves en el curso de Aircraft Structures con la ayuda del Dr.

Fedotov, uno de los alumnos de Antonov, que nos ayudó a evaluar nuestro primer modelo estructural, con eso se logró llevar a cabo la estructuración.

RESULTADOS

Se logró obtener un fuselaje el cual cuenta con una combinación geométrica estructural en el plano tridimensional la cual permite estructuralmente que la aeronave pueda soportar las cargas aerodinámicas y estructurales para este tipo de misión, siendo la estructura más ligera y teniendo menos resistencia al arrastre, obteniendo un peso seco de 3.5kg, con estas propiedades la estructura mejoro haciéndola más compacta y rígida, haciéndola un 45% más resistente (Vea la Figura 1).

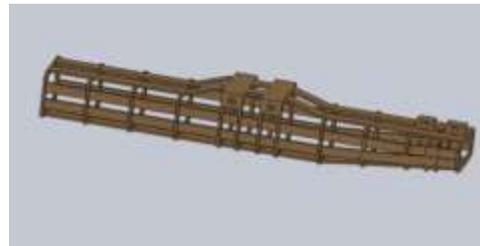


Fig.1. Combinación geométrica estructural

CONCLUSIONES

Con los cursos tomados, el conocimiento, la teoría, el análisis y la aplicación de materiales y formas estructurales se puede llegar a cualquier mejora posterior o mejoras estructurales para cualquier aeronave no tripulada.

REFERENCIAS

- [1] J. Cutler, *Understanding Aircraft Structures*, p.57-59, Blackwell publishing, (2005).
- [2] M. chun-yung, *Airframe Structural Design*, p.376, Conmilit Press LTD, (1998).
- [3] T. Henry Gordon, *An Introduction to Aircraft Structural Analysis*, p.379, Elsevier, (2007).

Propuesta de un micro VANT de ala fija con fines de monitoreo

Anahí Fernanda Echeverría Ríos¹, A. Cervantes-Martínez^{*},
F. Soto-Valenzuela¹, C. Alvarez-Bernal¹.

¹Instituto Tecnológico de Sonora, Campus Guaymas.

^{*}alfredo.cervantesm@itson.edu.mx

INTRODUCCIÓN.

Un Vehículo Aéreo No Tripulado (VANT), es una aeronave que está diseñada para su funcionamiento sin tripulación [1]. El VANT puede ser controlado de manera remota o bien pueden funcionar de manera autónoma. Aunque inicialmente este tipo de aeronaves se desarrolló con fines militares, con el paso del tiempo su uso en aplicaciones civiles se ha ido expandiendo considerablemente. Hoy en día, los VANT se usan en la supervisión de obras civiles, reconocimiento de áreas afectadas por desastres, como apoyo para el despliegue logístico, y con fines de monitoreo. En el presente trabajo se presenta un propuesta de un prototipo de VANT de ala fija y que se pretende sea utilizado con fines de monitoreo.

METODOLOGÍA

Para el desarrollo de nuestra propuesta se consideraron algunos prototipos ya existentes en la literatura. Así mismo para el diseño del prototipo se siguió el modelo descriptivo el cual se considera 3 fases: 1) diseño conceptual, 2) diseño preliminar y 3) diseño a detalle [2]. En las fases se consideraron los requerimientos del diseño mecánico como del diseño de control y adquisición de datos. El prototipo se fabrica mediante impresión 3D. Así mismo, para su validación se hace uso de la simulación y de pruebas de campo.

RESULTADOS

Durante la etapa de diseño preliminar se consideraron varios propuestas, siendo la mostrada na de las cuáles se muestra en la figura 1.

En esta propuesta para el VANT se considera la ubicación del rotor en la parte posterior. El material que se está

considerando para la fabricación estructura es ABS y policarbonato misma que será fabricada mediante impresión 3D. El espacio destinado a la carga útil se encuentra en la parte central de la aeronave. Resultados preliminares obtenidos mediante simulación nos han mostrado que el diseño seleccionado es adecuado para el realizar la tarea que se pretende. Así mismo, ya se han realizado las primeras pruebas en modelos fijos que nos han permitido verificar el correcto funcionamiento de los componentes electrónicos.



Figura 1. Se muestra una de las configuraciones posibles para el diseño del VANT de ala fija.

CONCLUSIONES

El presente trabajo todavía se encuentra en etapa de desarrollo. Aún y cuando ya se han realizado algunas simulaciones que muestran que el diseño seleccionado es adecuado todavía faltan por realizar ajustes a la parte del diseño mecánico. Así mismo, falta realizar pruebas a los componentes del sistema de adquisición de datos.

REFERENCIAS

- [1] K.P. Valavanis, G.J. Vachtsevanos, *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, Springer, (2010).
D.G. Ullman, *The mechanical design process*, McGraw-Hill Education, (2009).

Manufactura por infusión y caracterización de paneles sándwich para estructuras aeroespaciales.

J.T. Galindo Gómez, M. Torres Arellano*

¹Centro De Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI).

²Centro Nacional de tecnologías aeronáuticas (CENTA).

jgalindo@posgrado.cidesi.edu.mx

INTRODUCCIÓN

Los compuestos aeroespaciales a menudo se fabrican de laminados apilados de fibras de carbono [1], este es uno de los materiales compuestos más utilizados en la industria aeronáutica debido a sus propiedades mecánicas, como peso ligero, capacidad anti fatiga, alta resistencia, debido a la alta rigidez no es necesario usar refuerzos externos [2].

La industria aeroespacial se esfuerza por desarrollar estructuras más fuertes y ligeras, las estructuras sándwich se han convertido en una alternativa a las grandes estructuras metálicas.

Un panel sándwich estructural típico consiste en ambos lados cubiertos por hojas laminadas. Las estructuras sándwich bajo consideración están hechas de láminas compuestas de matriz epoxi Epolam 2015, refuerzo de fibra de carbono 3K y núcleo MT-106.

Para fabricar piezas de estructuras aeroespaciales, las técnicas de manufactura tienen que estar en sincronía con el tamaño de estas.

La comprensión del comportamiento y, finalmente de la falla en el núcleo es extremadamente importante para el diseño de estas estructuras sándwich compuestas.

METODOLOGÍA

El procedimiento consta de los siguientes pasos:

- Selección de los materiales a utilizar y requerimientos.
- Selección del proceso VARTM.
- Manufactura de las probetas sándwich.
- Caracterización de las probetas sándwich a flexión, tensión, así como de los laminados de fibra de carbono.
- Construcción del alerón para un LSA utilizando fibra de carbono biaxial y las estructuras sándwich.

RESULTADOS

En el ensayo a flexión en tres puntos, se observó que las probetas cuyas caras fueron impregnadas manualmente soportaron

mayores esfuerzos.

Tabla 1. Comparación de los ensayos a flexión.

Probeta	Fuerza máx. (KN)	Desplazamiento (mm)
1 (cara impregnada)	1.2110	5.9274
2 (cara impregnada)	1.4343	5.93005
3 (cara impregnada)	2.18261	7.9907
4 (cara pegada)	2.12794	7.95079
5 (cara pegada)	2.09742	7.60
6 (cara pegada)	2.02744	6.99040

CONCLUSIONES

- Las estructuras sándwich construidas mediante VARTM presentan buena adherencia y mayor concentración de resina, con un peso excesivo.
- La impregnación manual de las fibras de carbono y aplicación de vacío presento delaminación en la cara bolsa y excesiva porosidad.
- La aplicación de resina sobre dos placas previamente construidas de fibra de carbono y un núcleo panel entre ellas demostró buena adherencia y poca porosidad.
- Al ensayar las probetas a flexión las probetas impregnadas manualmente presentaron mayor resistencia a flexión que las pegadas con resina.

REFERENCIAS

[1] B.G. Falzon, *simulating resin infusión through textile reinforcement materials for the manufacture of complex composite structures*, p. 597, Elsevier, (2017).

[2] A. Miravete, *Materiales compuestos I*, p. 1, Editorial Reverte, Barcelona, (2007).

Numerical Analysis of a Mechanism for the Morphology in the Extrados of an Airfoil

E. R. Jimenez Barron¹, M. Castillo Morales¹, D. F. Ramirez Morales³, D. Ledezma Ramírez³

¹Faculty of Mechanical and Electrical Engineering, Autonomous University of Nuevo Leon

²Department of Aeronautical Structures, Autonomous University of Nuevo Leon,

³Department of Aeronautical Structures, Autonomous University of Nuevo Leon,

erikraudel@gmail.com

ABSTRACT

The study of the morphology (shape change) in wings leads to the optimization of aerodynamic characteristics in an aircraft, so for the development and implementation of a change in the structure and shape of an airfoil, in this case the extrados, helps to increase the aerodynamic performance of an aircraft at different operating velocities, according to the required mission profile. A previous work on morphology is continued where the "initial" profile is the NACA 4415 and as a new profile "objective" the FUSION. The objective of this work is the dimensioning of the elements of the mechanism used to achieve the required changes. We consulted the different materials used in the aeronautics industry, as well as new materials in this area that could contribute to the good performance of the mechanism without negatively affecting the aerodynamics. These results allow evaluating the performance of a wing with variable extrados with respect to the defined morphology.

KEYWORDS: Numerical analysis, mechanisms, morphing wings.

Comité Científico

- Dra. Citlalli Gaona Tiburcio UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Facundo Almeraya Calderón UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Fausto Sánchez Cruz UANL-FIME
- Dr. Luis A. Amezcua Brooks UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Luis A. Reyes Osorio UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Martín Castillo Morales UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Octavio García Salazar UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Diego F. Ledezma Ramírez UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Francisco Estupiñán López UANL-FIME-CIIIA
- Dr. José Ángel Cabral Miramontes UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Carlos Garza Rodríguez UANL-FIME-CIIIA
- Dr. Alfredo E. Cervantes Martínez ITSON
- Dr. Mauricio Torres Arellano CENTA
- Dr. Salvador Noriega Morales UACJ
- Dra. Catya Atziry Zuñiga A UNAQ
- Dr. Juan Manuel Alvarado CIDESI
- Dr. Juan Muñoz Saldaña CINEVESTAV
- Dr. Delfino Cornejo Monroy UACJ
- Dr. Alfredo Arias Montaña IPN
- Dr. Miguel Ángel Baltazar Zamora UV
- Dra. Claudia Álvarez Bernal UNISON
- Dr. Hugo Rodríguez Cortés CINEVESTAV



UANL

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN



FIME

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

- MATERIALES
- ESTRUCTURAS
- DINAMICA DE VUELO



CENTRO DE INVESTIGACIÓN
E INNOVACIÓN EN INGENIERÍA
AERONÁUTICA

UANL
FIME

INFORMES: Pagina web: <http://www.fime.uanl.mx/posgradoaeronautica/>
Email: citlalli.gaona@gmail.com
Teléfono: + 52 (81) 1340 - 4020 Ext: 2220