



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Evaluación de no
conformidades en
componentes externos de
motores aeronáuticos**

INFORME DE ACTIVIDADES PROFESIONALES

Que para obtener el título de

Ingeniero Mecatrónico

P R E S E N T A

José Alejandro Morán Duque

ASESOR DE INFORME

M.I. Mariano García del Gállego



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2026



**PROTESTA UNIVERSITARIA DE INTEGRIDAD Y
HONESTIDAD ACADÉMICA Y PROFESIONAL**
(Titulación con trabajo escrito)



De conformidad con lo dispuesto en los artículos 87, fracción V, del Estatuto General, 68, primer párrafo, del Reglamento General de Estudios Universitarios y 26, fracción I, y 35 del Reglamento General de Exámenes, me comprometo en todo tiempo a honrar a la institución y a cumplir con los principios establecidos en el Código de Ética de la Universidad Nacional Autónoma de México, especialmente con los de integridad y honestidad académica.

De acuerdo con lo anterior, manifiesto que el trabajo escrito titulado EVALUACION DE NO CONFORMIDADES EN COMPONENTES EXTERNOS DE MOTORES AERONAUTICOS que presenté para obtener el título de INGENIERO MECATRÓNICO es original, de mi autoría y lo realicé con el rigor metodológico exigido por mi Entidad Académica, citando las fuentes de ideas, textos, imágenes, gráficos u otro tipo de obras empleadas para su desarrollo.

En consecuencia, acepto que la falta de cumplimiento de las disposiciones reglamentarias y normativas de la Universidad, en particular las ya referidas en el Código de Ética, llevará a la nulidad de los actos de carácter académico administrativo del proceso de titulación.

JOSE ALEJANDRO MORAN DUQUE
Número de cuenta: 318555146

Tabla de contenido

Resumen	2
Introducción y objetivo	2
Perfil del puesto	3
Proyectos desarrollados	5
1. Evaluación de un error de acabado superficial en un panel del sistema HPT ACC	5
2. Evaluación de una no conformidad en el espesor de pared de un tubo de aceite	8
3. Evaluación de dos propuestas de cambio en un arnés eléctrico.....	11
4. Desarrollo de software para calcular la vida de fatiga de componentes	16
Resultados y conclusiones.....	22
Sugerencias al plan de estudio	23
Referencias	24

Resumen

Este informe describe las actividades profesionales que realicé durante dos años como becario de diseño mecánico en el equipo de Integrated Manufacturing Engineering en una empresa internacional del sector aeroespacial, especializada en motores de turbina para aviación comercial. El trabajo se centró en el análisis y evaluación de no conformidades de manufactura en los componentes externos del motor (tubos, soportes, paneles y arneses eléctricos) bajo las regulaciones internacionales aplicables, principalmente Federal Aviation Administration (FAA) y European Union Aviation Safety Agency (EASA). Se seleccionaron cuatro proyectos que abarcan las tres ramas de la mecatrónica: **la evaluación mecánica de una junta atornillada; el análisis vibratorio de un tubo de aceite; la evaluación eléctrica y dimensional de cambios en un arnés; y el desarrollo de un script en Python para el cálculo de vida en fatiga**. Estos proyectos demuestran la aplicación integrada de mecánica, electrónica y programación que caracteriza al perfil del ingeniero mecatrónico.

Por motivos de confidencialidad, este informe no menciona el nombre de la empresa, así como datos específicos de productos, valores numéricos concretos y referencias internas que pudieran identificar componentes o procesos propietarios.

Introducción y objetivo

La industria aeroespacial es uno de los sectores con mayores exigencias de rigor técnico y normativo, debido a que cualquier falla en un componente puede comprometer la seguridad de la aeronave y la vida de los pasajeros.

Esta exigencia se concreta a través de un marco regulatorio internacional que rige el ciclo completo del producto: diseño, manufactura, control de calidad y mantenimiento. En Estados Unidos, la autoridad responsable de establecer, regular y verificar el cumplimiento de estas normas es la FAA y en Europa la EASA.

Los motores de las aeronaves deben ser certificados por la autoridad regulatoria correspondiente antes de su uso. En el caso de FAA, este proceso exige demostrar el cumplimiento de cada una de las regulaciones definidas en el **Título 14 apartado 33 del Código de Regulaciones Federales (14 CFR 33), "Normas de Aeronavegabilidad: Motores de Aeronaves"**. Una vez certificado el motor, cualquier cambio en el diseño de sus componentes debe justificarse técnicamente para demostrar que no afecta adversamente ni el funcionamiento ni la seguridad de la operación. Asimismo,

cualquier componente que no cumpla los requerimientos definidos en los dibujos no puede ser instalado a menos que la no conformidad sea analizada y aceptada formalmente por un ingeniero con autoridad delegada por la agencia regulatoria, estas estrictas normativas permiten que los aviones comerciales sean uno de los medios de transporte más seguros, con una tasa de 1,13 accidentes por cada millón de vuelos en 2024 sobre un total de 40,6 millones de vuelos a nivel mundial, según el Informe Anual de Seguridad de la Asociación Internacional de Transporte Aéreo (IATA, 2025) [1].

En este contexto, este informe tiene como objetivo documentar las actividades que realicé durante dos años como becario de diseño mecánico en el equipo de Integrated Manufacturing Engineering de una empresa internacional dedicada al diseño, manufactura y mantenimiento de motores de turbina para aviación comercial. Esto con el fin de demostrar la aplicación integrada de conocimientos de Ingeniería Mecatrónica en un entorno industrial regulado. Para ello, se presenta el perfil del puesto, las responsabilidades del equipo, y se describen cuatro proyectos representativos que incluyen las 3 áreas principales de Ingeniería Mecatrónica.

Perfil del puesto

El equipo de Integrated Manufacturing Engineering es el encargado de resolver los problemas relacionados con la manufactura y ensamble de los componentes externos del motor (tubos de aire, combustible, aceite, drenaje y sus diferentes soportes, arneses eléctricos, barreras de fuego, soportes para otro tipo de componentes, etc.).

Estos problemas son reportados por los proveedores, fábricas de la empresa y líneas de ensamble ubicadas alrededor del mundo, y se dividen principalmente en cinco categorías:

- Dudas en la interpretación de dibujos o requerimientos.
- Solicitudes de cambios para facilitar la manufactura o ensamble.
- Errores en la manufactura de partes.
- Escapes de calidad (componentes que no cumplen algún requerimiento y han sido instalados en motores).
- Certificación de nuevos proveedores o procesos de manufactura.

La primera categoría se enfoca en resolver dudas de interpretación de dibujos mediante la comprensión del origen técnico de los requerimientos.

En la segunda categoría, se incluye el análisis, propuesta e implementación de cambios en dibujos de componentes con el objetivo de facilitar su manufactura y

ensamble, reduciendo el costo de manufactura y tiempo de instalación de los componentes.

Los proyectos de la tercera categoría tienen como propósito analizar errores de manufactura, verificando el impacto de la no conformidad al funcionamiento e instalación de los componentes para decidir si el error es aceptable, reparable o debe ser rechazado.

La cuarta categoría es de alto impacto debido a que componentes no conformes pueden estar instalados en motores en operación, lo cual presenta un riesgo para la seguridad de los pasajeros. Estos proyectos se enfocan en el análisis y evaluación de la no conformidad, y requieren un trabajo conjunto con las aerolíneas para ubicar las partes afectadas y, de ser necesario, reemplazar los componentes.

La última categoría se enfoca en la definición de los requerimientos de manufactura necesarios para asegurar que un componente cumpla con la intención de diseño, así como la verificación de los datos y pruebas proporcionados por los proveedores para certificar su proceso.

Los proyectos de mayor impacto en los que trabaja el equipo son los que pertenecen a la tercera y cuarta categoría (errores en la manufactura de partes y escapes de calidad). Idealmente, todos los componentes que no cumplen los requerimientos establecidos durante su diseño deberían ser rechazados, pero esto no siempre es factible debido al alto costo de manufactura, el bajo volumen de producción y el impacto de su rechazo en la línea de ensamble. En la industria aeroespacial, entre el 10% y el 20% de las partes producidas presentan no conformidades [2], por lo que el impacto económico de estos problemas es significativo.

El trabajo en el equipo de Integrated Manufacturing Engineering requiere conocimientos técnicos en distintas áreas de la ingeniería como la definición de requerimientos de diseño, procesos de manufactura, mecánica de sólidos, propiedades mecánicas y eléctricas de los materiales, y uso de software de diseño, modelado y análisis. Estos conocimientos, junto con otras competencias profesionales (trabajo en equipo, comunicación, planificación, gestión de proyectos y resolución de problemas) son áreas que reforcé y desarrollé durante mi formación en Ingeniería Mecatrónica, la cual proporciona la integración multidisciplinaria que el trabajo exige.

Proyectos desarrollados

De los proyectos en los que fui el responsable durante el tiempo que estuve en la empresa, seleccioné cuatro casos representativos que ilustran la diversidad técnica del trabajo y la aplicación integrada de las tres ramas de la ingeniería mecatrónica: mecánica, electrónica y desarrollo de software.

1. Evaluación de un error de acabado superficial en un panel del sistema HPT ACC

El primer proyecto corresponde a la evaluación y análisis del impacto de un error de manufactura en un panel de acero inoxidable.

El proveedor informó que *una parte de la superficie de los soportes usados para sujetar el panel al motor fue limada durante la manufactura, y por lo tanto no cumplía con el requerimiento de acabado superficial descrito en las notas de fabricación del dibujo.*

Para evaluar técnicamente el impacto de esta no conformidad, primero revisé la documentación disponible sobre el componente, con el objetivo de conocer su ubicación en el motor, funcionalidad, datos importantes de su diseño y los análisis técnicos previos. Este análisis me permitió determinar que el componente afectado era un panel de acero inoxidable utilizado en el sistema de control activo de claros de la turbina de alta presión (HPT ACC por sus siglas en inglés).

El sistema de control activo de claros es un mecanismo de control térmico cuyo propósito es reducir las pérdidas aerodinámicas y el consumo de combustible del motor debido a la variación del claro entre los alabes de la turbina y la carcasa. Durante la operación del motor, las cargas centrífugas y térmicas hacen que las estructuras se expandan y compriman de manera no uniforme, generando variaciones en el claro. Para minimizar esta variación, el sistema regula la temperatura de la carcasa de la turbina mediante la modulación de aire frío que proviene del compresor, el cual se conduce mediante ductos hacia los subsistemas de control activo de claros de la turbina de alta presión (HPT ACC) y de baja presión (LPT ACC), distribuyéndose a través de una caja colectora (collector box).

Las condiciones de operación del componente generan grandes cargas térmicas, ya que los soportes del panel están en contacto simultáneo con la carcasa de la turbina (caliente) y con el panel que canaliza el aire de enfriamiento.

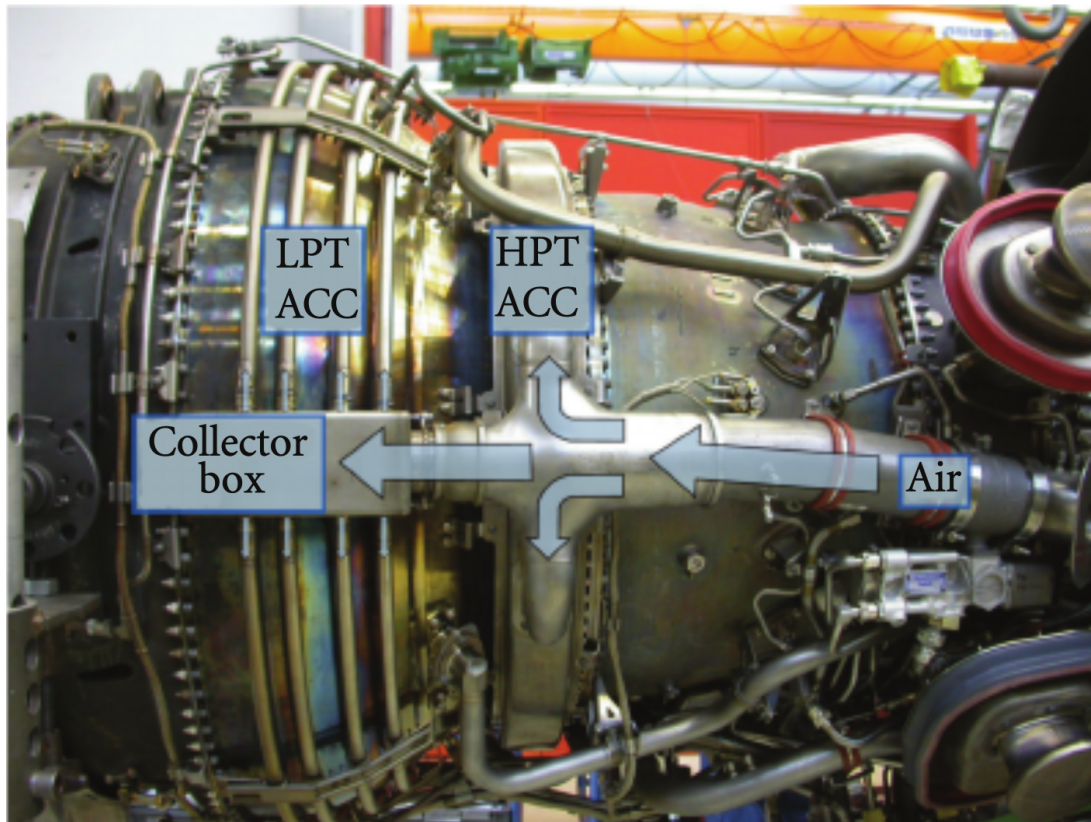


Figura 1. Esquema del sistema HPT ACC. Adaptada de Da Soghe et al. (2012), originalmente atribuida a Ahmed et al. [3].

Considerando la situación anterior, y teniendo en cuenta que el requisito de acabado superficial requiere una superficie rugosa en la zona de contacto entre el soporte del panel y la carcasa de la turbina, determiné que la intención de diseño del requerimiento de acabado superficial era aumentar la fricción entre los componentes, para asegurar que toda la carga radial fuera soportada por fricción, y no hubiera deslizamiento entre las piezas. Esto evita, a su vez, que la carga se transmita como esfuerzo cortante a los tornillos, los cuales están dimensionados para trabajar principalmente en precarga axial.

Para determinar si los soportes eran capaces de cumplir su función, consulté las referencias internas de la empresa, que documentan el coeficiente de fricción para distintas condiciones de acabado superficial obtenidas experimentalmente y utilicé el coeficiente de fricción apropiado para la junta afectada (~50% menor al de la superficie conforme), para un análisis de la capacidad de carga transversal de la junta atornillada (TLC margin, por sus siglas en inglés). En este análisis, se considera la precarga del tornillo, las fuerzas transversales que experimenta la junta y el coeficiente de fricción entre los componentes, para calcular el margen entre la capacidad transversal de la junta y las cargas que experimenta.

La precarga del tornillo se determina a partir del tamaño del tornillo, el lubricante de ensamble, y el torque de instalación especificado en el dibujo de ensamble con su rango de tolerancia. Estos parámetros se relacionan mediante la ecuación torque-tensión, junto con los coeficientes de fricción en las superficies de contacto bajo la cabeza del tornillo y en los hilos.

Las cargas que experimenta la junta se obtuvieron mediante un análisis por elementos finitos considerando el espectro vibratorio del motor, la rigidez de la carcasa de la turbina, las temperaturas y presiones del componente, y las curvas de propiedades de los materiales, siguiendo los requerimientos de mallado de la empresa.

Una vez determinados estos valores, calculé la fuerza máxima que la junta podía transmitir sin que ocurriera deslizamiento entre las piezas, utilizando el coeficiente de fricción y la precarga de la junta, obteniendo mediante la siguiente fórmula el margen de la capacidad de carga transversal de la junta:

$$TLC\ margin = \left(\frac{\mu * (R + C_b)}{\sqrt{L_T^2 + L_r^2}} - 1 \right) * 100$$

Donde:

μ es el coeficiente de fricción,

$R + C_b$ es la precarga del tornillo,

L_T es la carga transversal

Y L_r es la carga radial.

Finalmente, el margen TLC resultó negativo; es decir, la carga transversal que experimentaba la junta superaba su capacidad admisible, por lo que no se garantizaba la ausencia de deslizamiento y de cargas cortantes en los tornillos. Por ello, documenté el análisis y las partes no conformes fueron rechazadas.

Este proyecto requirió la aplicación integrada de mecánica de sólidos, análisis estructural por elementos finitos y mecánica de juntas atornilladas, así como el criterio para deducir la intención de diseño de un requerimiento a partir de sus principios físicos.

2. Evaluación de una no conformidad en el espesor de pared de un tubo de aceite

El segundo proyecto consistió en el análisis de un error encontrado en la materia prima utilizada para fabricar tubos de aceite. El proveedor detectó durante la inspección final de los componentes (Después de hacer los dobleces e instalar los conectores) que *el espesor de pared del tubo estaba fuera de la tolerancia definida en el estándar SAE AMS 2243 “Tolerances, Metric Corrosion and Heat Resistant Steel Tubing” [10]*. Este estándar permite que el espesor del tubo varíe un $\pm 10\%$ respecto a su valor nominal. En este caso, el espesor medido era mayor a la tolerancia permitida.

Este tipo de no conformidades debe analizarse rigurosamente, ya que a pesar de que la resistencia mecánica del tubo aumenta debido al material adicional, también incrementa su masa y rigidez, lo que puede provocar cambios en la frecuencia natural del componente.

Los cambios de frecuencia natural son particularmente significativos en los componentes de motores ya que el principal modo de falla es la fatiga inducida por las vibraciones de los componentes rotativos, las variaciones en las condiciones aerodinámicas y pequeños desequilibrios mecánicos del sistema.

Para analizar el impacto de este aumento de material, primero determiné el cambio en la frecuencia natural del tubo, a partir de la siguiente fórmula:

$$f_n = C_n * \sqrt{\frac{E * I}{m * l^4}}$$

Donde:

C_n es un coeficiente que depende de las condiciones y modo de vibración,

E es el Módulo de Young,

I es el segundo momento de área o momento de inercia,

m es la masa,

l es la longitud del tubo.

Dado que los únicos valores afectados por la no conformidad son la masa (debido al incremento de material) y el momento de inercia (debido al cambio en la sección transversal), la fórmula que determina el porcentaje de cambio de la frecuencia natural se obtiene de la siguiente manera:

$$\%f = \frac{f_{NC} - f_{conf}}{f_{conf}} * 100 = \left(\frac{f_{NC}}{f_{conf}} - 1 \right) * 100$$

$$\%f = \left(\frac{C_n * \sqrt{\frac{E * I_{nc}}{m_{nc} * l^4}}}{C_n * \sqrt{\frac{E * I_{conf}}{m_{conf} * l^4}}} - 1 \right) * 100$$

Y simplificando:

$$\%f = \left(\frac{\sqrt{\frac{I_{nc}}{m_{nc}}}}{\sqrt{\frac{I_{conf}}{m_{conf}}}} - 1 \right) * 100 = \left(\sqrt{\frac{I_{nc} * m_{conf}}{I_{conf} * m_{nc}}} - 1 \right) * 100$$

Donde el subíndice "nc" hace referencia al componente con la no conformidad y "conf" al componente dentro de la tolerancia.

Una vez calculado el cambio porcentual en las frecuencias naturales del componente, usé el espectro vibratorio del motor para determinar el incremento de esfuerzo más significativo que el componente podría experimentar. El razonamiento físico es el siguiente: el espectro vibratorio del motor es fijo, ya que sus picos corresponden a frecuencias de excitación determinadas por los componentes rotativos (por ejemplo, las velocidades de los rotores y sus órdenes), que permanecen en posiciones fijas dentro del espectro. Lo que se desplaza por efecto de la no conformidad son las frecuencias naturales del componente, es decir, sus modos de vibración. Cuando una de estas frecuencias naturales se desplaza y se aproxima a la frecuencia de un pico fijo del espectro, ese modo entra en una condición cercana a la resonancia y responde con mayor amplitud de vibración y, por lo tanto, con mayor esfuerzo. Por ello, busqué dentro del rango de variación de las frecuencias naturales el desplazamiento que situara una de ellas lo más cerca posible de un pico de excitación, ya que esa condición define el incremento máximo de esfuerzo que podría sufrir el componente.

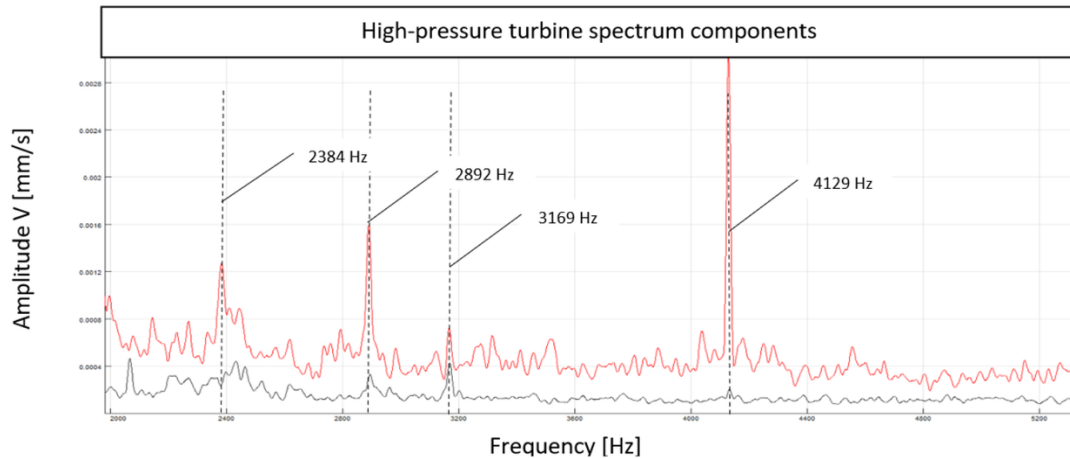


Figura 2. Ejemplo de espectro vibratorio. Adaptado de Prokopowicz et al. (2025), Fig. 17 [4].

Con el incremento máximo de esfuerzo identificado, consulté la documentación utilizada para certificar el diseño del tubo de acetie afectado. A partir del análisis de fatiga de alto ciclo (HCF) documentado en la certificación, comparé el incremento máximo de esfuerzo contra el margen de diseño (definido como Esfuerzo permitido/Esfuerzo aplicado - 1) en cada modo de vibración. Esta primera comparación, de carácter conservador, mostró que el margen de diseño era mayor al incremento máximo de esfuerzo en todos los modos, excepto en uno.

Para ese modo, refiné el cálculo determinando el incremento de esfuerzo correspondiente al desplazamiento de frecuencia específico de ese modo, en lugar del incremento máximo global. Con este valor más preciso, el resultado fue menor al margen de diseño. Por lo tanto, **el desplazamiento de las frecuencias naturales producido por la no conformidad no compromete la integridad del componente.**

Por último, el equipo de sistemas mecánicos analizó el impacto de la reducción del diámetro interno del tubo, verificando que el incremento en la velocidad del fluido no aumentara de manera significativa las pérdidas mayores de presión en el sistema.

Finalmente, como los análisis técnicos realizados demostraron que la no conformidad no afectaba la funcionalidad ni la integridad de los componentes, Liberé las partes para su uso, lo que evitó que fueran desechadas y previno un paro en la línea de producción, junto con los impactos económicos derivados de ambas situaciones.

Este proyecto requirió la integración de vibraciones mecánicas, análisis de fatiga de alto ciclo y mecánica de fluidos, así como la capacidad de interpretar la documentación técnica de certificación para extraer los márgenes de diseño aplicables a cada modo de vibración.

3. Evaluación de dos propuestas de cambio en un arnés eléctrico

Como el equipo en el que trabajé es responsable del diseño de todos los componentes externos del motor, mi trabajo incluyó tanto componentes mecánicos como componentes eléctricos como arneses.

Los arneses son diseñados y manufacturados por otra empresa, a partir de los requerimientos definidos en nuestro dibujo. Por lo que cualquier cambio en el proceso de manufactura o materiales utilizados debe ser justificado técnicamente por el proveedor y aprobado por nuestro equipo.

Debido al entorno en el que trabajan los arneses, estos deben de tener múltiples capas de aislamiento y protección para evitar daños por rozaduras dentro del propio arnés y con componentes externos. Por esta razón, para analizar y comprender los efectos de cualquier cambio, son necesarios conocimientos mecánicos y eléctricos.

Las dos propuestas de cambio que revisé fueron la introducción de una carcasa trasera de conectores y tubos termorretráctiles alternos.

Carcasa trasera alterna:

La carcasa trasera sirve como interfaz entre el arnés y el conector. Su función principal es proteger la zona en la que los cables quedan expuestos sin las capas protectoras del arnés, y cumple tres roles. Mecánicamente, evita que cargas mecánicas y vibración se transmitan a los conectores eléctricos internos. Eléctricamente, es el punto en el que el blindaje del arnés (necesario para combatir la interferencia electromagnética) se conecta al conector, completando la continuidad de la malla metálica exterior hacia la tierra del sistema. Ambientalmente, sella el conjunto contra el ingreso de fluidos y partículas externas.

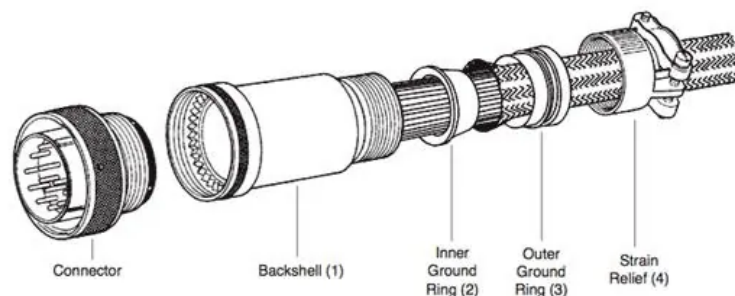


Figura 3.1. Vista en explosión de una carcasa trasera (backshell) aeroespacial Glenair P/N 380AS109NF2810TA3. Imagen de Glenair, Inc., disponible en Mouser Electronics [5].

Para validar el cambio propuesto por el proveedor, realicé un análisis de tolerancias con verificación experimental por prueba de ensamble, una comparación de las propiedades del material contra los requerimientos del dibujo, y un análisis eléctrico mediante pruebas funcionales.

Primero realicé una comparación sistemática de cada requerimiento y dimensión entre el dibujo de la carcasa actual y el de la propuesta, y determiné que la única diferencia era el diámetro de entrada; todas las demás dimensiones y requerimientos eran equivalentes. Este resultado fue determinante ya que el análisis pudo concentrarse en verificar exclusivamente los efectos del cambio en diámetro.

Para comprobar que la reducción del diámetro de entrada era aceptable, calculé, mediante un análisis de tolerancias, el diámetro máximo del conjunto de cables internos del arnés en la condición más desfavorable, y verifiqué que fuera menor que el diámetro de entrada de la carcasa trasera. Además, se realizaron pruebas en las cuales se ensamblaron 10 arneses con la carcasa trasera propuesta, y se confirmó mediante una inspección visual que no se presentaba ningún daño en los arneses.

Como aporte adicional al análisis, identifiqué un beneficio que el proveedor no había señalado en su propuesta: la reducción del diámetro de entrada facilita la manufactura del arnés, ya que requiere menor cantidad de compuesto de encapsulado y cinta dieléctrica (utilizados para llenar el espacio entre la carcasa y los cables) lo cual permitió una negociación para reducir el precio del componente.

Para el análisis eléctrico, se realizaron tres tipos de pruebas en la línea de ensamble:

- **Resistencia de aislamiento.** Mediante un megóhmetro se midió la resistencia en todas las combinaciones conductor–conductor, conductor–blindaje y conductor–carcasa trasera del conector, y se verificó que en todas fuera superior al valor mínimo requerido en el dibujo.
- **Rigidez dieléctrica.** Mediante un equipo de prueba de alto potencial se aplicó una tensión alterna en las mismas combinaciones conductor–conductor, conductor–blindaje y conductor–carcasa trasera del conector, y se verificó que la corriente de fuga no excediera el límite permitido en el dibujo y que no se presentara arqueo, chispas ni ruptura del aislamiento.
- **Continuidad eléctrica.** Mediante un medidor de resistencia de cuatro hilos se midió la resistencia entre la carcasa trasera del conector y el blindaje del arnés (malla metálica exterior), tomando como punto de contacto la zona de malla inmediatamente después de la abrazadera que la sujeta al conector (outer

ground ring en la figura 3), y en todos los casos la resistencia resultó por debajo del valor máximo permitido.

Con base en estos resultados concluí que el cambio no afecta ninguna de las tres funciones de la carcasa trasera: **la función mecánica se conserva por la equivalencia de material y de todas las dimensiones distintas al diámetro de entrada; la función eléctrica quedó confirmada por las pruebas funcionales; y la función ambiental no se ve comprometida**, ya que las interfaces responsables del sellado, compuesto de encapsulado y cinta dieléctrica no fueron modificadas. Por lo anterior recomendé la aprobación del cambio propuesto por el proveedor.

Tubos termorretráctiles alternos:

La segunda propuesta de cambio que revisé fue la introducción de tubos termorretráctiles alternos en múltiples ubicaciones del arnés. Estos tubos son utilizados para diversas funciones como identificación de cables, protección mecánica y aislamiento. Por lo que es importante entender la intención de diseño del tubo en cada ubicación afectada.



Figura 3.2. Ejemplo de tubo termorretráctil aeroespacial de alto rendimiento (TE Connectivity, marca Raychem). Tomado del catálogo de producto de TE Connectivity [6].

Al comparar los requerimientos generales y dimensionales de tubos propuestos con los originales, encontré dos diferencias principales. La primera fue que, en una ubicación, el tubo propuesto no especificaba el color del material; y la segunda fue que, en otra ubicación, el rango de tolerancia de espesor del tubo era mayor, lo que permitía espesores efectivos menores al tubo original.

Estas diferencias provocan que los tubos alternos no sean completamente equivalentes por lo que para su aprobar el cambio propuesto, tuve que usar un criterio que consistió en determinar para cada ubicación afectada, cuál era la función del tubo en cada ubicación (identificación, protección mecánica, aislamiento o relleno

dimensional). Este enfoque me permitió aceptar diferencias que no afectan la funcionalidad del tubo en localizaciones específicas, evitando el rechazo innecesario de la propuesta.

Para la diferencia de color, revisé el dibujo del arnés, para identificar dónde se proponía agregar el tubo alterno, y comprobé que la ubicación donde los tubos eran instalados no era visible en la pieza final, dado que la función de identificación por color solo aplica a tubos visibles, concluí que el color no era una función requerida en esa ubicación.

Para la diferencia de la tolerancia de espesor, la principal preocupación era que un rango de espesores permitidos menores que los originales, podría reducir la capacidad de aislamiento eléctrico de los tubos. Aplicando el mismo criterio, revisé la ubicación donde se proponía agregar el tubo alterno y comprobé que los tubos afectados se ubicaban dentro del conector y sobre el aislamiento individual de cada cable. De esta configuración deduje que su intención de diseño no era proporcionar aislamiento eléctrico, sino aumentar el espesor efectivo de los cables. Esto era necesario porque las cavidades del conector tenían un diámetro mayor que el de los cables, por lo que era necesario agregar los tubos para generar la interferencia mecánica que garantiza un sellado hermético entre el conector y los cables.



Figura 3.3. Vista de las cavidades de un conector para cables aeroespacial MIL-DTL-38999 (TE Connectivity/DEUTSCH, P/N D38999/20MC35SN). Imagen disponible en Mouser Electronics México [7].

Después de confirmar que la reducción del espesor de los tubos no afectaba la funcionalidad eléctrica del arnés, realicé un análisis de tolerancias para verificar que

el diámetro mínimo del conjunto cable + tubo, considerando la posible reducción de espesor, siguiera cumpliendo los requerimientos establecidos en el dibujo del conector y así garantizar un sellado hermético apropiado (El diámetro de los cables sea superior al de las cavidades del conector).

Finalmente documenté el razonamiento técnico que sustentó la aprobación del cambio propuesto por el proveedor. Las diferencias respecto al tubo original son aceptables ya que **ni la identificación por color ni el aislamiento eléctrico resultaron ser relevantes para la funcionalidad del tubo en las ubicaciones afectadas, y el análisis de tolerancias garantiza que los tubos alternos proporcionan un sellado hermético en donde es requerido.**

Este proyecto requirió la integración de análisis mecánico, eléctrico y de compatibilidad electromagnética, así como el criterio para identificar la intención de diseño de cada tubo según su ubicación en el arnés.

4. Desarrollo de software para calcular la vida de fatiga de componentes

Como cuarto proyecto, desarrollé un script en Python para el cálculo de vida en ciclos de componentes con base en el procedimiento interno de análisis de fatiga de la empresa, el cual implementa métodos establecidos en la literatura. A partir de las propiedades del material y del estado de esfuerzos cíclicos que experimenta el componente durante su misión, el script determina cuántos ciclos puede operar de forma segura antes de que su probabilidad de falla se vuelva inaceptable.

El cálculo de vida de fatiga es de vital importancia, ya que un fallo en los componentes puede liberar una gran cantidad de energía, con capacidad de penetrar la carcasa del motor, dañar sistemas adyacentes, cortar líneas de combustible o hidráulico, e incluso comprometer la integridad estructural de la aeronave. Por esta razón, la FAA clasifica componentes críticos como Engine Life Limited Parts bajo 14 CFR 33.70 [9], estableciendo una vida máxima de operación expresada en ciclos tras la cual el componente debe retirarse obligatoriamente independientemente de su condición aparente, dado que el daño por fatiga se desarrolla a nivel subsuperficial y no es detectable visualmente.

Además de establecer la vida máxima de un componente, este cálculo permite definir los intervalos y métodos de inspección no destructiva requeridos. Ya que, al conocer el tamaño mínimo de grieta detectable por cada técnica de inspección, es posible determinar el número de ciclos necesarios para que una grieta no detectada se propague hasta un tamaño crítico, y con ese dato se define el intervalo máximo entre inspecciones consecutivas, de manera que ninguna grieta pueda alcanzar tamaño crítico entre dos inspecciones.

El primer paso para realizar el análisis de fatiga es obtener las curvas S-N del material, generadas a partir de ensayos de fatiga en probetas bajo carga controlada, que relacionan el pseudo-esfuerzo alternante con los ciclos hasta la fractura.

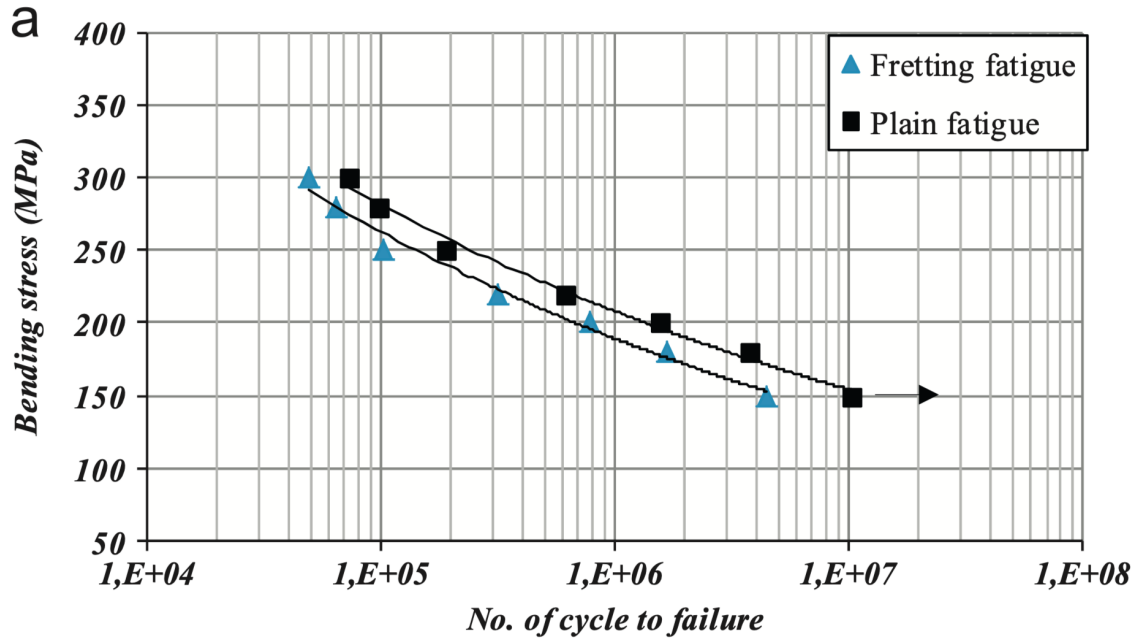


Figura 4.1. Ejemplo Curva S-N de fatiga simple. Tomado de Zalnezhad et al. [8].

El pseudo-esfuerzo es el esfuerzo que resulta de asumir que el material se comporta de manera completamente elástica en todo momento, incluso en zonas donde en realidad el material ha superado su límite elástico y ha entrado en plasticidad local. Es un esfuerzo ficticio y más alto que el esfuerzo real, utilizado para realizar un análisis conservador y menos demandante, que después se corrige mediante fórmulas matemáticas como la regla de Neuber.

Las curvas S-N se generan bajo una condición de carga específica, caracterizada por la relación de carga R , definida como:

$$R = \frac{S_{min}}{S_{max}}$$

Este parámetro describe la asimetría del ciclo de esfuerzo alternante: cuando $R = -1$ el ciclo es simétrico (tensión-compresión alternada con esfuerzo medio nulo); cuando $R = 0$ el esfuerzo oscila entre cero y un máximo, denominado ciclo pulsante; cuando $0 < R < 1$ el componente permanece siempre en tensión durante el ciclo; y cuando $R = 1$ no existe variación de carga, lo que corresponde a una condición estática sin daño por fatiga. En el caso de las tablas utilizadas en este análisis, la condición de referencia es $R = 0$.

Sin embargo, los componentes reales operan bajo condiciones de carga variables que producen distintas relaciones R a lo largo de su misión. Por ello, los esfuerzos calculados deben convertirse a la condición de referencia R=0 antes de interpolarse en las curvas S-N. Este proceso se conoce como “walkerización” y utiliza el modelo de Walker:

$$S_{w_alt} = \frac{S_{max}}{2} * (1 - R)^m$$

Donde S_{max} es el esfuerzo máximo del ciclo, y m es el exponente de Walker, un parámetro del material que cuantifica su sensibilidad al esfuerzo medio y se determina experimentalmente a partir de ensayos.

El daño por fatiga se origina por la nucleación y propagación de microgrietas, las cuales se inician en defectos e irregularidades de la red cristalina donde el esfuerzo cortante local activa el movimiento de dislocaciones. Dado que este mecanismo está gobernado por la componente de distorsión del estado de esfuerzos, el criterio de Von Mises es apropiado para este cálculo, ya que cuantifica la energía de distorsión almacenada en el material.

Con base en lo anterior, desarrollé un script en Python que automatiza el proceso. El primer paso es calcular el rango de esfuerzo efectivo y el esfuerzo medio efectivo de Von Mises para cada par de puntos de la misión:

$$\sigma_r = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\Delta\sigma_{11} - \Delta\sigma_{22})^2 + (\Delta\sigma_{22} - \Delta\sigma_{33})^2 + (\Delta\sigma_{33} - \Delta\sigma_{11})^2 + 6(\Delta\tau_{12}^2 + \Delta\tau_{23}^2 + \Delta\tau_{31}^2)}$$

$$\sigma_m = \frac{1}{2\sqrt{2}} \sqrt{(\Sigma\sigma_{11} - \Sigma\sigma_{22})^2 + (\Sigma\sigma_{22} - \Sigma\sigma_{33})^2 + (\Sigma\sigma_{33} - \Sigma\sigma_{11})^2 + 6(\Sigma\tau_{12}^2 + \Sigma\tau_{23}^2 + \Sigma\tau_{31}^2)}$$

Estos dos valores definen el ciclo de carga equivalente y son necesarios para siguientes pasos del análisis.

A partir de σ_r y σ_m , el script calcula el esfuerzo mínimo y máximo del ciclo, así como la relación R utilizada para la walkerización:

$$S_{min} = \sigma_m - \frac{\sigma_r}{2}; \quad S_{max} = \sigma_m + \frac{\sigma_r}{2}$$

Con estos valores, el script aplica la walkerización y obtiene el esfuerzo equivalente. Después, el script determina la vida en ciclos correspondiente mediante interpolación en las curvas S-N del material e identifica cuál es el par de puntos de la misión con menor vida en ciclos, es decir, el factor limitante de la vida del componente.

Las ecuaciones de Von Mises aplicadas hasta ahora, generan un análisis muy conservador si se utilizan para seleccionar los ciclos más significativos de la misión, ya que el esfuerzo equivalente es un escalar siempre no negativo que no preserva el signo del ciclo ni la dirección del esfuerzo (asume que todos los ciclos comparten el mismo plano crítico y no distingue entre esfuerzos de tensión y compresión).

Por lo tanto, el script proyecta el tensor de esfuerzos de cada par de puntos de la misión sobre el plano octaédrico del par más dañino, identificado previamente mediante Von Mises. Al proyectar sobre este plano, se recuperan las componentes de esfuerzo con su signo y dirección, lo que permite representar una misión multiaxial compleja con un único componente, la cortante octaédrica. Esta componente es que se utiliza para la selección de los ciclos más significativos, ya que, por su definición geométrica, es la que genera distorsiones en el elemento octaédrico.

Una vez calculados todos los tensores de la misión proyectados sobre el plano octaédrico del par más dañino, el script aplica un algoritmo de conteo rainflow sobre la componente cortante octaédrica de los tensores para extraer los ciclos cerrados más significativos para el cálculo de fatiga.

El conteo rainflow permite simplificar señales complejas de esfuerzo en ciclos individuales de amplitud constante, identificando pares de extremos locales (mínimos y máximos) que forman ciclos cerrados. Cada ciclo extraído puede luego analizarse por separado en el cálculo de daño acumulado.

El algoritmo opera de la siguiente manera. Primero identifica el mínimo global de la señal de esfuerzo y reorganiza los puntos para que la señal inicie y termine en ese valor. Posteriormente localiza el máximo global y se registra el ciclo principal formado por el par mínimo-máximo global, que corresponde al ciclo de mayor rango de la señal.

A partir del máximo global, el algoritmo busca ciclos secundarios hacia la derecha y hacia la izquierda. En cada dirección evalúa candidatos que representan aumentos locales de esfuerzo. Para aceptar un candidato como ciclo cerrado deben cumplirse tres condiciones: el candidato debe ser mayor que el punto actual del barrido; no debe existir un punto posterior en la dirección evaluada con valor mayor que el candidato; y el candidato no debe ser mayor que dos o más puntos previos del segmento, condición

que distingue ciclos simples de estructuras más complejas que requieren procesamiento recursivo.

Si el candidato cumple las tres condiciones, el par se registra como un ciclo cerrado. Si no las cumple, se genera una sublista con el candidato y los puntos inferiores asociados, la cual se procesa recursivamente. La figura 4.2 muestra un diagrama de flujo del algoritmo y la Figura 4.3 ilustra dos pasos del algoritmo aplicados a una señal de ejemplo.



Figura 4.2. Diagrama de flujo del algoritmo rainflow.

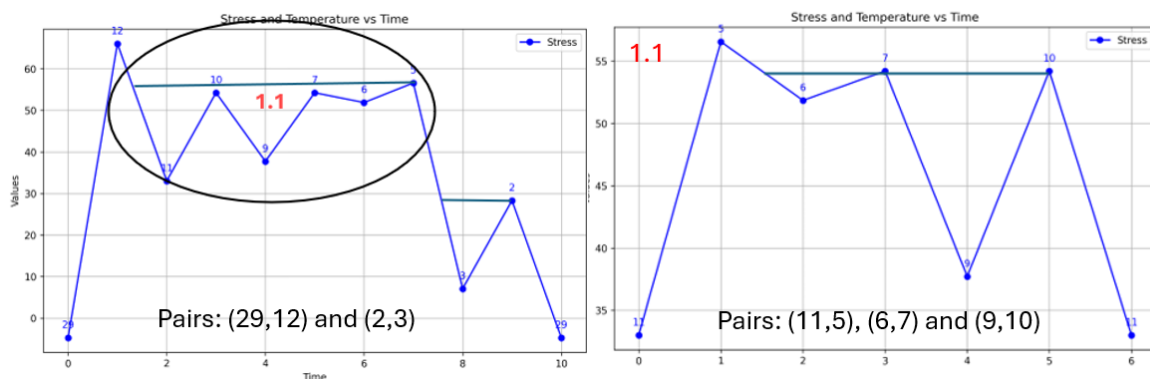


Figura 4.3. Ejemplo de aplicación del algoritmo rainflow desarrollado. Panel izquierdo: identificación del ciclo principal (par mínimo-máximo global) y dos ciclos cerrados secundarios; el ovalo señala una sublista que se procesa recursivamente. Panel derecho: resultado del procesamiento recursivo de dicha sublista, donde se extraen tres ciclos adicionales.

Con los ciclos más significativos identificados, el script procesa cada ciclo con las ecuaciones de Von Mises para calcular el esfuerzo alternante y medio de cada pareja seleccionada, aplica la walkerización correspondiente e interpolar la vida en ciclos en las curvas S-N.

Finalmente, aplicando la regla de Palmgren-Miner, el script obtiene el número mínimo de ciclos que puede operar el componente de forma segura:

$$N_{min} = \frac{1}{\sum_i \frac{n_i}{N_{f,i}}}$$

Donde n_i es el número de ocurrencias del ciclo i durante la misión y $N_{f,i}$ es la vida en ciclos correspondiente según las curvas S-N. Este valor representa el límite de vida del componente, es decir, el número de misiones que puede completar antes de que la probabilidad de falla se vuelva inaceptable.

Para verificar la implementación, se procesaron casos de análisis previamente evaluados con las herramientas internas de referencia de la empresa, comparando tanto los resultados intermedios (ciclos extraídos y esfuerzos equivalentes) como la vida en ciclos final. **En todos los casos los resultados coincidieron con los de las herramientas de referencia, con lo cual se confirmó que el script reproduce fielmente el procedimiento aprobado.**

Este proyecto integró conocimientos de programación científica en Python, métodos numéricos, análisis tensorial y análisis de fatiga estructural, así como la capacidad de traducir un procedimiento complejo en una herramienta automatizada y reutilizable.

Resultados y conclusiones

A lo largo de mi participación en el equipo de Integrated Manufacturing Engineering, evalué, documenté el razonamiento técnico e implementé 21 cambios en el diseño de componentes que facilitaron su proceso de manufactura, corrigieron errores en dibujos y mejoraron su calidad. Cada uno de estos cambios fue revisado por ingenieros de múltiples disciplinas y aprobado por las agencias regulatorias correspondientes (FAA o EASA), por lo que el razonamiento técnico requirió un alto nivel de rigor y sustento normativo. Adicionalmente, evalué 239 no conformidades de manufactura, de las cuales 178 fueron aceptadas mediante un análisis técnico que demostró y documentó que la desviación no afectaba la forma, el ensamble, la funcionalidad ni la integridad del componente. Esto permitió liberar partes habrían sido desechadas, evitando pérdidas económicas y paros en la línea de producción por falta de componentes conformes.

Para realizar estas actividades apliqué las tres ramas principales de la ingeniería mecatrónica, utilizando las bases mecánicas, eléctricas y de desarrollo de software que adquirí durante la carrera. Esta combinación de competencias me permitió ser responsable de proyectos de naturaleza muy distinta los cuales un ingeniero formado en una sola disciplina difícilmente podría completar. Para el análisis mecánico de la junta atornillada del HPT ACC utilicé mecánica de sólidos, análisis de elementos finitos y diseño mecánico; para el análisis del tubo de aceite utilicé fundamentos de vibraciones mecánicas, fatiga y mecánica de fluidos; para la evaluación de los cambios en el arnés eléctrico utilicé conocimientos de circuitos eléctricos, materiales dieléctricos y electromagnetismo; y para el desarrollo del script de fatiga integré programación científica en Python, métodos numéricos, análisis tensorial y mecánica de fractura.

La experiencia profesional me permitió desarrollar competencias específicas de la industria, como la lectura e interpretación de planos y requerimientos técnicos, el dominio de estándares y regulaciones internacionales, la comunicación y presentación de resultados en inglés, y el juicio de ingeniería para tomar decisiones que equilibran seguridad, calidad, entrega y costo de los componentes.

En conjunto, los proyectos descritos en este informe demuestran que mi formación en Ingeniería Mecatrónica recibida en la Facultad de Ingeniería de la UNAM proporciona las bases técnicas y la versatilidad necesarias para asumir responsabilidades de alto impacto en la industria aeroespacial, donde la integración de disciplinas y el rigor técnico son indispensables para garantizar la seguridad de los motores.

Sugerencias al plan de estudio

Mi experiencia profesional me permitió identificar áreas donde el plan de estudios de Ingeniería Mecatrónica podría enriquecerse para preparar mejor a los egresados que se incorporen al sector industrial, particularmente en industrias reguladas como la aeroespacial.

- Dimensionado y tolerancias geométricas (GD&T) y análisis de tolerancias.
La norma ASME Y14.5 es el estándar que se utiliza para especificar requerimientos dimensionales y de tolerancias en los dibujos de ingeniería. Sin embargo, ninguna asignatura profundiza en el significado y función de los símbolos más importantes ni en su relevancia para la manufactura y ensamble. Tampoco se realizan ejemplos prácticos de análisis de tolerancias, que permiten estudiar cómo las tolerancias individuales de los componentes se acumulan en un ensamble y afectan la funcionalidad del conjunto. En experiencia, ambos fueron herramientas de uso diario, por lo que considero que valioso incluirlas en alguna asignatura.
- Mayor profundización en procesos de manufactura.
Las asignaturas de manufactura enseñan conceptos básicos, pero la industria demanda un conocimiento más profundo de las capacidades reales de cada proceso. Este conocimiento es indispensable para tomar decisiones de diseño, evaluar la viabilidad de los requerimientos de un dibujo y comprender las propuestas y limitaciones de los proveedores. Considero valioso incorporar más visitas técnicas a plantas de manufactura, prácticas en talleres con equipo industrial (no únicamente educativo) y casos de estudio reales donde se vincule el diseño y la selección del proceso de manufactura más adecuado.
- Lectura, interpretación y aplicación de estándares industriales internacionales.
Los componentes diseñados y manufacturados en la industria deben cumplir diversos estándares nacionales e internacionales que definen materiales, procesos, tolerancias y métodos de inspección. Normas como las de la SAE (por ejemplo, SAE AMS 2243), MIL-DTL y ASTM son empleadas en la mayoría de las empresas y no son cubiertas en ninguna asignatura. La carrera enseña los principios físicos y mecánicos para comprender las normas, pero no la habilidad específica para localizar, interpretar y aplicarlas, por lo que considero valioso incluir en alguna asignatura la consulta y aplicación práctica de estándares internacionales, así como ejercicios donde los estudiantes deban justificar decisiones de diseño con base en una norma específica.

Referencias

[1] International Air Transport Association, IATA Annual Safety Report 2024: Executive Summary and Safety Overview. Montreal, QC, Canadá: IATA, feb. 2025. [En línea].

Disponible en:

https://www.iata.org/contentassets/a8e49941e8824a058fee3f5ae0c005d9/safety-report-executive-summary-and-safety-overview-2024_final.pdf

[2] CORDIS, European Commission, "ZinkOn Growth – Advanced and smart system for optimizing the non-conformities and concession processes within the aerospace industry," Proyecto ID 696743, 2015. [En línea]. Disponible en:

<https://doi.org/10.3030/696743>

[3] R. Da Soghe, B. Facchini, M. Micio y A. Andreini, "Aerothermal Analysis of a Turbine Casing Impingement Cooling System," International Journal of Rotating Machinery, vol. 2012, art. 103583, 2012. [En línea]. Disponible en:

<https://doi.org/10.1155/2012/103583>

[4] W. Prokopowicz, B. Ciupek, A. Maciąg, T. Gajewski y P. W. Sielicki, "Advanced Spectral Diagnostics of Jet Engine Vibrations Using Non-Contact Laser Vibrometry and Fourier Methods," Energies, vol. 18, no 18, art. 4837, 2025. [En línea]. Disponible en: <https://doi.org/10.3390/en18184837>

[5] Glenair, Inc., "Backshell 380AS109NF2810TA3," Mouser Electronics. [Imagen de producto]. [En línea]. Disponible en:

<https://www.mouser.com/ProductDetail/Glenair/380AS109NF2810TA3>. [Consultado: 20 may. 2026].

[6] TE Connectivity, "High-performance heat shrinkable harnessing tubing," Catálogo de producto. [En línea]. Disponible en: <https://www.te.com/en/products/heat-shrink-tubing/harnessing-tubing.html>. [Consultado: 20 may. 2026].

[7] TE Connectivity / DEUTSCH, "Conector circular MIL-DTL-38999, Serie III, P/N D38999/20MC35SN," Mouser Electronics México. [Imagen de producto]. [En línea].

Disponible en: <https://www.mouser.mx/ProductDetail/TE-Connectivity-DEUTSCH/D38999-20MC35SN>. [Consultado: 20 may. 2026].

[8] E. Zalnezhad, A. A. D. Sarhan y M. Hamdi, "Investigating the fretting fatigue life of thin film titanium nitride coated aerospace Al7075-T6 alloy," Materials Science and Engineering: A, vol. 559, pp. 436–446, 2013. [En línea]. Disponible en:

<https://doi.org/10.1016/j.msea.2012.08.123>

[9] Federal Aviation Administration, Title 14—Aeronautics and Space, Part 33—Airworthiness Standards: Aircraft Engines. Electronic Code of Federal Regulations, 2026. [En línea]. Disponible en: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-33>. [Consultado: 20 may. 2026].

[10] SAE International, SAE AMS2243: Tolerances, Metric, Corrosion and Heat-Resistant Steel Tubing: SAE International. [En línea]. Disponible en: <https://www.sae.org/standards/content/ams2243/>. [Consultado: 20 may. 2026].

[11] ASME, ASME Y14.5-2018 (R2024): Dimensioning and Tolerancing.: The American Society of Mechanical Engineers, 2019. [En línea]. Disponible en: <https://www.asme.org/codes-standards/find-codes-standards/y14-5-dimensioning-tolerancing>. [Consultado: 20 may. 2026].