

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE COSTA RICA
ESCUELA DE INGENIERÍA ELECTROMECAÁNICA



COOPERATIVA AUTOGESTIONARIA DE SERVICIOS AEROINDUSTRIALES
COOPESA R.L.



PROYECTOS:

JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL
EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

INFORME DE PRÁCTICA PROFESIONAL PARA OPTAR POR EL GRADO DE
LICENCIATURA EN INGENIERÍA EN MANTENIMIENTO INDUSTRIAL

FRANCISCO JOSÉ RIVERA VÁSQUEZ
CARNÉ 9921007

CARTAGO, JUNIO 2004

Agradecimiento

Al Jefe de Ingeniería de Hangar, Sr. **Jessy Vargas Quesada**. Gracias por darme esta oportunidad.

A todo el personal del COOPESA que, directa o indirectamente, contribuyó con mi persona para la realización de la práctica. En especial, guardo gratitud al personal del Departamento de Ingeniería de Hangar:

- Ángel Araya
- Josué Campos
- Henry Delgado
- Miguel Fernández
- Franklin González
- Alberto Jiménez
- Víctor Jiménez

A todos, mi más profundo y sincero agradecimiento.

Contenido

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y

BALANCE DE AERONAVES **1-1**

CONTENIDO	1-4
LISTA DE FIGURAS	1-5
LISTA DE TABLAS	1-6
1. INTRODUCCIÓN	1-7
2. ALTERNATIVAS	1-17
3. EVALUACIÓN DE LA INVERSIÓN	1-22
4. CONCLUSIONES	1-31
5. RECOMENDACIONES	1-32
6. BIBLIOGRAFÍA	1-33
7. ANEXOS	1-34

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE

PISO DE UN AVIÓN B737-204 **2-1**

CONTENIDO	2-5
LISTA DE FIGURAS	2-6
LISTA DE TABLAS	2-8
1. INTRODUCCIÓN	2-9
2. CRITERIOS DE DISEÑO	2-17
3. PROPUESTA DE REPARACIÓN	2-29
4. DIBUJOS DE LA REPARACIÓN	2-42
5. BIBLIOGRAFÍA	2-44
6. ANEXOS	2-45

COOPESA R.L., empresa en la que se realizó este trabajo de graduación¹

Historia

La Cooperativa Autogestionaria de Servicios Aeroindustriales (COOPESA R.L.) fue constituida el 10 de julio de 1963, con el objetivo inicial de desempeñarse en el área de la aviación.

El personal fundador de COOPESA formó parte de la empresa SALA -de capital privado- que brindaba servicios de mantenimiento a aeronaves, la cual se declaró en quiebra en 1962. Ante esta situación, estas visionarias personas realizaron contactos con instituciones



cooperativistas y políticos de la época, quienes facilitaron la obtención de financiamiento para permitir a COOPESA entrar en operaciones.

En esos años COOPESA fue pionera y modelo en el trabajo asociado, gracias al origen y características de sus fundadores, por lo que el 14 de diciembre de 1985, con la aprobación del Capítulo N° 11 de la Ley N° 6756 de Asociaciones Cooperativas, COOPESA se consolida como cooperativa autogestionaria, tanto en el sistema jurídico como en los principios organizativos. Esto implica que es una cooperativa en la que sus asociados deben trabajar para la empresa.

Actualmente COOPESA se encuentra establecida como una de las principales empresas del área centroamericana y del Caribe. Además es una de las mayores generadoras de divisas para Costa Rica, pues da empleo a más de 850 empleados.

¹ COOPESA R.L., CR. 2004. Heavy Maintenance Repair Station. Alajuela, Costa Rica. Consultado 20 feb. 2004. Disponible en: <http://www.coopesa.com/htmls/index.html>

¿Qué se hace?

Su principal negocio ha sido la reparación y mantenimiento de aviones. Hoy, COOPESA es una estación reparadora de aviones de cuerpo angosto, ampliamente reconocida en el mundo entero. Este reconocimiento se debe a que se ha mantenido la certificación para operar de la Federal Aviation Administration (FAA/EUA), varias licencias de las Direcciones de Aviación Civil de muchos países latinoamericanos y, desde 1997, obtuvo la certificación de la Junta de Administración de Aviación de la Unión Europea (JAA). Ello implica que está autorizada para reparar aviones de las principales compañías en el mundo.



COOPESA es una estación reparadora de América Latina no vinculada directamente con ninguna línea aérea. Los clientes son líneas aéreas, rentistas (lessors), o corporaciones financieras (por ejemplo, bancos).

Ubicación

La empresa está ubicada en Alajuela, Costa Rica, en un punto muy accesible para los clientes de cualquier punto del globo. Su planta, ubicada en el Aeropuerto Internacional Juan Santamaría, posee un área total de 67.500 m², de los cuales están cubiertos 35.000 m².



En estas instalaciones se encuentran centralizadas todas las operaciones administrativas y técnicas. Adicionalmente, cuenta con terrenos en el segundo aeropuerto en importancia del país (Liberia, Guanacaste), como previsión para desarrollo futuro.

Organización

COOPESA cuenta con 750 empleados, de los cuales 525 (70%) son asociados. COOPESA está regida por una Asamblea General que se reúne dos veces por año, y que está integrada por la totalidad de sus asociados. Además, el Consejo de Administración, integrado por nueve miembros, es escogido en una votación por la Asamblea General por períodos de dos años.



De la Asamblea dependen algunos comités, por ejemplo el Comité de Educación y el Comité de Vigilancia. En su parte administrativa, la empresa está dividida en cinco áreas, dirigidas por un Gerente General. Cada una de estas áreas son: Recursos Humanos, Mercadeo y Ventas, Control de Calidad, Producción y Financiera Administrativa.

Departamento de Ingeniería

El departamento de ingeniería les da soporte a las reparaciones o modificaciones que corresponden a producción y que no están incluidas en documentación aprobada. Están encargados de proponer reparaciones y modificaciones, teniendo aprobaciones finales de representantes de la FAA (Federal Aviation Administration) o de las autoridades de aviación civil respectivas.

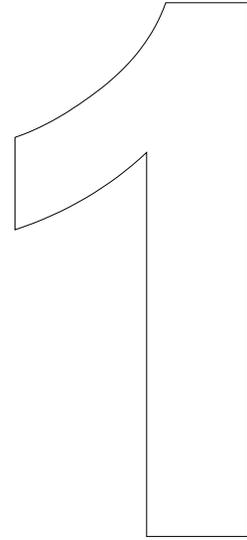


Este departamento es el enlace hacia los diferentes fabricantes para la asistencia técnica requerida.

Para esta empresa, y como requisito parcial de obtener el grado de Licenciatura en Ingeniería en Mantenimiento Industrial, el suscrito ha preparado los siguientes estudios:

1. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES
2. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

El propósito general ha sido el de colaborar en dos procesos específicos pero básicos en las importantes actividades industriales de la cooperativa.



I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Administración del Mantenimiento Industrial



Práctica Profesional



Estudiante:	Francisco José Rivera Vásquez 9921007
Empresa o Institución:	COOPESA R.L.
Actividad principal:	Mantenimiento, Reparación y Restauración de Aviones
Nombre de los Proyectos:	1. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES 2. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204
Profesor Asesor:	Manuel Francisco Mata Coto
Fecha:	Junio 2004

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

El pesado de aeronaves puede realizarse básicamente de dos maneras: romanas de plataforma y romanas de celdas de carga. Las romanas de plataforma (equipo utilizado por COOPESA) se usan haciendo rodar el avión sobre el equipo. Las celdas de carga (equivalentes a gatas hidráulicas) soportan el avión en distintos puntos como alas y fuselaje, por tanto, son más peligrosas.

El proyecto consiste en solucionar el problema que presenta el equipo utilizado por COOPESA para el peso y balance de aviones.

Actualmente, la empresa cuenta con diez romanas compradas a la compañía General Electrodynamics Corporation que ya agotaron su vida útil. Cuatro se encuentran en mal estado; dos de ellas ya fueron "restauradas" (overhaul) y volvieron a fallar. El costo de una "restauración" es demasiado alto comparado con el valor de un equipo nuevo. Así se descartó la posibilidad de reparar los equipos actuales.

Se contactaron distintas compañías fabricantes a nivel mundial, solicitando información de los equipos con sus respectivas especificaciones, cotizaciones y las condiciones de compra. Una vez recopilada la información pertinente, se realizó un análisis FODA (fortalezas, oportunidades, debilidades y amenazas) para escoger la mejor opción. La alternativa seleccionada es el modelo AN60-6 de la compañía GEC.

Para efectos de la elección se realiza una evaluación económica del proyecto con un horizonte de cinco años. El Valor Actualizado Neto es negativo. A pesar de esto el proyecto tiene una Tasa Interna de Retorno relativamente alta. La compra debe realizarse, independientemente de la rentabilidad de la inversión, debido a las necesidades de COOPESA.

Palabras claves: COOPESA R.L., avión, peso y balance, equipo, alternativas, selección, evaluación económica, inversión.



Práctica Profesional



Estudiante:	Francisco José Rivera Vásquez 9921007
Empresa o Institución:	COOPESA R.L.
Actividad principal:	Mantenimiento, Reparación y Restauración de Aviones
Nombre de los Proyectos:	1. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES 2. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204
Profesor Asesor:	Manuel Francisco Mata Coto
Fecha:	Junio 2004

I PART. PURCHASE JUSTIFICATION FOR AIRCRAFT WEIGHT AND BALANCE EQUIPMENT

There are two basic types of systems for aircraft weigh and balance: platform scales and load cell scales. Platform scales (used today in COOPESA) consist in rolling the aircraft over the scales. Load cells support the aircraft at the jack points, on wings and fuselage.

It is necessary to solve the problem related to the equipment used by COOPESA for Aircraft Weigh and Balance Procedures. Nowadays, the company works with ten scales bought to General Electrodynamics Corporation that already ended their lifetime. Four are damaged; two of those were overhauled and are already damaged. The cost for one overhaul is really expensive compared to the price of new scale. This is why it was not considered the possibility of overhauling the old scales.

Different worldwide companies were contacted and asked for quotations, specifications and, contract terms and conditions. Once the information was classified, it was analyzed according to "FODA" analysis (fortresses, opportunities, debilities and threats) in order to choose the best option. The selected alternative is the AN60-6 scale by GEC.

Regarding the selected equipment, an Economical Evaluation was made. The investment must be accomplished regardless the economical evaluation results. Even though, these results are satisfactory.

Keywords: COOPESA R.L., aircraft, weighing equipment, alternatives, selection, economic evaluation, purchase.

Contenido

<u>I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES</u>	1-1
CONTENIDO	1-4
LISTA DE FIGURAS	1-5
LISTA DE TABLAS	1-6
1. INTRODUCCIÓN	1-7
1.1 OBJETIVOS	1-7
1.2 CONCEPTOS DE PESO Y BALANCE	1-8
1.3 SISTEMAS DE PESADO DE AVIONES	1-10
1.4 JUSTIFICACIÓN	1-14
2. ALTERNATIVAS	1-17
2.1 ALTERNATIVAS DISPONIBLES	1-18
2.2 ANÁLISIS DE LAS ALTERNATIVAS	1-19
2.3 SELECCIÓN DE LA ALTERNATIVA	1-20
3. EVALUACIÓN DE LA INVERSIÓN	1-22
3.1 INVERSIÓN INICIAL	1-24
3.2 INGRESOS POR VENTAS	1-24
3.3 COSTOS POR CALIBRACIÓN	1-25
3.4 COSTOS DE OPERACIÓN	1-27
3.5 CÁLCULO DE DEPRECIACIÓN	1-30
4. CONCLUSIONES	1-31
5. RECOMENDACIONES	1-32
6. BIBLIOGRAFÍA	1-33
7. ANEXOS	1-34

Lista de figuras²

Figura 1-1. Puntos de soporte (jack points) de un MD-80 donde se apoyan las gatas hidráulicas.....	1-10
Figura 1-2. Sistema de pesado con celdas de carga.	1-11
Figura 1-3. Ensamble de las celdas de carga.	1-11
Figura 1-4. Plataformas de pesado.	1-12
Figura 1-5. Configuración sin puentes.	1-12
Figura 1-6. Configuración con puentes.	1-13
Figura 1-7. Puentes requeridos para trenes de 4 llantas.	1-13
Figura 1-8. Plataforma GEC AN60-5.....	1-14
Figura 1-9. Cantidad de aviones pesados por año para el periodo 1995-2003.....	1-24

² Programas utilizados para realizar las figuras y tablas:

Microsoft ® Excel 2000. (9.0.2812). Copyright © 1985-1999 Microsoft Corporation.

AutoCAD Release 14.0. Copyright © 1982-1997. Autodesk, Inc. All rights reserved.

Microsoft ® Paint. Versión 5.0 (Build 2195). Copyright © 1981-1999. Microsoft Corporation.

Las fuentes se indican con un número al final del título de la figura o tabla con una nota al pie de página. Las fuentes repetidas sólo se muestran la primera vez.

Lista de tablas

Tabla 1-1. Especificaciones. Plataforma GEC AN60-5.	1-15
Tabla 1-2. Especificaciones de las alternativas disponibles.....	1-18
Tabla 1-3. Análisis de las alternativas.....	1-19
Tabla 1-4. Flujo de fondos para el proyecto. Evaluación a 5 años.....	1-22
Tabla 1-5. Evaluación del proyecto a 5 años.	1-22
Tabla 1-6. Valor rescate. Equipo actual.	1-24
Tabla 1-7. Costo anual por calibración de los patrones en EUA.....	1-26
Tabla 1-8. Costos por calibración de las romanas.	1-26
Tabla 1-9. Estimación de los costos de operación del equipo.	1-27
Tabla 1-10. Estimación de los costos de preparación del avión para pesarlo.....	1-28
Tabla 1-11. Estimación de los costos de mano de obra en el pesado.	1-29
Tabla 1-12. Depreciación del equipo. Valor de rescate.....	1-30

1. Introducción

1.1 Objetivos

1.1.1. Objetivo general

- Plantear una solución al problema que presenta el equipo utilizado por COOPESA para determinar el peso y balance de los aviones.

1.1.2. Objetivos específicos

- Diagnosticar el estado del equipo actual
- Definir las necesidades actuales de la empresa
- Investigar el funcionamiento de las alternativas tecnológicas para el pesado de aeronaves
- Determinar el equipo que se encuentra en el mercado.
- Analizar las alternativas disponibles y seleccionar la más conveniente.
- Realizar una evaluación económica para determinar la rentabilidad de la inversión.

1.2 Conceptos de peso y balance

El peso y balance³ de una aeronave es uno de los factores más importantes que afectan la seguridad del vuelo. Una nave con sobrepeso, o una con el centro de gravedad fuera de los límites permitidos, es ineficiente y peligrosa. La responsabilidad de los controles de un adecuado peso y balance incluye tanto a los ingenieros diseñadores, al piloto que lo opera y a los técnicos de mantenimiento que la reparan.

Todos los aviones, sin importar su función, tienen dos características en común: son sensibles al peso; y el centro de gravedad debe ser mantenido dentro de un rango establecido.

El fabricante del avión le da al operador del avión el “*peso vacío*” (*empty weight*) y la localización de su “*centro de gravedad para peso vacío*” (*empty weight center of gravity EWCG*) en el momento que el avión sale de la fábrica. El técnico que repara el avión y realiza las inspecciones de mantenimiento lleva los registros para el peso y balance, documentando cualquier cambio debido a alteraciones por reparación.

Una vez que se han llevado a cabo todos los trabajos de mantenimiento e inspección en los aviones, se aplica el procedimiento para determinar el **peso y balance** del avión. El **peso y balance** consiste en determinar el peso del avión vacío (*aircraft empty weight*), así como su centro de gravedad.

Para determinar el peso y balance del avión se utilizan tres conceptos básicos:

- **Brazo.** Normalmente medido en pulgadas. Se refiere a la distancia entre el centro de gravedad de un elemento y el *punto de referencia del avión* (*reference datum*).
- **Peso.** Usualmente medido en libras.

³ El equipo para pesar los aviones es comúnmente llamado como “equipo de pesos y balanzas”. El nombre del procedimiento para pesar el avión utilizado normalmente en COOPESA es “peso y balance”.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

- **Momento.** Es una reacción que trata de causar rotación. Es el producto del brazo y el peso.

El peso del avión vacío se determina directamente con la lectura de las plataformas. El centro de gravedad se obtiene con un análisis de equilibrio estático, basado en el **peso** leído en cada plataforma con su correspondiente **brazo** de palanca respecto al punto de referencia del avión (*reference datum*).

1.3 Sistemas de pesado de aviones

Existen básicamente dos sistemas de pesado de aviones: celdas de carga y plataformas. Actualmente COOPESA trabaja con sistemas de plataforma.

1.3.1. Celdas de carga

Para realizar la mayoría de las reparaciones e inspecciones, los aviones son soportados de manera que las cargas estructurales se comporten de manera similar al vuelo.

Esto se logra apoyando el avión en los puntos de apoyo de las gatas como se presenta en la Figura 1-1:

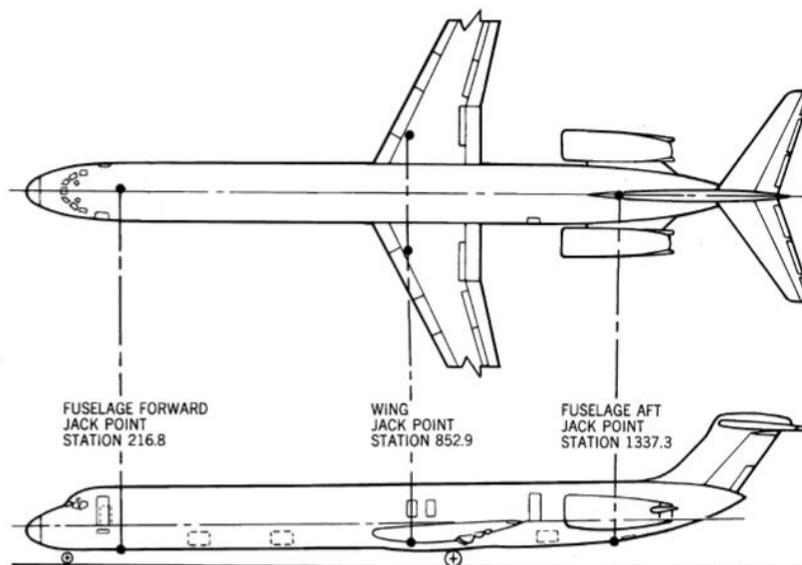


Figura 1-1. Puntos de soporte (jack points) de un MD-80 donde se apoyan las gatas hidráulicas⁴

En estos puntos de apoyo es donde se colocan las celdas hidráulicas para pesar el avión. Así el avión queda montado sobre las celdas de carga (ver Figura 1-2 y Figura 1-3).

⁴ MACDONNELL DOUGLAS CORPORATION. 2003. *MD-80 MAINTENANCE MANUAL*. Chapter 7. Lifting and shoring. MACDONNELL DOUGLAS CORPORATION.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

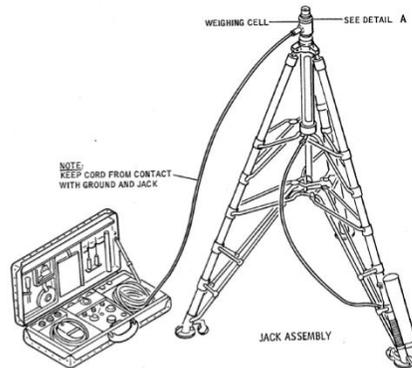


Figura 1-2. Sistema de pesado con celdas de carga.⁴

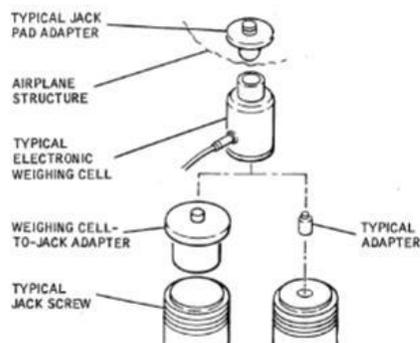


Figura 1-3. Ensamblaje de las celdas de carga.⁴

Estos equipos son de bajo costo. Sin embargo, el sistema es de alto riesgo debido a la posibilidad de desmontaje. Un accidente no sólo implica posibles daños para el avión, sino también graves lesiones a los operarios.

1.3.2. Plataformas

Este sistema consiste en rodar el avión y montarlo sobre plataformas. Es utilizado también para vehículos de transporte pesado (ver Figura 1-4).

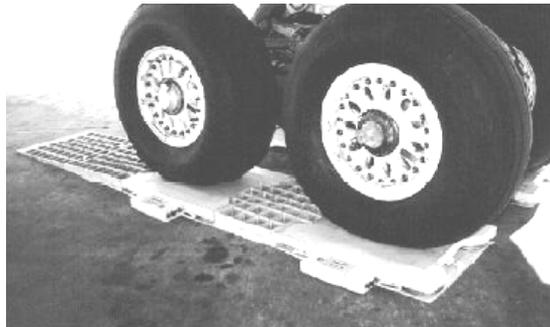


Figura 1-4. Plataformas de pesado.⁵

Configuración sin puentes

Los aviones más comunes en COOPESA como MD-80, DC-9, B727, B737 tienen 6 llantas, ver Figura 1-5.

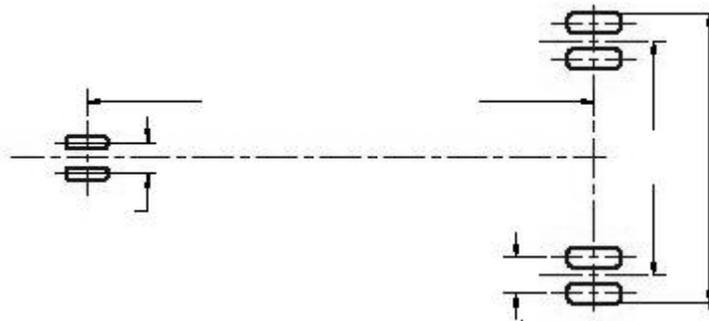


Figura 1-5. Configuración sin puentes.

⁵ Copyright © 2003 by General Electrodynamics Corporation. All Rights Reserved.

Configuración con puentes

Los aviones más grandes que se atienden en COOPESA son DC-8 y B757. Estas aeronaves tienen 10 llantas que se distribuyen como se indica en la Figura 1-6.

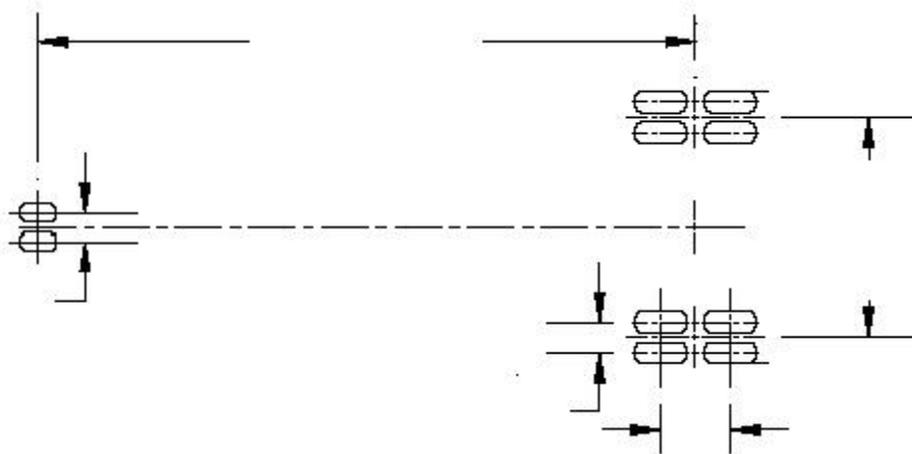


Figura 1-6. Configuración con puentes.

Los trenes de aterrizaje principales requieren así, de un puente para rodar el avión de manera que las llantas delanteras del tren puedan pasar de una plataforma a la otra (ver Figura 1-7).

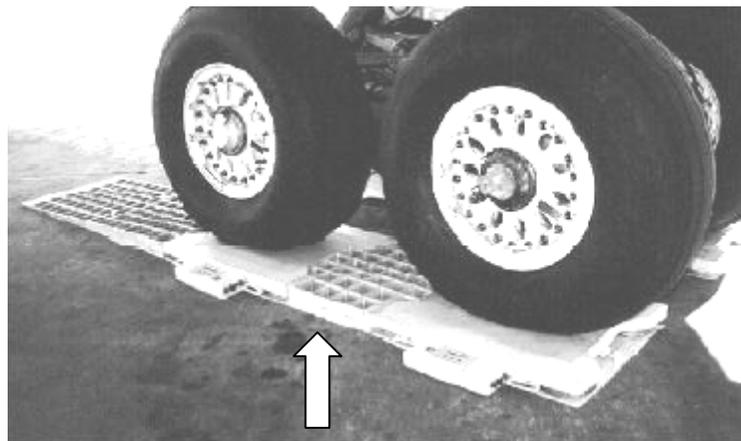


Figura 1-7. Puentes requeridos para trenes de 4 llantas.⁵

1.4 Justificación

1.4.1. Equipo actual

Como se ha señalado, COOPESA trabaja con romanas de plataforma para realizar el **peso y balance**. Estas romanas fueron compradas en 1994 a GEC (*General Electroynamics Corporation*), compañía estadounidense.

La Figura 1-8 muestra una fotografía del equipo actual. Las especificaciones se muestran en la Tabla 1-1.

GENERAL ELECTRODYNAMICS CORPORATION

MODELO AN60-5



Figura 1-8. Plataforma GEC AN60-5.⁵

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Tabla 1-1. Especificaciones. Plataforma GEC AN60-5.⁶

vida útil	10 años (agotada)
capacidad (lbs)	60 000
tamaño (pulg)	38.5 x 38 x 4
área de pesado (pulg)	28 x 36
peso cada plataforma (sin rampas en lbs)	115
peso de las rampas (lbs)	113
tamaño de las rampas (pulg)	70 x 30 (3°)
peso de las calzas (lbs)	21
altura de perfil (pulg)	4
precisión	+/- 0.1% de la carga aplicada o +/- 5 lbs
capacidad de sobrecarga	50% (90 000 lbs)
requiere corrección por latitud y altitud	SI
temperatura de operación	0-50°C
humedad de operación	90% máxima
alimentación	batería recargable (12V) o cable (110/220 VAC 50/60 Hz)

⁶ General Electrodynamics Corporation. 1989. **Operation, Service and Maintenance Manual**. Portable Aircraft Weighing Platform Model AN60-5. Arlington, TX.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

A continuación, se presenta un análisis del equipo de peso y balance que se tiene hoy en COOPESA. Se consideran las fortalezas, oportunidades, debilidades y amenazas del equipo actual.

Amenazas

- Las romanas ya agotaron su vida útil. Hoy en día se tienen 4 plataformas en mal estado; dos de ellas se repararon hace 3 años en la fábrica en EUA.
- Actualmente no se puede pesar un DC-8 o un B757, debido a que se necesitan diez plataformas y se cuenta sólo con seis en buen estado.

Debilidades

- El costo de reparación (overhaul) es muy alto (mayor a 7000 \$USD)
- Muy pesado (115 lb cada una)
- Gran tamaño 38.5 x 38 x 4 pulg
- Se requieren al menos 5 personas para su instalación y operación
- Alto tiempo de calibración: 2 personas durante 24 horas

Fortalezas

- El personal ya está familiarizado con el equipo

Oportunidades

- No se encontraron

1.4.2. Problema

COOPESA necesita tener un equipo de pesos y balanzas que permita satisfacer las necesidades actuales y futuras de producción. Se debe considerar que ya COOPESA tiene un DC-8 programado y, además, ya se está capacitando al personal para recibir próximamente aviones B757.

2. Alternativas

Debido al estado del equipo actual y el costo de su reparación, se buscaron alternativas de equipos que ofrece el mercado. La búsqueda de compañías fabricantes de equipo de pesaje de aeronaves se realizó por diferentes medios (correo electrónico, teléfono y fax). Una vez contactadas las compañías se solicitaron las cotizaciones de sus equipos.

A pesar del bajo costo de los sistemas de celdas de carga con respecto a los sistemas de plataformas, no se consideró la compra de esta clase de equipos por su inseguridad.

Entre los principales puntos tratados con los fabricantes estuvieron los siguientes:

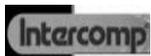
- Especificaciones del equipo
- Capacidades del equipo
- Términos y condiciones
 - Tiempo entrega
 - Transporte
 - Garantía
 - Manuales de soporte
 - Entrenamiento para usar el equipo
 - Medio de pago

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

2.1 Alternativas disponibles

A continuación se muestra la Tabla 1-2 con las alternativas que se encontraron en el mercado. En el Anexo 1-8 se muestra una de las cotizaciones recibidas.

Tabla 1-2. Especificaciones de las alternativas disponibles.

fabricante	GEC		INTERCOMP	PRECIA MOLEN	JAWSSCALES	MASSLOAD
						
modelo	AN60-5 (ACTUAL)	AN60-6	AC45 LP-10	AWS-P	M2000 HEAVY JET 40K SYSTEM	ULTRASLIM
						
precio USD	XXXXXX	\$ 74.004	\$ 68.749	€ 318 000	\$ 73.500	\$ 25.895
		\$ 89.504	\$ 82.460			
negocian eq. viejo	XXXXXX	\$ 30.000	SI	?	SI	NO
vida útil (años)	agotada	10	10	?	10	5-10
capacidad (lbs)	60 000	60 000	45 000	88 000	40 000	40 000
tamaño (pulg)	38.5 x 38 x 4	28 x 21.5	30 x 39	45 X 31 X 4.7	30 1/2 x 18 5/8	30 1/2 x 18 5/8
área de pesado (pulg)	28 x 36	27.5 x 18.5	30 x 30		28 3/8 x 16 5/8	28 3/8 x 16 5/8
peso cada plataforma (sin rampas en lbs)	115	70	120	200	60 lbs con rampas	55
peso de las rampas (lbs)	113	20	66	202		10
tamaño de las rampas (pulg)	70 x 30 (3°)	29 x 18	50 x 24	79 X 27		18 x 6
peso de las calzas (lbs)	21	18	22	66	XXXXXX	XXXXXX
altura de perfil (pulg)	4	1 7/8	4	4,7	<1	0,7
presición	+/- 0.1% de la carga aplicada o +/- 5 lbs (el que sea más alto con inclinación de hasta 4°)	+/- 0.1% de la carga aplicada ó +/- 5 lbs (el valor más alto)	+/- 0.1% de la carga aplicada ó +/- 1 graduaciones (el valor más alto)	+/- 22 LB	1/4 of 1% or better	estática:0.25% de carga aplicada
capacidad de sobrecarga	50% (90 000 lbs)	50% (90 000 lbs)	50% (67 500 lbs)	30% (115 000 lbs)	50% (60 000 lbs)	100% (120 000 lbs)
requiere corrección por latitud y altitud	SI	SI	AUTOMÁTICA	?	SI	SI
requiere precalentamiento	30 min	15 min	NO	?	NO	NO
temperatura de operación	0 a 50°C	0 a 50°C	-10°C a 50°C	-10°C a 40°C	-10°C a 50°C	-10°C a 50°C
humedad de operación	90% máxima	0-100 % (non condensing)	5-99%	?	?	0-100% (selladas)
alimentación	batería recargable 12V ó 110/220 VAC	batería recargable 12V ó 110/220 VAC	batería recargable AA ó 110/220 VAC	baterías: 6 horas de operación continua	12 VDC -110/220 VAC	batería recargable 12 V
cada plataforma con indicador digital	SI	SI	SI	SI	NO	NO
cant. indicadores digitales requeridos	XXXXXX	XXXXXX	XXXXXX	XXXXXX	5	1
calzas y puentes para DC-8 y B757 incluidos	XXXXXX	SI	SI	SI	XXXXXX	XXXXXX
garantía (años)	XXXXXX	1	1	1	1	1
transporte incluido	XXXXXX	SI	SI	?	NO	SI
carrito almacenaje incluido	XXXXXX	2 unidades	1 para 10 plat.	?	NO	5 cajas: +2000 \$USD
requiere comprar equipo calibración	XXXXXX	NO	NO	?	NO	NO
entrenamiento incluido	XXXXXX	SI	SI	NO	XXXXXX	XXXXXX
tiempo de entrega (días)	XXXXXX	30-40	90 (prestan equipo mientras fabrican)	140	< 90	22-30

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

2.2 Análisis de las alternativas

De acuerdo con las especificaciones del equipo y las condiciones que fueron establecidas por los fabricantes, se realizó un análisis FODA (fortalezas, debilidades, oportunidades y amenazas).

Tabla 1-3. Análisis de las alternativas.

				
FORTALEZAS				
<ul style="list-style-type: none"> capacidad: 60 000 lbs livianas (70 lb cada una) pequeñas 28 x 21.5 altura de perfil (1.875 pulg) se logró ver el equipo con la demostración realizada 	<ul style="list-style-type: none"> tecnología electrónica: no requieren precalentamiento baterías standar AA inversión en el equipo de 82 460 \$USD 	<ul style="list-style-type: none"> capacidad: 88 000 lbs capacidad: sobrecarga 115 000 lbs 	<ul style="list-style-type: none"> capacidad: 40 000 lbs livianas: 60 lbs con rampas altura de perfil <1 pulg tecnología digital de estado sólido: no requieren precalentamiento: rampas muy pequeñas 	<ul style="list-style-type: none"> capacidad: 40 000 lbs livianas: 52 lbs con rampas altura de perfil 0.7 pulg no requieren precalentamiento: rampas muy pequeñas precio: 26 000 \$USD capacidad sobrecarga 200% (120 000 lbs)
DEBILIDADES				
<ul style="list-style-type: none"> inversión en el equipo de 89 504 \$USD (valor real 104 000 \$USD) 	<ul style="list-style-type: none"> pesadas (120 lb. cada una) 	<ul style="list-style-type: none"> inversión en el equipo de € 318 000 	<ul style="list-style-type: none"> inversión de 73 500 \$USD 	<ul style="list-style-type: none"> vida útil : 5-10 años
	<ul style="list-style-type: none"> grandes (30 x 39 pulg) 	<ul style="list-style-type: none"> muy pesadas (200 lbs c/u) 	<ul style="list-style-type: none"> tamaño 42 x 19 pulg 	<ul style="list-style-type: none"> tamaño 42 x 19 pulg
	<ul style="list-style-type: none"> altura de perfil: 4 pulg 	<ul style="list-style-type: none"> muy grandes (45 x 31 pulg) 	<ul style="list-style-type: none"> área de pesado 28 3/8 x 16 5/8 (muy pequeñas) 	<ul style="list-style-type: none"> área de pesado 28 3/8 x 16 5/8
	<ul style="list-style-type: none"> capacidad: 45 000 lbs 	<ul style="list-style-type: none"> altura de perfil: 4.7 pulg 	<ul style="list-style-type: none"> requieren corrección por altitud y latitud 	<ul style="list-style-type: none"> requieren corrección por altitud y latitud
			<ul style="list-style-type: none"> las plataformas no tienen pantalla de lectura (se requiere un indicador digital por cada 2 plataformas: 5 en total) 	<ul style="list-style-type: none"> las plataformas no tienen pantalla de lectura (se requiere un indicador digital para las 10 plataformas)
			<ul style="list-style-type: none"> no incluyen carro para almacenarlas 	<ul style="list-style-type: none"> carro de almacenaje no incluido: ofrecen 5 cajas de madera por \$2000 USD
			<ul style="list-style-type: none"> presión mala ? 	
OPORTUNIDADES				
<ul style="list-style-type: none"> ya se tiene experiencia con la compañía que las fabrica 	<ul style="list-style-type: none"> le prestan romanas a COOPESA mientras las construyen se puede mantener equipo GEC actual 		<ul style="list-style-type: none"> transporte incluido 	<ul style="list-style-type: none"> transporte incluido
AMENAZAS				
	<ul style="list-style-type: none"> COOPESA no conoce a la compañía 	<ul style="list-style-type: none"> no se conoce a la compañía 	<ul style="list-style-type: none"> no se conoce a la compañía, aparentan ser revendedores de las romanas MASSLOAD 	<ul style="list-style-type: none"> no se conoce a la compañía
			<ul style="list-style-type: none"> la plataforma más vieja tiene 2.5 años en uso 	<ul style="list-style-type: none"> MASSLOAD no tiene información que respalde el desempeño de su equipo
			<ul style="list-style-type: none"> no tienen datos de vida útil 	<ul style="list-style-type: none"> MASSLOAD no conoce clientes que las utilicen para aviones

2.3 Selección de la alternativa

Para realizar la selección entre las opciones encontradas, se resumen los detalles de cada alternativa:

MASSLOAD

Es una empresa muy nueva que no demostró confiabilidad. Sus romanas son muy delgadas y livianas; sin embargo, no tienen referencias de empresas que las utilicen para aviación. El precio del equipo que ofrecen es muy bajo.

JAWSCALES

Sus romanas son idénticas a las de MASSLOAD. Parecen ser revendedores de ese fabricante. El precio es muy alto comparado al de MASSLOAD. Igual que las MASSLOAD son romanas de poca precisión.

PRECIA MOLEN

Empresa de la compañía AIRBUS. Presenta un equipo muy grande y pesado. Su costo es más de tres veces el costo de las romanas GEC o INTERCOMP.

INTERCOMP

Fue la mejor competencia encontrada para GEC. Las romanas cuestan prácticamente lo mismo que las GEC y son de tecnología electrónica; sin embargo son tan grandes y pesadas como las romanas actuales de COOPESA.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

GEC

Esta fue la alternativa seleccionada por los motivos siguientes.

- ✓ La inversión es de 89 504 \$USD
- ✓ Reconocen el equipo actual (AN60-5)
- ✓ Ya se conoce a la compañía
- ✓ Capacidad de 60 000 lbs
- ✓ El equipo de calibración actual funciona para estas plataformas
- ✓ Son livianas y pequeñas (70 lb , 28x21.5x2 pulg)
- ✓ Incluyen entrenamiento para operación y calibración del equipo
- ✓ Incluyen el transporte del equipo a Costa Rica
- ✓ Realizaron una prueba para demostrar el equipo

3. Evaluación de la inversión

El horizonte económico en que se evaluará el proyecto corresponde a la mitad de la vida útil indicada por el fabricante para este equipo, o sea cinco años (Véase Tabla 1-4). El equipo actual empezó a fallar seis años después de su adquisición.

Tabla 1-4. Flujo de fondos para el proyecto. Evaluación a 5 años.

FLUJO DE FONDOS DEL PROYECTO GEC AN60-6 (en \$USD)						
	0	2004	2005	2006	2007	2008
- INVERSIÓN INICIAL	119,504					
+ INGRESOS X VENTAS		36,000	36,000	36,000	36,000	36,000
- COSTOS EN CALIBRACIÓN		713	713	713	713	713
- COSTOS DE OPERACIÓN		5,325	5,325	5,325	5,325	5,325
= UTILIDAD		29,962	29,962	29,962	29,962	29,962
+ VALOR DE RESCATE EQUIPO ACTUAL	30,000					
EQUIPO NUEVO						71,702
= FLUJO NETO EFECTIVO	-89,504	29,962	29,962	29,962	29,962	101,664

El cálculo del valor actual neto (VAN) y de la tasa interna de retorno se muestra en la Tabla 1-5.

Tabla 1-5. Evaluación del proyecto a 5 años.

MARGEN UTILIDAD BRUTA: K=	36%
VAN PARA K= 36%	-\$8,754
TASA INTERNA DE RETORNO	31.3%
PERIODO DE RECUPERACIÓN	2.99 años

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

El **costo del capital** para el proyecto es el **margen de utilidad bruta** que COOPESA tuvo en el año 2003. Se trabajó con este valor ya que el **rendimiento sobre el capital** de COOPESA es muy alto. Si se considerara, sería un criterio muy exigente para el proyecto en cuestión.

Con un Valor Neto Actualizado (VAN) de -\$8754 USD, evaluado con el 36 % de Margen de Utilidad Bruta de COOPESA como costo de capital, el proyecto no debería realizarse. Sin embargo, la Tasa Interna de Retorno (TIR) tiene un valor de 31.3%. Es un valor alto en relación con opciones de inversión que se tienen en el mercado, por ejemplo un depósito a plazo en un banco. Por otra parte, el proyecto debe realizarse independientemente de su rentabilidad debido a las necesidades de COOPESA.

Para realizar la evaluación económica de la compra de este equipo se consideraron los siguientes aspectos:

- [Inversión inicial](#)
- [Ingresos por ventas](#)
- [Costos por calibración](#)
- [Costos de operación](#)
- [Cálculo de depreciación](#)

3.1 Inversión inicial

La inversión inicial corresponde al valor de compra del equipo. La cotización se muestra en el Anexo 1-1.

3.1.1. Valor de rescate del equipo actual

El valor en libros del equipo actual se muestra en la Tabla 1-6 y fue tomado de la hoja de contabilidad de COOPESA (ver Anexo 1-2). El valor de compra propuesto por GEC (30 000 \$USD) se encuentra en la cotización (véase Anexo 1-1). Esto indica un ahorro para COOPESA (véase Tabla 1-6).

Tabla 1-6. Valor rescate. Equipo actual.

VALOR LIBROS	¢ 9,505,235	19-May-04
VALOR COMPRA	¢ 13,050,000	\$30,000
AHORRO	¢ 3,544,765	

3.2 Ingresos por ventas

Para determinar las ventas anuales, se calculó el promedio del número de aviones que han sido pesados desde el año 1995 al año 2003. (Véase Figura 1-9).



Figura 1-9. Cantidad de aviones pesados por año para el periodo 1995-2003.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Con un monto de 1500 \$USD correspondiente al valor de venta de este servicio por parte de COOPESA, se obtiene un ingreso anual de $24 \times 1500 = 36\,000$ \$USD.

A la hora de estimar las ventas a futuro, se considerará este mismo monto (1500 \$USD) debido a que ese valor no ha cambiado en los últimos años.

Así mismo, el número de aviones por año se considerará constante, ya que no hay una tendencia específica.

3.3 Costos por calibración

En la Tabla 1-8 se determinan estos costos. Se tienen dos costos por este concepto: calibración de las romanas y calibración de los patrones. Estos patrones son utilizados para calibrar las romanas.

3.3.1. Calibración de las romanas

Corresponde a las calibraciones de las romanas que realiza el laboratorio de calibración de COOPESA.

Los costos totales por calibración de romanas son el producto del costo de cada calibrada de las romanas por las veces que se calibra el equipo al año. (Véase

Tabla 1-8)

1. Costo de cada calibración: se calcula con la cantidad de personas involucradas en la calibración, los costos correspondientes a la mano de obra⁷ por hora y el tiempo requerido para calibrar.
2. Frecuencia: es el número de veces que se calibran por año.

⁷ El valor de costo de mano de obra por hora ya incluye las cargas sociales.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

3.3.2. Calibración de los patrones

Una vez por año se mandan los patrones a calibrar a GEC en USA. En la Tabla 1-7 se calcula un promedio anual de este gasto para el periodo 2001-2003. Los costos de calibración se detallan en las facturas mostradas del Anexo 1-3 al Anexo 1-6. Se considerará el monto promedio para los próximos años (véase Tabla 1-8).

Tabla 1-7. Costo anual por calibración de los patrones en EUA.

2001	2002	2003	PROM
\$915	\$540	\$560	\$672

Tabla 1-8. Costos por calibración de las romanas.

CALIBRACIÓN ROMANAS (\$/año)	\$ 42
# personas	2
MANO OBRA / HORA	\$ 5.22
tiempo para calibrar (horas)	2
frecuencia (veces/año)	2
CALIBRACIÓN PATRONES (\$/año)	\$ 672
frecuencia (veces/año)	1
COSTOS EN CALIBRACIÓN (\$/año)	\$ 713

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

3.4 Costos de operación

Los costos de operación del equipo son los gastos generados durante el proceso de pesar el avión. Estos costos se indican en la Tabla 1-9.

Tabla 1-9. Estimación de los costos de operación del equipo.⁸

MANO OBRA	\$ 174
COSTO CARRO REMOLQUE	\$ 8
GASTOS NO CONTEMPLADOS	\$ 40
COSTOS TOTALES / AVIÓN	\$ 222
AVIONES PESADOS / AÑO	24
COSTOS OPERATIVOS /AÑO	\$ 5,325

Por otra parte, los costos de mano de obra se dividen en preparación y pesado, como sigue:

8

- **MANO OBRA:** total de gastos en mano de obra para pesar un avión.
- **COSTO DEL CARRO DE REMOLQUE:** corresponde al costo del carro de remolque (mula) para pesar un avión. Es una fracción estimada del costo diario para el carro que se detalla en la sección de Anexos.
- **GASTOS NO CONTEMPLADOS:** se considera aquí los costos de la energía eléctrica que consumen las romanas, el costo del almacenamiento del equipo dentro de la empresa, y otros que no hayan sido considerados.
- **COSTOS TOTALES / AVIÓN:** costos totales estimados para pesar un avión.
- **AVIONES PESADOS / AÑO:** corresponde al mismo valor obtenido en la gráfica de la Figura 1-9.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

3.4.1. Operaciones de preparación

La preparación del avión para pesarlo consiste en drenar tanques de combustible, acomodar estantes y accesorios, llevar los niveles de aceite a los niveles requeridos, entre otros. Esto se hace con el objetivo de pesar el avión en las condiciones que dictan los manuales. La Tabla 1-10 muestra el cálculo de los costos de preparación.

Tabla 1-10. Estimación de los costos de preparación del avión para pesarlo.⁹

TIEMPO (horas cargadas)	30
MANO OBRA / hora	\$ 3.75
MANO OBRA / PREPARACIÓN	\$ 112.53

9

- TIEMPO DE PREPARACIÓN: se determinó con base en un informe solicitado al Departamento de Planeamiento (planning). En este informe se detalla la mano de obra cargada para cada peso y balance realizado cada año. Se usaron de referencia los años 2002 y 2003 para determinar el promedio de horas cargas por producción a la preparación del avión.
- MANO OBRA / HORA: es el salario que se le paga a los mecánicos más las cargas sociales correspondientes (38%).

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

3.4.2. Operaciones de pesado

El pesado es el proceso de instalar las plataformas de pesaje (romanas), montar el avión sobre las plataformas, tomar las lecturas, bajar el avión, hacer los cálculos y generar el reporte.

La Tabla 1-11 muestra el cálculo de la mano de obra para pesado por año.

Tabla 1-11. Estimación de los costos de mano de obra en el pesado.¹⁰

	MEC	INSP	ING
# PERSONAS	2	2	1
MANO OBRA / hora	\$3.75	\$7.45	\$6.09
TIEMPO TRABAJADO (horas)	2.5	1.25	4
TRASLADO (horas)	0.5	0.25	
INSTALACIÓN (horas)	1		1
PESADO (horas)	1	1	1
CÁLCULOS / REPORTE (horas)			2
	\$18.8	\$18.6	\$24.4
MANO OBRA PESADO / AVIÓN		\$62	

10

- # PERSONAS: cantidad de mecánicos, inspectores o personal de ingeniería involucrados.
- MANO OBRA / HORA: es el salario que se le paga al personal más las cargas sociales correspondientes (38%).
- TIEMPO TRABAJADO: tiempo total trabajado durante el pesado.
- TIEMPO TRASLADO: tiempo de mover el avión al lugar donde se va a pesar.
- TIEMPO INSTALACIÓN: es el necesario para el transporte del equipo, la instalación de este, así como su desinstalación y regreso a bodega.
- TIEMPO PESADO: es el tiempo para montar el avión sobre las plataformas y tomar las lecturas.
- CÁLCULOS REPORTE: tiempo requerido por el personal de ingeniería para realizar los cálculos del peso y balanza, así como el reporte respectivo.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

3.5 Cálculo de depreciación

Las romanas tienen un valor de compra de 119 504 \$USD, una vida útil de 10 años y, por tanto, una depreciación de 11 950 \$USD anuales (este equipo se analiza con depreciación lineal). En la Tabla 1-12 se muestra la depreciación de las romanas a lo largo de su vida útil.

ANO	DEP. ANUAL	DEP. ACUM.	V. LIBROS
2004	\$11,950	\$0	\$119,504
2005	\$11,950	\$11,950	\$107,554
2006	\$11,950	\$23,901	\$95,603
2007	\$11,950	\$35,851	\$83,653
2008	\$11,950	\$47,802	\$71,702
2009	\$11,950	\$59,752	\$59,752
2010	\$11,950	\$71,702	\$47,802
2011	\$11,950	\$83,653	\$35,851
2012	\$11,950	\$95,603	\$23,901
2013	\$11,950	\$107,554	\$11,950
2014	\$0	\$119,504	\$0

Tabla 1-12. Depreciación del equipo. Valor de rescate.

4. Conclusiones

- El equipo actual ya agotó su vida útil, por lo que es necesario reemplazarlo.
- COOPESA requiere diez plataformas para poder pesar los aviones que están programados.
- En el mercado se encuentran celdas de carga y plataformas; sin embargo, por asuntos de seguridad COOPESA trabaja con plataformas.
- Se encontraron cinco compañías que fabrican equipos para pesar los aviones que se reparan en COOPESA. La seleccionada fue GEC, con las plataformas AN60-6.
- La evaluación por medio del Valor Neto Actualizado sugiere la no ejecución del proyecto; sin embargo, la Tasa Interna de Retorno indica que es un proyecto relativamente rentable.
- El proyecto debe realizarse independientemente de su rentabilidad debido a las necesidades de COOPESA.

5. Recomendaciones

- Consultar las referencias dadas por la compañía Intercomp Co. sobre empresas que han tenido problemas con las plataformas de GEC AN60-6.
- Consultar referencias de clientes de la compañía GEC que trabajen con el equipo AN60-6.
- Investigar el precio en el que otras compañías han comprado el equipo GEC AN60-6, con objeto de verificar la cotización propuesta y el valor de compra del equipo actual.
- Aumentar el monto que se cobra a los clientes por pesar el avión, para mejorar la recuperación de la inversión en el equipo.

6. Bibliografía

- Fernández, S. 2003. **Ingeniería económica. Teoría y Aplicaciones**. Administración de Empresas. ITCR.
- General Electrodynamics Corporation. 2002. **Operation Manual**. AN60-6 wireless weighing system. Revision A. Texas, USA.
- General Electrodynamics Corporation. 1989. **Operation, Service and Maintenance Manual**. Portable Aircraft Weighing Platform Model AN60-5. Arlington, TX.
- MACDONNELL DOUGLAS CORPORATION. 2003. MD-80 MAINTENANCE MANUAL. Chapter 7. Lifting and shoring. MACDONNELL DOUGLAS CORPORATION.
- Marstio, T. 1999. **Manual para escribir un plan de negocios**. Proyecto SUCOF. Ministerio de Relaciones Exteriores de Finlandia. Departamento de Cooperación Internacional para el Desarrollo. Finlandia.
- Quinteros, J. **Cálculo de indicadores de proyectos de inversión con Excel**. Facultad de Ciencias Económicas. Instituto de Administración de Empresas. Universidad Nacional de Tucumán. Argentina.
- Comisión Nacional para el Ahorro de Energía. **Principios de análisis financiero**. Dirigida a empresarios. Dirección de Transporte CONAE. México.

Referencias de Internet

- Asesores Bancarios y Financieros. 2004. Análisis de Inversiones. s.l. Consultado 3 marzo 2004. Disponible en <http://www.abanfin.com/dirfinan/inversiones/inversiones1.htm>
- COOPESA R.L., CR. 2004. Heavy Maintenance Repair Station. Alajuela, Costa Rica. Consultado 20 feb. 2004. Disponible en: <http://www.coopesa.com/htmls/index.html>

7. Anexos

Anexo 1-1. COOPESA. Cotización propuesta por GEC.....	1-35
Anexo 1-2. COOPESA. Hoja de activo fijo. Equipo de peso y balance.....	1-36
Anexo 1-3. COOPESA. Calibración de los patrones. Año 2001.....	1-37
Anexo 1-4. COOPESA. Calibración de los patrones. Baterías. Año 2001.	1-38
Anexo 1-5. COOPESA. Calibración de los patrones. Año 2002.....	1-39
Anexo 1-6. COOPESA. Calibración de los patrones. Año 2003.....	1-40
Anexo 1-7. Tabla de determinación de costos del carro de remolque.	1-41
Anexo 1-8. COOPESA. Cotización de la compañía PRECIA MOLEN.	1-42

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-1. COOPESA. Cotización propuesta por GEC.


GENERAL ELECTRODYNAMICS CORPORATION

**Price Proposal
Prepared For
Coopesa
2/25/2004**

The Following is a price proposal for the AN60-6 wireless portable aircraft weighing scale system to weight up to a B757 which consists of:

10 Each	Wireless Portable Aircraft Scale 60K Capacity
6 Each	Entry Ramp
6 Each	Axle Bridge – 28"
4 Each	Axle Bridge – 16"
6 Each	Wheel Stop
2 Each	Storage Cart
1 Each	Hand Held Computer w/ CG software
1 Each	Wireless Printer
10 Each	Charger
10 Each	Operator Manual

System Price.....\$ 119,504.00 USD
Trade In Price.....\$ 30,000.00 USD
Total System Price.....\$ 89,504.00 USD

TERMS:

Payment: 50% with P.O./ 50% at time of shipment
Delivery: 30 - 40 days
F.O.B.: Arlington, TX
Warranty: One (1) year parts and labor

* **Training at Customer site included**
** **Proposal good for ninety (90) days**

PROPRIETARY NOTICE

This document contains information which concerns or relates to trade secrets, processes, operations, pricing, style of work apparatus, or to identity, confidential statistical data amount source or any income, profits, losses or expenditures of General Electrodynamics Corporation. Such information is being submitted in confidence with the understanding that it will not be disclosed to third parties in whole or part without the express written consent of an officer of General Electrodynamics Corp.
(Reference Trade Sec. Rets Act, 18U.S.C. 1905)

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-2. COOPESA. Hoja de activo fijo. Equipo de peso y balance.

	Act_info	*** Hoja de Definición de Activo Fijo *** Coop.Autog.de Serv.Aeroindustriales	Página.....: 1 19/05/04 15:15
Código: 3645 Descripción: EQUIPO DE PESO Y BALANCE		Retirado.....: N	
Vida útil.....: 120	Monto Revaluación..: 17,766,236.74	Modelo.....:	
Fecha Adquis.: 30 APR 1994	Monto Mejora.....: 715,313.82	Placa.....: 189 35	
Fec.Ult.Dep.: 30 APR 2004	Acum.Deprec.Costo.: 13,618,703.33	Serie.....: AN80-5	
Costo original.: 13,618,703.98	Acum.Deprec.Mejora: 715,313.53	Marca.....:	
Valor libros.....: 9,505,234.98	Acum.Deprec.Reval.: 8,261,002.46	Documento: CR/26850	
Vida útil reval.: 137	Factura compra.....:	Núm.Póliza: 116221 P/A	
Fecha ult. Reval.: 31 DEC 1999	Nacionalización.....:		
Proveedor.....:			
Observaciones: VER DOCUMENTOS EN AGOSTO 92			
Clasificaciones asignadas al activo			
Clasificación		Valor de clasificación	
11	UBICACION	189	INGENIERIA DE HANGAR
25	EQUIPO ELECTRONICO	001	RADIOS
36	ESTADO DEL ACTIVO	PDP	Para DePreciar (Aun con valor de deprec)
46	TIPO DE DEPRECIACION	LIN	DEPRECIACION EN LINEA RECTA
65	ACTIVOS PRENDADOS	PIG	PIGNORADOS
73	ADQUISICION DE ACTIVOS	A06	EQUIPO ELECTRONICO
74	GASTO POR DEPREC. VALOR ORIG	G29	INGENIERIA DE HANGAR
75	REVALUACION DE ACTIVOS	R04	REV.EQUIPO ELECTRONICO
79	DEPREC. ACUM. VALOR ORIG	F06	DEPREC.ACUM.EQUIPO ELECTRONICO
81	GASTO POR DEPREC. REVALORACION	M29	INGENIERIA
83	DEPREC. ACUM. REVALUACIONES	L13	EQUIPO ELECTRONICO
<hr/>			
16	Clas. Adquisición	A06	210-1-003-005-000-000-00
20	Clas. Gasto Depr. Valor Original	G29	640-1-001-002-189-021-00
18	Clas. Revaluación	R04	210-1-003-006-000-000-00
13	Clas. Dep. Acumulada V. ORIG	F06	220-1-003-005-000-000-00
21	Clas. Gasto Depr. Revaluación	M29	640-1-001-002-189-020-00
14	Clas. Dep. Acumulada REVALUACION	L13	220-1-003-006-000-000-00

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-3. COOPESA. Calibración de los patrones. Año 2001.

General Electrodynamics
PO BOX 150089
ARLINGTON, TX 76015-6008

COOPESA S.A. DE C.V.
 Departamento de Proceduria
 18 JUL 2001
 RECIBIDO
 Hora: _____

Invoice

Date	Invoice #
7/6/2001	258

Bill To	Ship To
Coopesa, R.L. Attn: A/P P.O. Box 527905 Miami, FL 33152-7905	CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122

P.O. Number	Terms	Due Date	Ship	Via	F.O.B.
HE45952	C.O.D.	7/6/2001	7/6/2001	UPS	Arlington

Quantity	Item Code	Description	Price Each	Amount
4	1890-00013	MEMBRANE SWITCH W/ TACTILE BUTTONS	82.00	328.00
5	80902	BATTERY, 12 VOLT, PS1229	88.00	440.00
1	FREIGHT	\$6.67 Freight \$5.50 C.O.D. Fee	12.17	12.17
Thank you for your business.			Total	\$780.17

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-4. COOPESA. Calibración de los patrones. Baterías. Año 2001.

General Electroynamics PO BOX 150089 ARLINGTON, TX 76015-6008		Invoice																
		<table border="1"> <tr> <th>Date</th> <th>Invoice #</th> </tr> <tr> <td>7/19/2001</td> <td>308</td> </tr> </table>	Date	Invoice #	7/19/2001	308												
Date	Invoice #																	
7/19/2001	308																	
<table border="1"> <tr> <td>Bill To</td> </tr> <tr> <td>Coopesa, R.L. Attn: A/P P.O. Box 527905 Miami, FL 33152-7905</td> </tr> </table>		Bill To	Coopesa, R.L. Attn: A/P P.O. Box 527905 Miami, FL 33152-7905	<table border="1"> <tr> <td>Ship To</td> </tr> <tr> <td>CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122</td> </tr> </table>		Ship To	CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122											
Bill To																		
Coopesa, R.L. Attn: A/P P.O. Box 527905 Miami, FL 33152-7905																		
Ship To																		
CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122																		
<table border="1"> <tr> <th>P.O. Number</th> <th>Terms</th> <th>Due Date</th> <th>Ship</th> <th>Via</th> <th>F.O.B.</th> </tr> <tr> <td>HE47304</td> <td>C.O.D.</td> <td>7/19/2001</td> <td>7/19/2001</td> <td>UPS RED</td> <td>Arlington</td> </tr> </table>		P.O. Number	Terms	Due Date	Ship	Via	F.O.B.	HE47304	C.O.D.	7/19/2001	7/19/2001	UPS RED	Arlington					
P.O. Number	Terms	Due Date	Ship	Via	F.O.B.													
HE47304	C.O.D.	7/19/2001	7/19/2001	UPS RED	Arlington													
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Quantity</th> <th>Item Code</th> <th>Description</th> <th>Price Each</th> <th>Amount</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>10</td> <td>AN60-10303-1</td> <td>Battery Retainer, Use w/PS1229 Battery</td> <td>12.60</td> <td>126.00</td> </tr> <tr> <td>1</td> <td>FREIGHT</td> <td>Freight Amt. Includes COD Fee Attn: Roberto Escalante</td> <td>9.20</td> <td>9.20</td> </tr> </tbody> </table>		Quantity	Item Code	Description	Price Each	Amount	10	AN60-10303-1	Battery Retainer, Use w/PS1229 Battery	12.60	126.00	1	FREIGHT	Freight Amt. Includes COD Fee Attn: Roberto Escalante	9.20	9.20		
Quantity	Item Code	Description	Price Each	Amount														
10	AN60-10303-1	Battery Retainer, Use w/PS1229 Battery	12.60	126.00														
1	FREIGHT	Freight Amt. Includes COD Fee Attn: Roberto Escalante	9.20	9.20														
Thank you for your business.			Total	\$135.20														

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-5. COOPESA. Calibración de los patrones. Año 2002.

General Electrodynamics Corp. PO BOX 150089 ARLINGTON, TX 76015-6008		Invoice				
		Date 2/15/2002	Invoice # 604-B			
Bill To Coopesa, R.L. Attn: A/P PO Box 527905 Miami, FL 33152-7905		Ship To CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122				
P.O. No.	Terms	Due Date	Ship Date	Ship Via	FOB	Frnt Acct#
RR 53481	Wire Tra...	2/15/2002	2/15/2002	FedEx P1	Origin	2529-5215-2
Qty	Item	Description			Rate	Amount
1	C2P1 Re-cal	C2P1 Re-cal S/N: 32555 EXPEDITE			540.00	540.00
<i>Wire Transfer Payment Received</i>					Total	\$540.00

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-6. COOPESA. Calibración de los patrones. Año 2003.

General Electrodynamics Corp. 8000 CALENDAR ROAD ARLINGTON, TX 76017-7758 Ph: 817-572-0366 Fax: 817-572-0373		<h1>Invoice</h1>																
		<table border="1"> <tr> <th>Date</th> <th>Invoice #</th> </tr> <tr> <td>3/14/2003</td> <td>1873</td> </tr> </table>	Date	Invoice #	3/14/2003	1873												
Date	Invoice #																	
3/14/2003	1873																	
<table border="1"> <tr> <th>Bill To</th> <th>Ship To</th> </tr> <tr> <td> Coopesa, R.L. Aeropuerto Int'l Juan Santamaria San Jose, Costa Rica P.O. Box 10108-1000 Ph#506-437-2900 </td> <td> CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122 Contact: Adriana Arias </td> </tr> </table>		Bill To	Ship To	Coopesa, R.L. Aeropuerto Int'l Juan Santamaria San Jose, Costa Rica P.O. Box 10108-1000 Ph#506-437-2900	CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122 Contact: Adriana Arias													
Bill To	Ship To																	
Coopesa, R.L. Aeropuerto Int'l Juan Santamaria San Jose, Costa Rica P.O. Box 10108-1000 Ph#506-437-2900	CJR Cargo, Inc. 3513 NW 82th Ave. Miami, FL 33122 Contact: Adriana Arias																	
<table border="1"> <tr> <th>P.O. No.</th> <th>Terms</th> <th>Due Date</th> <th>Ship Date</th> <th>Ship Via</th> <th>FOB</th> <th>Frnt Acct#</th> </tr> <tr> <td>RR 67887</td> <td>Wire Transfer</td> <td>3/14/2003</td> <td>3/14/2003</td> <td>FEDEX P2</td> <td>FACTORY</td> <td>2215-1924-8</td> </tr> </table>		P.O. No.	Terms	Due Date	Ship Date	Ship Via	FOB	Frnt Acct#	RR 67887	Wire Transfer	3/14/2003	3/14/2003	FEDEX P2	FACTORY	2215-1924-8			
P.O. No.	Terms	Due Date	Ship Date	Ship Via	FOB	Frnt Acct#												
RR 67887	Wire Transfer	3/14/2003	3/14/2003	FEDEX P2	FACTORY	2215-1924-8												
<table border="1"> <thead> <tr> <th>Qty</th> <th>Item</th> <th>Description</th> <th>Rate</th> <th>Amount</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1</td> <td>C2P1-Re-cal</td> <td>C2P1 Re-cal S/N: 32555</td> <td>440.00</td> <td>440.00</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>Labor/Evaluation ...</td> <td>DFI S/N: GEC00006 2 HOURS TESTING/MAINTENANCE OF DFI & HANDHELD UNIT</td> <td>60.00</td> <td>120.00</td> </tr> </tbody> </table>		Qty	Item	Description	Rate	Amount	1	C2P1-Re-cal	C2P1 Re-cal S/N: 32555	440.00	440.00	2	Labor/Evaluation ...	DFI S/N: GEC00006 2 HOURS TESTING/MAINTENANCE OF DFI & HANDHELD UNIT	60.00	120.00		
Qty	Item	Description	Rate	Amount														
1	C2P1-Re-cal	C2P1 Re-cal S/N: 32555	440.00	440.00														
2	Labor/Evaluation ...	DFI S/N: GEC00006 2 HOURS TESTING/MAINTENANCE OF DFI & HANDHELD UNIT	60.00	120.00														
<p style="text-align: center;"><i>Wire Transfer Payment Received</i></p>		<table border="1"> <tr> <td>Payments/Credits</td> <td style="text-align: right;">\$-560.00</td> </tr> <tr> <td>Balance Due</td> <td style="text-align: right;">\$0.00</td> </tr> </table>		Payments/Credits	\$-560.00	Balance Due	\$0.00											
Payments/Credits	\$-560.00																	
Balance Due	\$0.00																	

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-7. Tabla de determinación de costos del carro de remolque.¹¹

MATERIAL	CANT.	PERIODO	gal/mes	¢/gal	\$/gal	\$/mes	\$/día
DIESEL	13 gal	2 días	195	816	1.88	366	12.19
A. MOTOR	5 gal	1 mes	5.00	3343	7.69	38	1.28
A. HIDRÁULICO	5 gal	5 mes	1.00	5160	11.86	12	0.40
A. TRANSM. REDUCTORES	2 gal	5 mes	0.40	3931	9.04	4	0.12
A. TRANSM. DIFERENCIAL	15 gal	5 mes	3.00	3931	9.04	27	0.90
A. TRANSM. CAJA CAMBIOS	5 gal	5 mes	1.00	3931	9.04	9	0.30
GASTO MULA #6						TOTAL	15.19

¹¹

- En la tabla se determina un aproximado de los principales gastos que requiere el carro para su mantenimiento. Se calculó un valor diario de referencia.
- El costo de los materiales fue consultado con el proveedor (MATRA LTDA)
- La cantidad de cada material fue consultada en el Departamento de Mantenimiento. Son valores estimados dada la irregularidad del uso de los carros.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Anexo 1-8. COOPESA. Cotización de la compañía PRECIA MOLEN.¹²

Our ref: Q2003-1135 Syrian Airlines tender nr 1372/AM

Breda 07-03-2003

FAX MESSAGE / PROPOSAL

DATE: **30/03/2004**

PAGE: **1 / 6**

TO :	COOPESA	FROM:	PRECIA-MOLEN PRIVAS
ATTN.	Francisco		Dominique RIBET
:	RIVERA	E-MAIL:	dominique.ribet@preciamolen.fr
		TEL:	+33 475 66 46 34
FAX:		FAX:	+33 475 66 46 01
SUBJECT:	Tender for an Aircraft Weighing System Portable platform type suitable for B727 , B737 , B757 , DC-8 , DC-9 , MD-80		
COPY TO:	Fabrice MAZE		

Dear Mister RIVERA ,

We refer to above-mentioned tender and are pleased to submit to you all the required technical information for this enquiry.

Remaining at your disposal for any additional information, we remain,

Yours faithfully.

PRECIA MOLEN

Dominique RIBET
Product Manager

¹² Este anexo incluye las próximas 5 páginas.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Our ref: Q2003-1135 Syrian Airlines tender nr 1372/AM

Breda 07-03-2003

Technical Offer

COOPESA R.L.
P.O. Box 10108
1000 SAN JOSE

Costa Rica

For the attention of Francisco RIVERA

PRICE SUMMARY

- A. AIRCRAFT WEIGHING SYSTEM, AWS-P**
As per attached description
EXW PRIVAS (FRANCE) (according to Incoterms 2000) **€ 318000**
- B. AWS-P COMPUTER SYSTEM** **€ 9800**

GENERAL

- Prices : Project price, in Euro (€) and excluding V.A.T. and any taxes.
- Delivery : EXW Privas (According to Incoterms 2000)
- Packing : Unpacked.
- Payment : By Irrevocable and confirmed Letter of Credit to be released 90% upon presentation of shipping documents and 10% after provisional acceptance certificate.
- Delivery-time : To be agreed upon in mutual consult, approximately 20 weeks.
- Warranty : Warranty period is 12 months as from provisional acceptance certificate, with a max. lead-time of 18 months after arrival in Costa Rica
- Origin : European Community.
- Proposal Validity : 180 days as from tenders closing date of 30/03/2004

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Our ref: Q2003-1135 Syrian Airlines tender nr 1372/AM

Breda 07-03-2003

INTRODUCTION

The Aircraft Weighing System-Platform (AWS-P) is used for both determining aircraft weight and centre of gravity of aircraft. This information is used for instance, for calibration of onboard systems.

An AWS-P (see the figure below) consists of a number of modules, such as Access-Ramps (05) Spacers (03) Weighing-Platforms (01) and Tyre-Stops (04) to allow the system to be used for various types of aircraft. For this proposal, we assumed that the aircraft is towed onto the AWS-P. The software for the AWS-P has been designed to allow the system to be used for various types of aircraft as well.

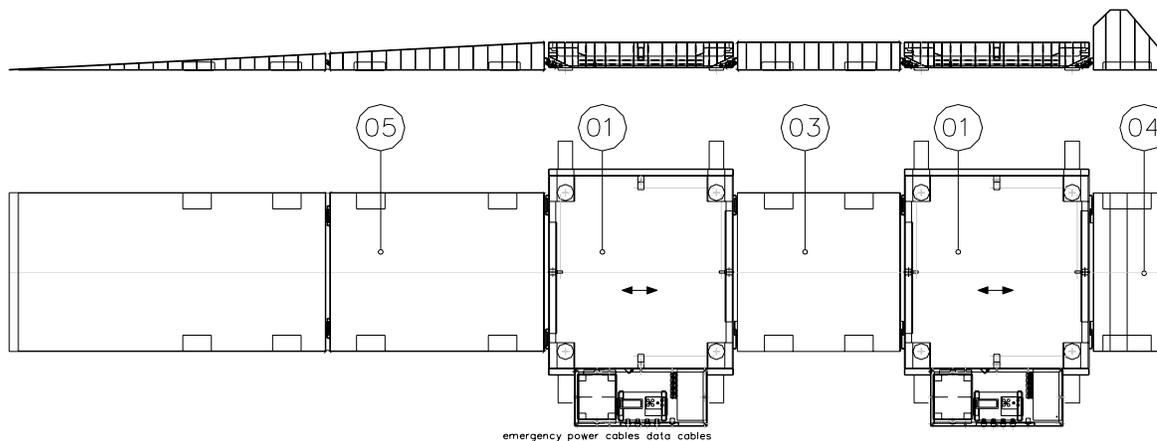


figure 1: right half of a platform group.

SCOPE OF SUPPLY

An AWS-P configuration suitable for weighing aircraft of types

- MD-80
- B737
- B727
- DC8
- B757
- DC-9

requires the following modules:

- A. 12 x Weighing-Platforms (10 + 2 spares)
- B. 6 x Access-Ramps.
- C. 4 x Spacers.
- D. 6 x Single Tyre-Stops.

TECHNICAL

A. WEIGHING-PLATFORMS

Each Weighing-Platform is a stand-alone weighing instrument .

One Weighing-Platform consists of four parts: a platform element, a support-frame with loadcells, an integrated instrument casing and levelling devices.

Specification of one Weighing-Platform:

Capacity	:	40,000 kg.
Accuracy (OIML)	:	20 kg.
Accuracy	:	10 kg.
Accuracy (during testing)	:	5 kg.
Safe maximum load	:	52 ton
Dimensions (l x w x h)	:	113 x 77 x 12 cm.
Dead weight	:	± 90 kg.
Operating temperature range	:	-10°C - +40°C.
Power supply	:	Batteries to allow 6 hours continued operation.
Platform element construction	:	High tensile steel, honeycomb construction.
Indicator-type	:	Digital LCD display , red backlight .
Communication	:	RS485 serial link
Loadcells	:	Analogue loadcells on a support-frame.
Levelling of the platform	:	4 wedges, adjustment range of 10 mm.
Finishing	:	Oil and fuel resistant paint, non-skid top.
Transportation	:	Hoisting points, inner grips.

B. ACCESS-RAMPS:

The access-Ramps enable an easy roll-on of the aircraft onto the Weighing-Platforms.

Specification of one Access-Ramp:

Access-Ramp	:	2 parts to form 1 Access-Ramp.
Safe maximum load	:	52 ton
Dimensions (l x w x h)	:	110 x 69 x 7.3 cm. and 90 x 69 x 12 cm.
Weight	:	2 x 46 kg.
Platform construction	:	High tensile steel, honeycomb construction.
Finishing	:	Oil and fuel resistant paint, non-skid top.
Transportation	:	Inner grips.

C. SPACERS:

The spacers are situated between Weighing-Platforms.

Specification of one Spacer:

Safe maximum load	:	52 ton
Dimensions (l x w x h)	:	69 x 69 x 12 cm.
Weight	:	40 kg.
Platform construction	:	High tensile steel, honeycomb construction
Finishing	:	Oil and fuel resistant paint, non-skid top.
Transportation	:	Inner grips.

D. TYRE-STOPS:

The tyre-Stops ensure that the aircraft does not overshoot the Weighing-Platform.

Specification of one Tyre-Stop:

Dimensions (l x w x h)	:	69 x 69 x 12 cm.
Weight	:	30 kg.
Platform construction	:	High tensile steel, honeycomb construction
Finishing	:	Oil and fuel resistant paint, non-skid top
Transportation	:	Inner grips.

E. AWS-P COMPUTER SYSTEM

The main-purpose of the AWS-P software is to calculate the total weight and centre of gravity of an aircraft.

To perform this task, the AWS-P Software has the following features:

- Communication between the Weighing-Platforms and the AWS-P Computer System. Faulty Weighing-Platforms are being detected and displayed, as well as other Information concerning the status of the individual Weighing-Platforms.
- Databases for storage of aircraft migration charts and weight-information. The databases allow you to store the weight and centre of gravity information together with the data of a specific aircraft.
- Special attention has been given to the presentation of the information, for instance by displaying information onto a silhouette of the selected aircraft and the visualisation of the Weighing-Platforms.
- The dialogues between the software and operator contain safeguards, to make sure that for instance the positions of the Weighing-Platforms is according to the physical arrangement on site compared to the migration charts.
- Calculation of centre of gravity & weights.

Printing of relevant information.

I PARTE. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA
DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES

Our ref: Q2003-1135 Syrian Airlines tender nr 1372/AM

Breda 07-03-2003

Scope of Supply for the AWS-P Computer System:

Computer	:	Standard PC, with keyboard and mouse.
Monitor	:	17" colour
Printer	:	included
Communication	:	RS-485 for Weighing-Platform.
System	:	Maximum of 18 Weighing-Platforms.
Software	:	AWS-P software. XP-PRO VISUAL BASIC 6 ACCESS 2003
Miscellaneous	:	set of serial cables to interconnect platforms RS485 to RS232 serial converter

Not included in this proposal:

- Stabilised power supply, 230 V. \pm 10 %, 50 Hz, individually fused.
- External cabling, unless mentioned otherwise.
- Installation, commissioning and stamping.
- AWS-P computer system (offered as option)



**II PARTE. DISEÑO DE UNA
REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN
UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN
B737-204**

Diseño en ingeniería



Práctica Profesional



Estudiante:	Francisco José Rivera Vásquez 9921007
Empresa o Institución:	COOPESA R.L.
Actividad principal:	Mantenimiento, reparación y restauración de Aviones
Nombre de los Proyectos:	1. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES 2. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204
Profesor Asesor:	Manuel Francisco Mata Coto
Fecha:	Junio 2004

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Se requiere realizar una reparación en la cuerda superior de una viga de piso que presenta corrosión, este elemento se encuentra en la estructura del fuselaje de un avión modelo B737-204.

Se resumen los criterios de diseño básicos para realizar reparaciones en estructuras de los aviones. Entre ellos se incluyen: cargas estructurales, características de las reparaciones, propiedades de los materiales, tipos de juntas, consideraciones de resistencia a la fatiga y remoción de daños.

La parte de la cuerda superior con corrosión debe ser reemplazada por material nuevo. Es necesario realizar una junta para acoplar la cuerda nueva con la original. Para diseñar la junta se debe calcular la capacidad de carga de la cuerda original de manera que la junta pueda soportar esta carga. La capacidad de la cuerda original se determina por el esfuerzo admisible del material de la cuerda y la geometría de la misma. La junta se fabrica a partir de ángulos

formados, cuyo material y dimensiones será determinado en función de la resistencia original de la cuerda. Además de los sujetadores originales que unen la cuerda con el alma de la viga, es necesario agregar una fila de sujetadores a cada lado del alma para soportar los ángulos. La cantidad de sujetadores se determina con la resistencia original de la cuerda y la carga admisible de cada sujetador en la nueva junta. Se respetan los márgenes recomendados para los sujetadores: distancia al borde y espacio libre para la cabeza. Se determina la distancia entre sujetadores y se verifica que no exista falla por cortante del material entre los sujetadores. Finalmente se dibujan los planos de fabricación.

Palabras claves: avión, reparación, estructura, viga de piso, cuerda superior, corrosión, junta, ángulos, sujetador, carga, resistencia, esfuerzo, diseño.



Práctica Profesional



Estudiante:	Francisco José Rivera Vásquez 9921007
Empresa o Institución:	COOPESA R.L.
Actividad principal:	Mantenimiento, reparación y restauración de Aviones
Nombre de los Proyectos:	1. JUSTIFICACIÓN PARA LA COMPRA DE EQUIPO PARA PESO Y BALANCE DE AERONAVES 2. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204
Profesor Asesor:	Manuel Francisco Mata Coto
Fecha:	Junio 2004

II PART. B737-204 AIRPLANE FLOOR BEAM STRUCTURAL REPAIR DESIGN

Corrosion was found on a floor beam on the upper chord in the fuselage structure of an airplane model B737-204. It was necessary to design a repair.

Some basic design concepts used for structure repairs were summarized, they include: structural loads, general repairs, materials, joints, fatigue strength considerations and damage removal.

Upper chord section must be replaced with new material. It was required to design a joint to form a junction between the old and the new chords. The joint capacity must be enough to handle the chord strength. The original strength of the chord was calculated from the chord material allowable stress and the chord geometry. The joint was made of formed

angles, which materials and dimensions are defined according to the load they should handle. It was necessary to add one fastener row to both sides of the chord to support the angles. The number of fasteners was defined according to the original chord strength and the fastener allowable load in the joint. Fastener edge margins were considered. Material shear failure between fasteners was verified with fastener spacing. Finally, repair drawings were made.

Keywords: aircraft, repair, structure, floor beam, upper chord, corrosion, joint, angles, fastener, load, strength, stress, design.

Contenido

CONTENIDO	2-5
LISTA DE FIGURAS	2-6
LISTA DE TABLAS	2-8
1. INTRODUCCIÓN	2-9
1.1 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	2-9
1.2 JUSTIFICACIÓN	2-14
1.3 OBJETIVOS	2-16
2. CRITERIOS DE DISEÑO	2-17
2.1 ASPECTOS GENERALES	2-17
2.2 CARGAS EN LOS AVIONES	2-17
2.3 REPARACIONES	2-21
2.4 PROPIEDADES DE LOS MATERIALES	2-22
2.5 TIPOS DE JUNTAS	2-26
2.6 CONSIDERACIONES DE RESISTENCIA A LA FATIGA	2-27
2.7 REMOCIÓN DE DAÑOS	2-28
3. PROPUESTA DE REPARACIÓN	2-29
3.1 CAPACIDAD DE LA CUERDA EXISTENTE	2-30
3.2 DISEÑO DE LA JUNTA	2-32
3.3 CAPACIDAD DE LA JUNTA	2-34
3.4 SELECCIÓN DE SUJETADORES	2-35
3.5 DIMENSIONES FINALES	2-39
4. DIBUJOS DE LA REPARACIÓN	2-42
5. BIBLIOGRAFÍA	2-44
6. ANEXOS	2-45

Lista de figuras¹³

Figura 2-1. Ubicación longitudinal de la viga de piso.	2-9
Figura 2-2. Ubicación vertical de la viga de piso.	2-9
Figura 2-3. Corte transversal del fuselaje. Viga de piso.	2-10
Figura 2-4. Fotografía. Estructura interna del fuselaje. Vigas de piso.	2-10
Figura 2-5. Configuración de la viga. Corte transversal.	2-11
Figura 2-6. Ubicación transversal de la reparación. Vista hacia delante.	2-12
Figura 2-7. Fotografía. Ubicación de la viga de piso.	2-12
Figura 2-8. Fotografía. Daños en la cuerda superior.	2-13
Figura 2-9. Fotografía. Corrosión en la cuerda superior.	2-13
Figura 2-10. Estructura semimonocasco.	2-14
Figura 2-11. Estructura típica de un avión comercial.	2-17
Figura 2-12. Fuerzas a velocidad y altura constante.	2-18
Figura 2-13. Estructura interna. Cargas internas.	2-19
Figura 2-14. Cargas en el fuselaje.	2-20
Figura 2-15. Propiedades mecánicas. Dirección de grano en el material.	2-23
Figura 2-16. Falla por cortante en los sujetadores.	2-24

¹³ Programas utilizados para realizar las figuras y tablas:

Microsoft® Excel 2000. (9.0.2812). Copyright © 1985-1999 Microsoft Corporation.

AutoCAD Release 14.0. Copyright © 1982-1997. Autodesk, Inc. All rights reserved.

Microsoft® Paint. Versión 5.0 (Build 2195). Copyright © 1981-1999. Microsoft Corporation.

Las fuentes se indican con un número al final del título de la figura o tabla con una nota al pie de página. Las fuentes repetidas sólo se muestran la primera vez.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Figura 2-17. Falla por aplastamiento en el material.	2-24
Figura 2-18. Falla por tensión/compresión en el material.	2-25
Figura 2-19. Falla por cortante en el material.	2-25
Figura 2-20. Junta simple.....	2-26
Figura 2-21. Junta doble.	2-26
Figura 2-22. Viga de piso. Cuerda superior dañada.....	2-29
Figura 2-23. Cuerda superior. Dimensiones y secciones de análisis.	2-31
Figura 2-24. Diseño de la junta. A partir de ángulos formados.	2-33
Figura 2-25. Secciones #1, #2 y #3 para la junta.	2-33
Figura 2-26. Junta simple.....	2-36
Figura 2-27. Junta doble.	2-37
Figura 2-28. Distancias al borde y espacio libre a la cabeza de los sujetadores. ...	2-39
Figura 2-29. Espacio entre sujetadores (P). Área en cortante entre sujetadores....	2-40
Figura 2-30. Vista inferior de la reparación.	2-42
Figura 2-31. Vista lateral de la reparación.	2-42
Figura 2-32. Vista en sección transversal de la reparación.....	2-43

Lista de tablas

Tabla 2-1. Esfuerzo admisible de la cuerda. Fuente: Anexo 2-1.....	2-30
Tabla 2-2. Capacidad en tensión de cada sección de la cuerda existente.....	2-31
Tabla 2-3. Material de los ángulos. Esfuerzo admisible. Fuente: Anexo 2-2.....	2-32
Tabla 2-4. Verificación de capacidad de carga en los ángulos.	2-34
Tabla 2-5. Selección de sujetadores. Fuente: Anexo 2-3.....	2-35
Tabla 2-6. Cantidad de sujetadores requeridos. Secciones #1 y #2.	2-37
Tabla 2-7. Determinación de cantidad de sujetadores requeridos. Sección #3.	2-38
Tabla 2-8. Distancias al borde y espacio libre a la cabeza de los sujetadores.	2-39
Tabla 2-9. Cálculo del espacio mínimo entre sujetadores.....	2-41

1. Introducción

1.1 Descripción del problema

1.1.1. Ubicación

El proyecto se desarrolla en un avión comercial de pasajeros fabricado por la compañía BOEING, modelo 737-204, en la estación BS 344 (véase Figura 2-1), a una altura cuya referencia es WL 208.1 (véase Figura 2-2). En esta aeronave se requiere realizar una reparación estructural de una viga de piso.

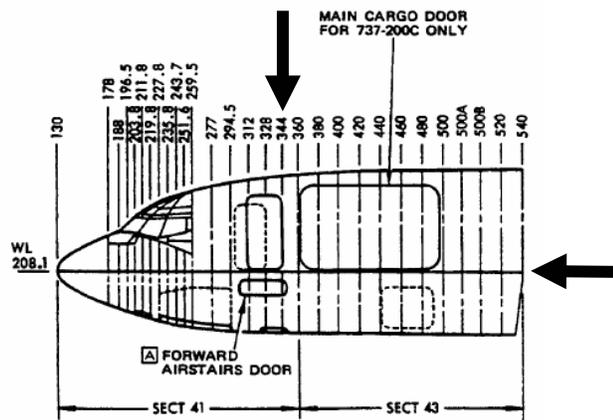


Figura 2-1. Ubicación longitudinal de la viga de piso.¹⁴

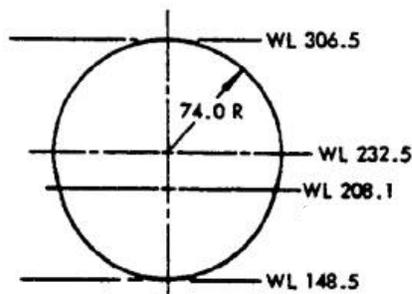


Figura 2-2. Ubicación vertical de la viga de piso.¹⁴

¹⁴ Boeing Commercial Airplanes Group. 1999. *737-100/200 Structural Repair Manual*. The Boeing Company. Washington, USA. 53-00-1.F2,S1.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Las vigas de piso se muestran en un corte transversal del fuselaje en la Figura 2-3 y en la fotografía de la Figura 2-4.



Figura 2-3. Corte transversal del fuselaje. Viga de piso.¹⁴



Figura 2-4. Fotografía. Estructura interna del fuselaje. Vigas de piso.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

En la Figura 2-5 se presenta la configuración de la viga.

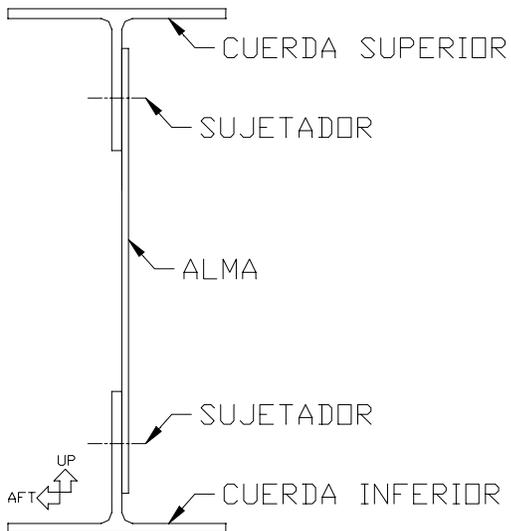


Figura 2-5. Configuración de la viga. Corte transversal.¹⁵

¹⁵ AFT: Popa, cola. UP: arriba.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

1.1.2. Problema

Es necesario sustituir la cuerda superior de la viga, ya que presenta corrosión entre las estaciones LBL 67 y RBL 22 (véase Figura 2-6). En la Figura 2-7 se muestra una fotografía de la viga.

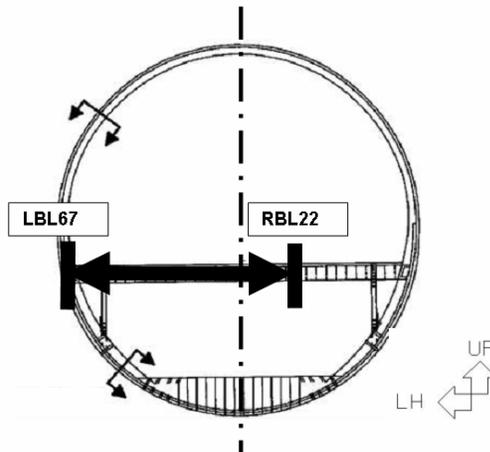


Figura 2-6. Ubicación transversal de la reparación. Vista hacia delante.¹⁶

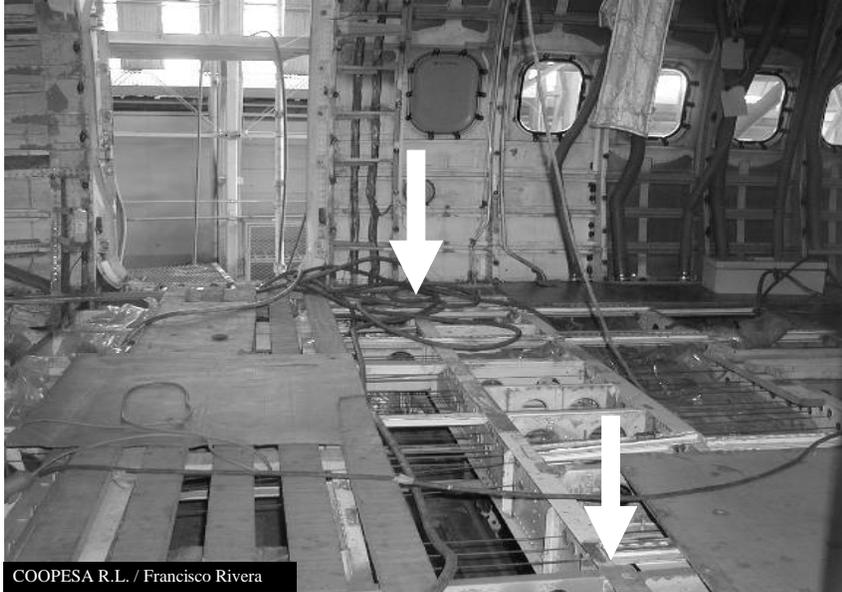


Figura 2-7. Fotografía. Ubicación de la viga de piso.

¹⁶ LH: lado izquierdo (left hand).

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Las figuras siguientes muestran fotografías de los daños. Las fotografías fueron tomadas en las direcciones que se muestran dentro de la figura. decisión

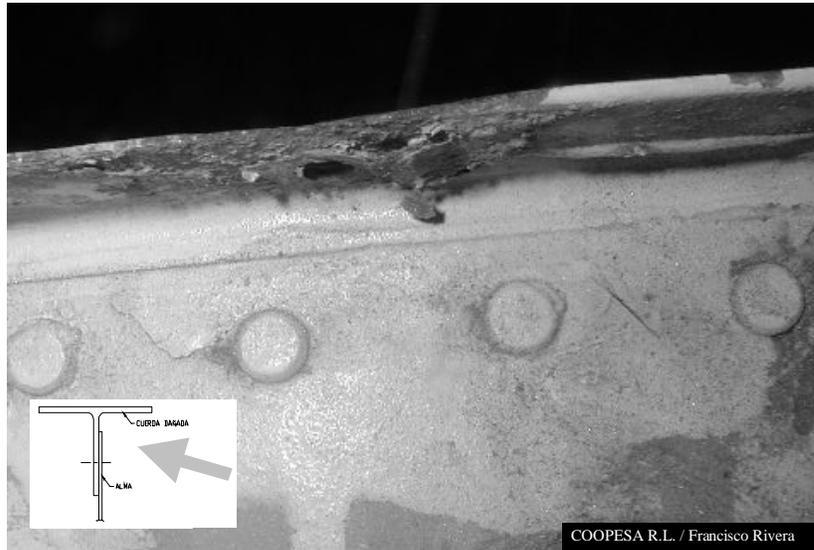


Figura 2-8. Fotografía. Daños en la cuerda superior.



Figura 2-9. Fotografía. Corrosión en la cuerda superior.

1.2 Justificación

La mayoría de los aviones comerciales están fabricados con un tipo de estructura del fuselaje que se conoce como **semimonocasco** (véase Figura 2-10). Esta estructura está compuesta de piel exterior, largueros, marcos, mamparas y pisos. Las cargas de los marcos, mamparas, y pisos deben ser transferidas a la piel; así la piel es la estructura de carga primaria.

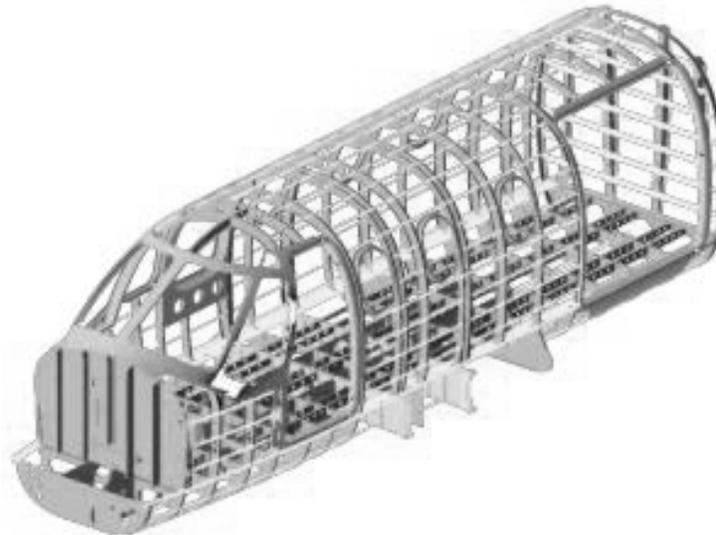


Figura 2-10. Estructura semimonocasco.¹⁷

El fuselaje es un recipiente a presión y las cargas de tensión tangencial son aplicadas directamente a la piel. Las cargas de vuelo primarias son cargadas en los largueros y la piel. La carga útil y la carga muerta son aplicadas a las vigas de piso y marcos; luego, es transferida a la piel.

Las vigas de piso soportan los asientos de los pasajeros, maleteros y lavatorios; entre otros. Transfieren las cargas a los marcos y pieles que se encuentran en la parte que bordea al cuerpo del avión. Las vigas de piso son fundamentales ya que ellas soportan la carga útil durante condiciones de turbulencia o choque. Además,

¹⁷ Evector Design and Engineering, CR. 2004. Activities. Unigraphics. Czech Republic. Disponible en http://www.evector.cz/ev/en/unig_en.htm

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

debido a que los cables de control de vuelo normalmente pasan a través de ellas, la falla de una viga de piso también afecta el control de la aeronave.

Cuando ocurre un daño en la estructura del avión, se pierde la resistencia mecánica de los elementos. Por esta razón, se debe reponer la pérdida de resistencia para asegurar que se mantienen los requisitos ante solicitudes de carga en la estructura.

1.3 Objetivos

1.3.1. Objetivo general

- Diseñar la reparación requerida en la cuerda superior de la viga de piso que se encuentra en la estructura del fuselaje de un avión comercial de pasajeros de la compañía BOEING modelo 737-204, en la ubicación BS 344, WL 208.1 y entre las estaciones LBL 67 y RBL 22

1.3.2. Objetivos específicos

- Resumir los criterios de diseño básicos de reparación de estructuras en fuselaje.
- Determinar la capacidad de la cuerda existente en la viga.
- Diseñar una junta que pueda llevar las cargas que transmite la cuerda original.
- Seleccionar y calcular la cantidad de sujetadores necesarios.
- Definir las dimensiones y márgenes de la junta por fabricar.
- Realizar los planos de fabricación de la reparación.

2. Criterios de diseño

2.1 Aspectos generales¹⁸

La estructura de un avión normalmente se puede dividir en cuatro componentes básicos: las alas, el fuselaje, la cola y el tren de aterrizaje.

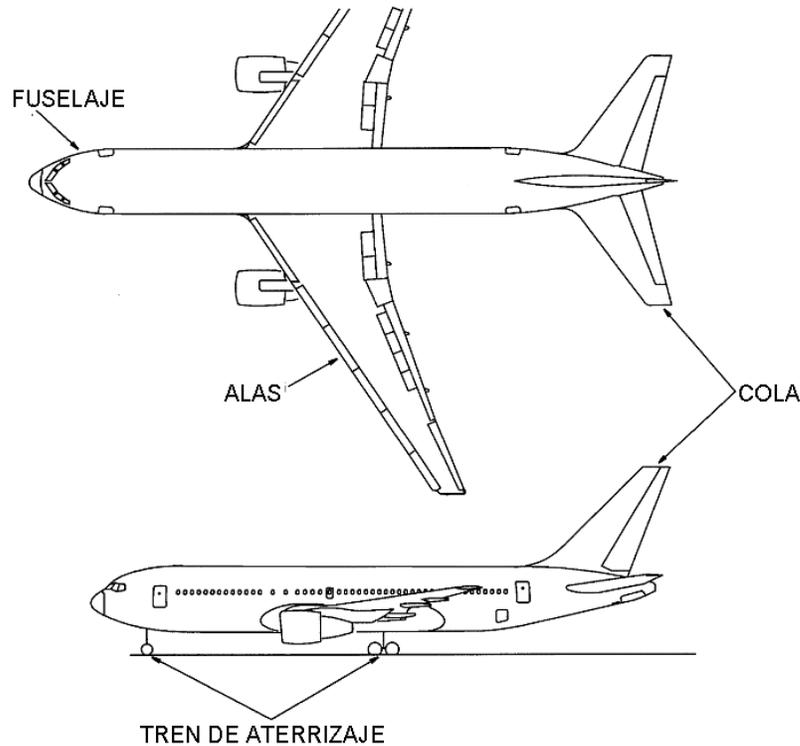


Figura 2-11. Estructura típica de un avión comercial.¹⁸

2.2 Cargas en los aviones

En el análisis estructural de un avión, es esencial entender las fuerzas que el avión experimenta durante su vida de servicio. La generación de cargas específicas para varias condiciones en vuelo y tierra requieren que se conozca el origen, magnitud,

¹⁸ FlightSafetyBoeing. 1999. *Aircraft Structural Repair for Engineers Part I (ASRE)*. Washington. Boeing Commercial Airplane Group.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

distribución y áreas de aplicación de las cargas en la estructura. Las cargas externas en el avión, como presión del aire, condiciones atmosféricas, maniobras del avión y cargas de peso muerto, deben ser convertidas a cargas internas para el diseño de componentes estructurales y de sistemas de carga.

2.2.1. Cargas externas

Las cargas externas se dividen en dos categorías básicas: las cargas en vuelo y las cargas en tierra. Las cargas de vuelo son cargas por maniobras y cargas por turbulencias. Las cargas en tierra son: aterrizaje, rodaje y remolque del avión.

En la Figura 2-12 se muestra un diagrama de cuerpo libre de las cargas externas primarias. Para velocidad y altura constante, las cargas primarias externas están balanceadas.

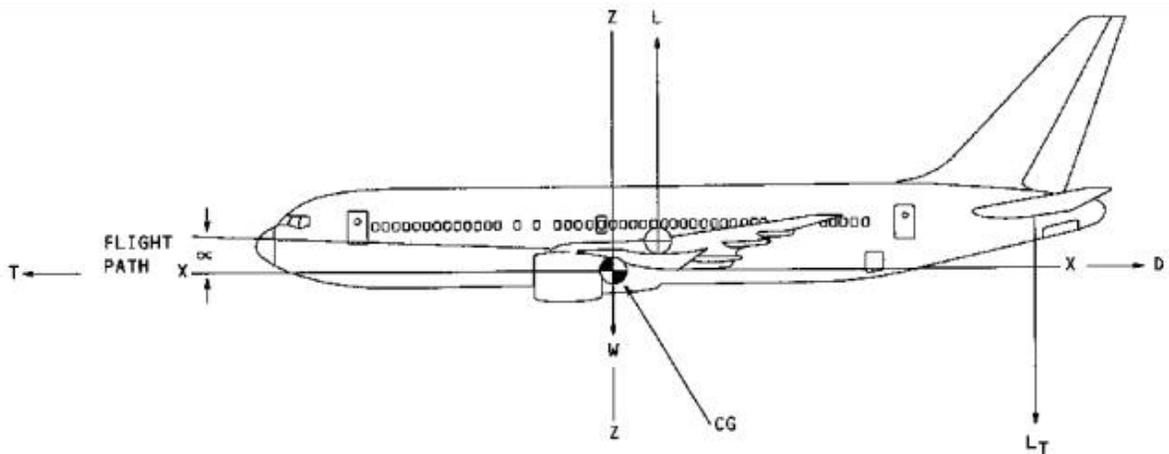


Figura 2-12. Fuerzas a velocidad y altura constante.

2.2.2. Cargas internas

Una vez que las cargas externas han sido establecidas, estas son convertidas a cargas internas aplicables a ensambles estructurales y distintos componentes (Figura 2-13). Diagramas de cargas son desarrollados para mostrar la magnitud, dirección y distribución de las cargas axiales, cortantes y de pandeo aplicables a las áreas de la estructura, tales como marcos, **vigas de piso**, largueros, etc.

A partir de esta información es que se determinan los márgenes de seguridad de la estructura primaria. Esa información está compilada en un documento de análisis de esfuerzos para cada sección de la estructura primaria. Este análisis es requerido por la FAA¹⁹ para demostrar que un diseño está respaldado por un riguroso análisis estructural y provee una adecuada medida de la resistencia estática, durabilidad y tolerancia al daño.

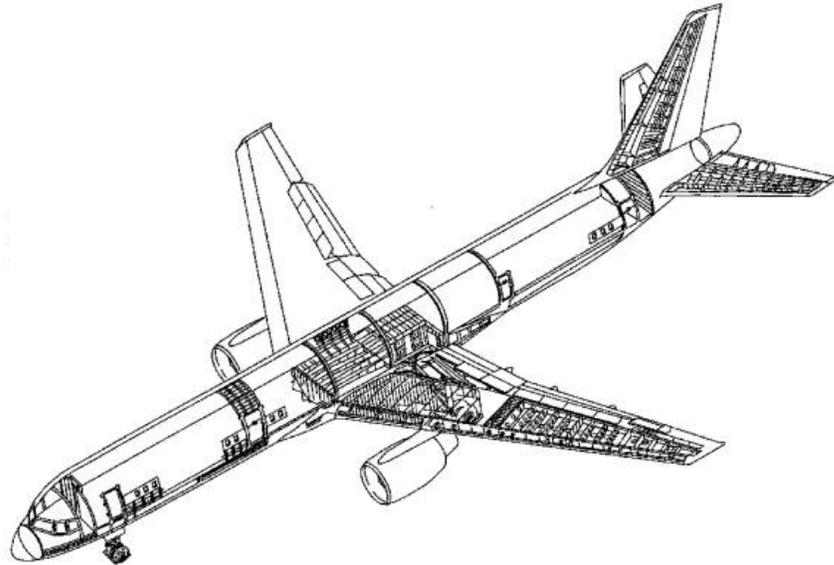


Figura 2-13. Estructura interna. Cargas internas.

¹⁹ Federal Aviation Administration. Department of Transportation. United States of America.

2.2.3. Cargas límite

Las **cargas límite** son las cargas máximas en vuelo y tierra que se espera que el avión experimente durante su operación.

Las **cargas últimas** son las cargas límite multiplicadas por un factor de seguridad de 1,5.

2.2.4. Cargas en el fuselaje

Las cargas de vuelo que actúan en el fuselaje son: sustentación, empuje, carga de cola, arrastre, peso y presurización. Además deben considerarse las cargas secundarias asociadas con el funcionamiento de la nave, tales como peso de la carga, pasajeros, etc.

El fuselaje como tal se puede ver básicamente como dos vigas en voladizo suspendidas de la estructura del centro del ala en el fuselaje. Las alas redistribuyen las cargas con sus vigas desde la caja de torque central. (véase Figura 2-14).

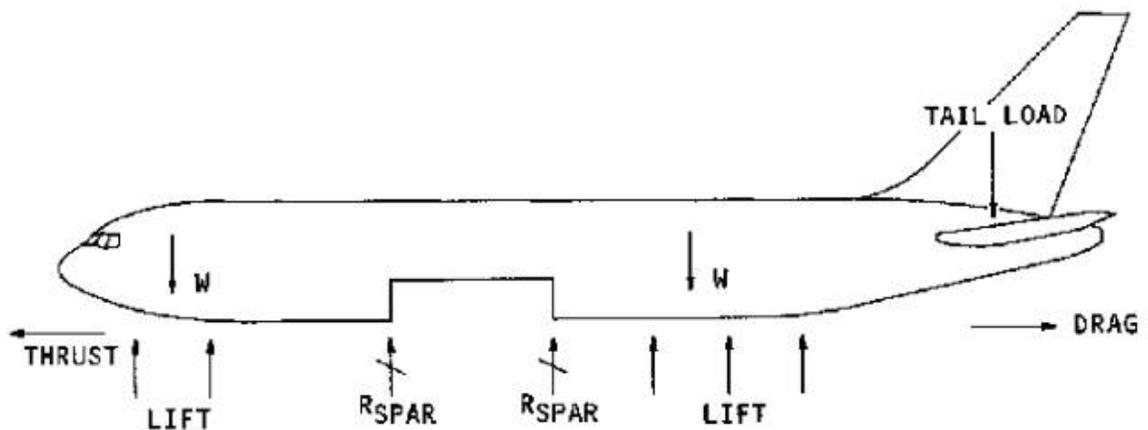


Figura 2-14. Cargas en el fuselaje.

2.3 Reparaciones²⁰

Los elementos estructurales primarios (PSE) y juntas son diseñados para llevar cargas distribuyéndolas como esfuerzos. Los elementos y juntas son fabricados originalmente para resistir estos esfuerzos, y deben permanecer así después de cualquier reparación.

Los largueros son diseñados para llevar principalmente cargas axiales, pero algunas veces llevan cargas laterales y momentos de pandeo.

Los marcos son diseñados para llevar cargas laterales y momentos de pandeo, además de cargas axiales.

Las vigas son diseñadas para llevar cargas laterales y momentos de pandeo que son normalmente grandes comparados con sus cargas axiales.

Otros elementos estructurales como pieles, platos, mamparos, marcos, refuerzos y, ajustadores; son diseñados para resistir esfuerzos complejos, algunas veces en tres dimensiones.

Cualquier reparación hecha en la estructura de un avión, debe permitir a las cargas entrar en ella. Debe esta intervención ser capaz de sostener estas cargas y luego, permitir que vuelvan a la estructura. La reparación debe ser igual a la estructura original, pero no más fuerte o rígida, lo que causaría concentraciones de esfuerzos o alteraría la frecuencia de resonancia de la estructura.

Todos los aviones son hechos de hojas metálicas delgadas, y es posible restaurar la resistencia de la piel sin restaurar su rigidez. Todas las reparaciones deben realizarse usando el mismo tipo y espesor de material que fue utilizado en la estructura original. Si la piel original tiene ondulaciones para dar rigidez, estas deben ser preservadas y reforzadas. Si una ondulación está golpeada o reventada, el material pierde rigidez; y debe ser reparado de manera que se le reponga su rigidez, dureza y resistencia.

²⁰ Federal Aviation Administration. 1998. **Acceptable methods, techniques, and practices- Aircraft inspection and repair. ADVISORY CIRCULAR.** U.S. Department of Transportation. Washington DC.

2.4 Propiedades de los materiales¹⁸

2.4.1. Esfuerzo admisible

El fabricante del avión (BOEING) utiliza como **esfuerzo admisible**, ya sea en tensión o aplastamiento, al menor de los siguientes:

- $1,5 \times F_y$ { F_y : resistencia a fluencia }²¹
- F_u { F_u : resistencia última }

2.4.2. Tablas de propiedades de materiales

Un ejemplo de tabla de propiedades mecánicas de materiales se tiene en el Anexo 2-1.

Para tensión y aplastamiento se tienen valores para resistencia a fluencia y resistencia última.

Para compresión se tienen valores sólo para resistencia a fluencia.

Para cortante se tienen valores sólo para resistencia última.

2.4.3. Dirección de grano

Los esfuerzos admisibles dependen de la dirección de grano en el material. Así se tienen las tres direcciones siguientes: Véase Figura 2-15.

- L dirección longitudinal (dirección de grano)
- LT dirección larga transversal
- ST dirección corta transversal

²¹ F se utilizará para indicar esfuerzos, diferente a la simbología acostumbrada de sigma (σ).

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

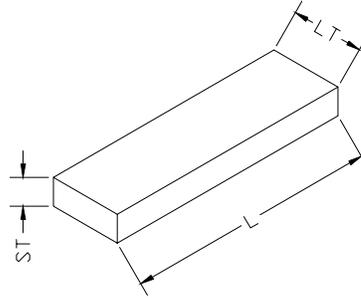


Figura 2-15. Propiedades mecánicas. Dirección de grano en el material.

2.4.4. Valores de confiabilidad

Los esfuerzos admisibles se encuentran en las tablas de propiedades de los materiales con dos valores básicos:

- A: Al menos un 99% de la población cae en un nivel de confiabilidad de 95%. Utilizados para el diseño de elementos de un solo miembro.
- B: Al menos un 90% de la población cae en un nivel de confiabilidad de 95%. Utilizados para calcular esfuerzos admisibles en juntas.

2.4.5. Modos de falla²²

Cuando una junta es sometida a una sobrecarga, sufre una deformación plástica y, por lo tanto, la estructura no vuelve a su forma original. Los sujetadores y los miembros de la junta tienen capacidad de reaccionar a las cargas hasta el punto de esfuerzo último de los materiales. En una junta eficiente, los modos de falla sufridos por los sujetadores y materiales son los siguientes:

Cortante en los sujetadores

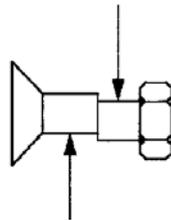


Figura 2-16. Falla por cortante en los sujetadores.

Aplastamiento en el material

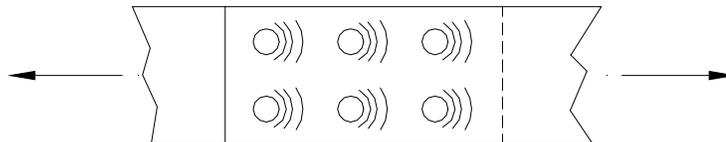


Figura 2-17. Falla por aplastamiento en el material.

²² Service Engineering Customer Services Division. 1997. **Structural Repair Guidance Document**. The Boeing Company, Washington, USA.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL
EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Tensión/compresión en el material

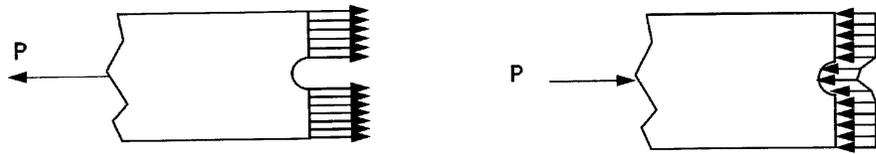


Figura 2-18. Falla por tensión/compresión en el material.

Cortante en el material

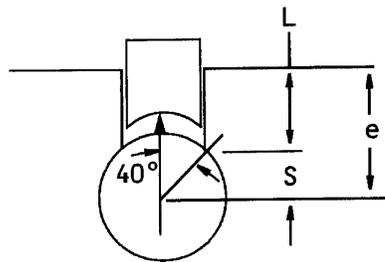


Figura 2-19. Falla por cortante en el material.

2.5 Tipos de juntas

De acuerdo con área expuesta a esfuerzos cortantes y de aplastamiento, se tienen juntas simples y juntas dobles.

2.5.1. Junta simple

Las juntas simples tienen un área única sometida a los esfuerzos cortantes en el sujetador y un área en aplastamiento para cada material; es decir, dos áreas en aplastamiento en total.

La resistencia de esta junta corresponde a la menor resistencia entre los materiales A y B, ya sea crítica por corte o por aplastamiento.

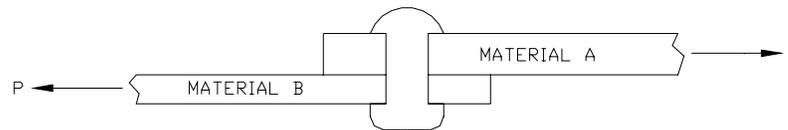


Figura 2-20. Junta simple.

2.5.2. Junta doble

Las juntas dobles tienen dos áreas sometidas a esfuerzos cortantes en el sujetador, y tres áreas sometidas a esfuerzos de aplastamiento; es decir, dos áreas en el material C y una en D.

La resistencia de esta junta corresponde a la menor resistencia de las siguientes:

- Dos veces la resistencia del material C (junta simple, ya sea crítica por corte o aplastamiento)
- Resistencia del material D (junta doble, por aplastamiento)

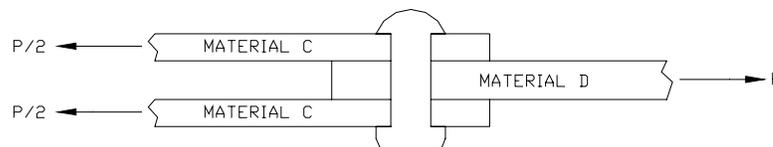


Figura 2-21. Junta doble.

2.6 Consideraciones de resistencia a la fatiga²²

Bajo condiciones normales de operación, los materiales de las juntas sufren deformaciones elásticas. La distribución de la carga a través de una junta depende de la rigidez de los elementos que la conforman. La experiencia en análisis, pruebas y servicio ha demostrado que la máxima transferencia de carga en una junta ocurre en la primera hilera de sujetadores.

Gran número de factores afectan la rigidez de una junta, y por lo tanto, la transferencia de carga. Estos factores son: tipo, tamaño y espacio entre sujetadores; y tipo, espesor y ancho del material.

Un punto duro (hardpoint) es un detalle estructural pobre que genera la transferencia de carga en una ubicación de máximo esfuerzo que es suficientemente alto para causar una reventadura. La transferencia de carga, bajo condiciones normales de operación genera esfuerzos repetidos de aplastamiento que son más notables en la ubicación del primer sujetador. Un esfuerzo repetido de cualquier tipo a través del tiempo afecta la durabilidad de un miembro estructural. Para minimizar la cantidad de carga transferida por el primer retenedor, donde el esfuerzo por tensión es máximo, el miembro de la junta puede ser ahusado (adelgazado). Así se cambia la rigidez de los miembros de la junta, y menos carga pasa por el primer sujetador.

Sin embargo, puede que no sea práctico ahusar las partes en reparación. Una alternativa de diseño es usar varias láminas para minimizar la transferencia de carga en el primer sujetador y para reducir los efectos de un punto duro.

2.7 Remoción de daños²²

Cuando un daño ocurre, se pierde la resistencia de los elementos. Se debe reponer la pérdida de resistencia para asegurar que se mantienen los requisitos de carga estática. El primer paso para mantener la resistencia consiste en remover el daño, ya sea por desgaste o por remoción. El SRM¹⁴ usualmente recomienda al diseñador de reparaciones remover el daño cuando se instala una reparación.

En muchos casos, si el daño es desgastado en lugar de cortado, puede quedar material original que puede llevar una parte de la carga interna de la estructura. El grosor del refuerzo requerido puede ser entonces reducido cuando se minimiza la cantidad de material removido.

¿Cuándo se debe desgastar el daño y cuándo se debe cortar completamente el daño? La respuesta se basa frecuentemente en consideraciones prácticas. Si no se conoce cuánto material quedará luego de desgastar, normalmente se procede a cortar en lugar de gastar tiempo desgastando y volviendo a medir cada vez. Si se decide remover material sin conocer la profundidad hasta la que se va a llegar, no se puede determinar el espesor del relleno necesario. Muchas veces el personal no está preparado para fabricar el relleno, debido a que no fue programado.

En otros casos, puede haber ventajas en remover por desgaste el daño. El material restante puede llevar cargas. No hay razón de ingeniería para remover material no dañado. El refuerzo sólo necesita reemplazar la profundidad de la remoción.

3. Propuesta de reparación²³

Se requiere cortar la cuerda superior dañada, reemplazar la parte cortada con cuerda nueva y diseñar una junta (empalme) en la estación RBL 22 para unir la cuerda existente con la cuerda nueva. Véase Figura 2-22 y Figura 2-6.

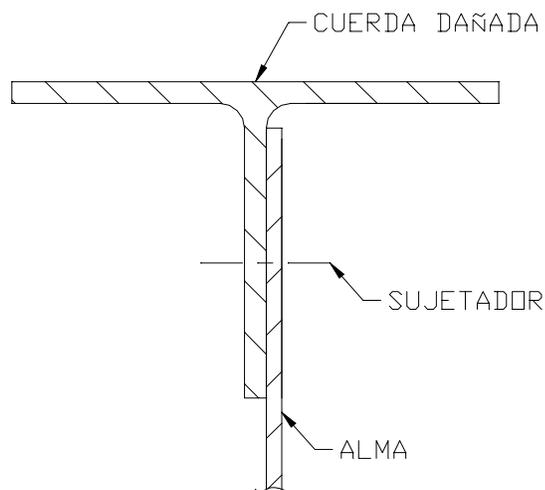


Figura 2-22. Viga de piso. Cuerda superior dañada.

²³ A pesar de la vigencia del SISTEMA INTERNACIONAL DE UNIDADES en Costa Rica. Todos los manuales de fabricación, mantenimiento, inspección, reparación, etc. con que se trabaja en COOPESA pertenecen a la FAAn de vocabulario básico utilizado., BOEING COMPANY o DOUGLAS COMPANY. Estas compañías trabajan con el SISTEMA BRITÁNICO. Por este motivo, el presente trabajo se basa en el SISTEMA BRITÁNICO:

LONGITUD	pulgada
FUERZA	libra
PRESIÓN	lb/pulg ² (psi o ksi)

3.1 Capacidad de la cuerda existente

La presencia de agujeros de sujetadores en la cuerda superior, indica un área menor afectada por cargas de tensión, comparada con el área afectada por las cargas por compresión que no disminuye con la presencia de agujeros.

Por esta razón, los cálculos siguientes se basan en cargas por tensión que corresponden a las cargas críticas de la cuerda.

En el caso de la cuerda superior, esta está cargada en la misma dirección del grano. Por lo tanto el esfuerzo admisible en tensión se toma en dirección longitudinal (L).

El esfuerzo admisible en tensión para la cuerda superior se muestra en la Tabla 2-1.

Tabla 2-1. Esfuerzo admisible de la cuerda. Fuente: Anexo 2-1.

MATERIAL 7075-T6511 EXTRUSION	
F _{tu} {L}{B}	82 ksi
F _{ty} {L}{B}	74 ksi
1.5* F _{ty}	111 ksi
ESFUERZO ADMISIBLE	82 ksi

Es necesario determinar la capacidad de carga de la cuerda existente ya que el empalme por diseñar debe soportar esta carga.

Para efectos de análisis, se divide la cuerda en tres secciones (#1,#2 y #3).²⁴ Véase Figura 2-23.

²⁴ Todas las dimensiones están en pulgadas.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

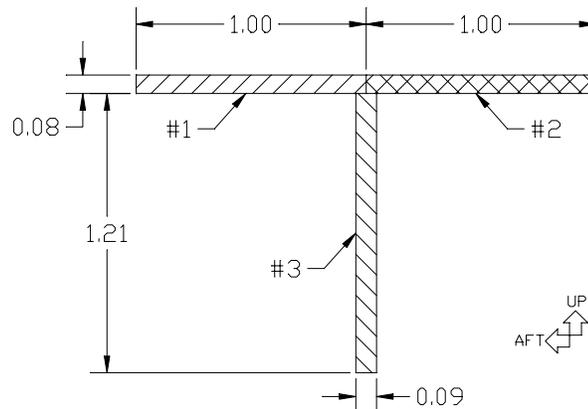


Figura 2-23. Cuerda superior. Dimensiones y secciones de análisis.

Con el esfuerzo admisible en tensión del material de la cuerda y las dimensiones de sus secciones, se determina la carga que puede soportar cada sección. Así, la junta por fabricar debe estar diseñada para soportar, como mínimo, la capacidad de carga de cada sección.

Los valores de carga admisible en tensión para cada sección de la cuerda original se muestran en la Tabla 2-2.

Tabla 2-2. Capacidad en tensión de cada sección de la cuerda existente.

SECCIÓN	#1, #2	#3
ESPESOR (pulg)	0.08	0.09
ANCHO (pulg)	1	1.21
AREA (pulg ²)	0.065	0.092
ESFUERZO ADMISIBLE	82 ksi	82 ksi
CAPACIDAD (lbs)	5330	7546

3.2 Diseño de la junta

Para esta reparación, se fabricará una junta a partir de ángulos formados.

En la Tabla 2-3 se presentan las propiedades del material seleccionado para los ángulos:

Tabla 2-3. Material de los ángulos. Esfuerzo admisible. Fuente:.

MATERIAL 7075-T6 CLAD FORMADO	
F _{tu} (LT) (A)	73 ksi
F _{ty} (LT) (A)	63 ksi
1.5* F _{ty}	95 ksi
ESFUERZO ADMISIBLE	73 ksi

La cuerda original tiene 0.08 pulgadas de espesor.

En el manual ASRE¹⁸ se recomienda la selección del espesor del nuevo material que va a transmitir las cargas con un valor mínimo de 1.25 veces mayor al espesor de la parte por sustituir.

En caso de fabricar la junta con un ángulo, el espesor mínimo sería de 1.25 x 0.08 pulg.

En este caso, se diseñará una junta con dos ángulos. Para seguir la recomendación anterior, la suma de los espesores de los ángulos debe ser por lo menos igual a 1.25 x 0.08 pulg. Los ángulos internos y externos (A y B respectivamente), se muestran en la Figura 2-24. Estos ángulos serán soportados por una fila de sujetadores en la sección #1 y otra fila en la sección #2, además de los sujetadores existentes de la sección #3.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

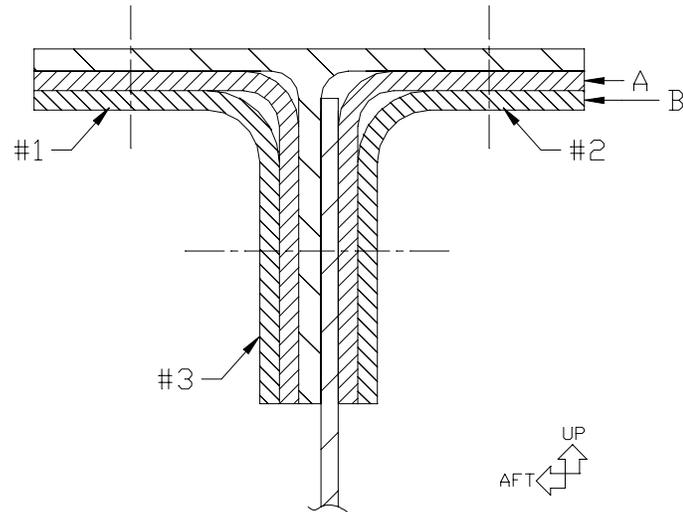


Figura 2-24. Diseño de la junta. A partir de ángulos formados.

Para determinar las propiedades de la junta con sus ángulos, ésta se divide en tres secciones correspondientes a las secciones en que se dividió la cuerda. Se cortaron las secciones en los radios con una línea a 45°. Véase Figura 2-25.

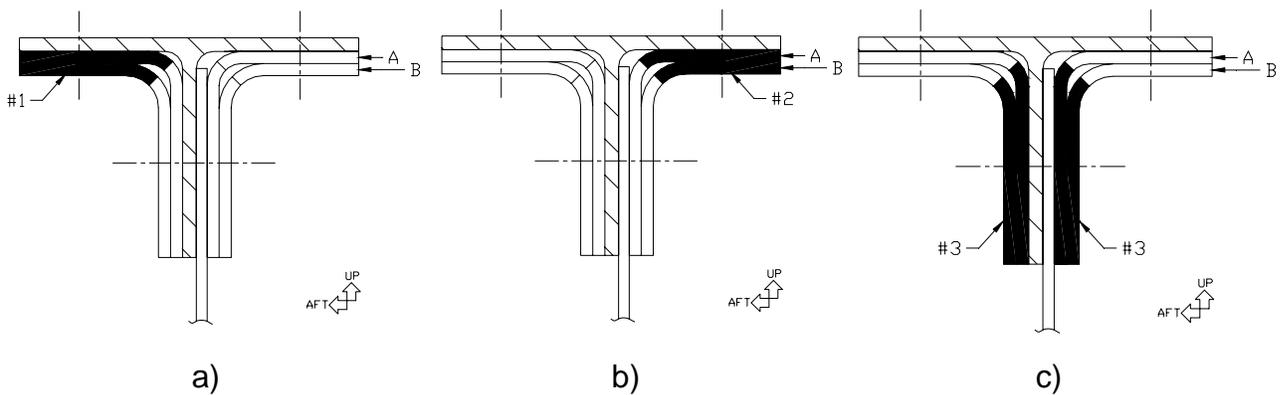


Figura 2-25. Secciones #1, #2 y #3 para la junta.

3.3 Capacidad de la junta

El cálculo de la capacidad de carga de cada sección se muestra en la Tabla 2-4. Se tiene:

- **ESPESOR CUERDA:** es el espesor de la cuerda original.
- **ESPESOR MÍNIMO JUNTA:** es el mínimo valor que debe sumar la suma de los espesores de los ángulos, por la recomendación de aumentar 25% el grosor de la cuerda.
- **ESPESOR JUNTA:** es la suma de los espesores de las láminas con que se fabricarán los ángulos.
- **ÁREA JUNTA:** corresponde al área para cada sección tal y como se muestra el relleno negro de la Figura 2-25.
- **ESFUERZO ADMISIBLE JUNTA:** esfuerzo en tensión correspondiente al material de los ángulos.
- **CAPACIDAD DE LA JUNTA:** resultado de multiplicar el esfuerzo admisible por el área de la junta.
- **CAPACIDAD DE LA CUERDA:** es la carga admisible que soporta la cuerda de fabricación, obtenida en la Tabla 2-2.

Se verifica que el material de la junta pueda soportar la carga de diseño de la cuerda.

Tabla 2-4. Verificación de capacidad de carga en los ángulos.

SECCIÓN	#1, #2	#3
ESPESOR CUERDA (pulg)	0.08	0.08
ESPESOR MÍNIMO JUNTA (pulg)	0.108	0.108
ESPESOR JUNTA (pulg)	0.142	0.142
ESPESOR SELECCIONADO A (pulg)	0.071	0.071
ESPESOR SELECCIONADO B (pulg)	0.071	0.071
AREA JUNTA (pulg ²)	0.0796	0.2494
ESFUERZO ADMISIBLE JUNTA(ksi)	73	73
CAPACIDAD JUNTA (lbs)	5808	18209
CAPACIDAD CUERDA (lbs)	5330	6708
JUNTA VS. CUERDA	OK	OK

3.4 Selección de sujetadores

Como se muestra en la Figura 2-5, la viga original tiene sujetadores únicamente en la sección #3 para unir el alma con la cuerda. Estos sujetadores son remaches de aluminio. Serán reemplazados por sujetadores de acero (véase Tabla 2-5).

Es necesario agregar una fila de sujetadores a cada lado de la cuerda (secciones #1 y #2) para soportar los ángulos (véase Figura 2-25a). Se trabajará con sujetadores de acero, de cabeza avellanada (véase Tabla 2-5).

Tabla 2-5. Selección de sujetadores. Fuente: Anexo 2-3.

SECCIÓN	#1, #2	#3
SUJETADOR EXISTENTE	NO HAY	BACR15BB6D XZK-6 UNIV. HEAD RIVET ALUMINIO
SUJETADOR NUEVO	BACB30FQ6 HI-LOK (1/64 OS) AVELLAN ACERO	BACB30FP6 HI-LOCK (1/64 OS) PROT ACERO
DIÁMETRO (D) (pulg)	3/16= 0.2188	3/16= 0.2188

3.4.1. Cálculo del número de sujetadores

La cantidad de sujetadores necesaria, es igual al cociente de la capacidad de la sección original de la cuerda (obtenida en la Tabla 2-2) y la carga admisible que tendrá cada sujetador en la nueva junta.

Carga admisible por sujetador

Para determinar la carga admisible que soportará cada sujetador en la junta también se hace un análisis por secciones:

Secciones #1 y #2

La ubicación de estas secciones se muestra en la Figura 2-25a, 24b. En esta zona los sujetadores se encuentran en junta simple (véase Figura 2-26).

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

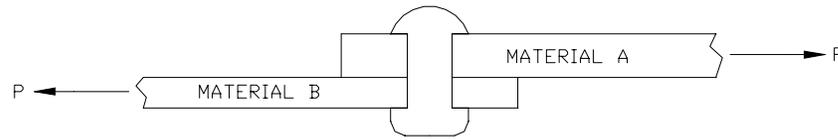


Figura 2-26. Junta simple.

La resistencia de esta junta corresponde a la menor resistencia entre los materiales A y B, ya sea ésta crítica, por corte o por aplastamiento.

Los ángulos (formado 7075-T6) corresponden al material A de la Figura 2-26.

La cuerda (extrusión 7075-T611) corresponde al material B de la Figura 2-26.

Uso de las tablas de resistencia de juntas

La carga admisible por sujetador para cada material se determina a partir de la tabla del Anexo 2-4.

Esta tabla considera tanto el esfuerzo cortante (véase Figura 2-16) en el sujetador como el esfuerzo por aplastamiento del sujetador sobre el material (véase Figura 2-17).

Para entrar en la tabla se requieren las siguientes variables:

- Tipo de sujetador
- Diámetro del sujetador
- Calibre y tipo de material donde se alojan los sujetadores

Si el material que se busca no se encuentra en las tablas, se aplica el factor de corrección, que corresponde a la relación entre la resistencia al aplastamiento del material no encontrado en las tablas, y la resistencia al aplastamiento del material de la tabla.

Así, para encontrar la carga admisible para la extrusión, que es 7075-T611, se busca el valor de carga admisible en la tabla de 7075-T6 y se multiplica por 117 (resistencia

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

al aplastamiento para el 7075-T611, en libras) y se divide por 116 (resistencia al aplastamiento para el 7075-T6, en libras).

Para la carga admisible en los ángulos, fabricada con aluminio 7075-T6 no se aplica factor de corrección.

En la Tabla 2-6 se tiene la carga admisible por sujetador correspondiente a las secciones #1 y #2.

La resistencia en la cuerda y la resistencia en los ángulos para la junta, se obtiene de la tabla del Anexo 2-4.

Tabla 2-6. Cantidad de sujetadores requeridos. Secciones #1 y #2.

CARGA ADMISIBLE / SUJETADOR	#1, #2
RESISTENCIA CUERDA (lbs)	1634
RESISTENCIA ÁNGULOS (lbs)	2660
CARGA ADMISIBLE / SUJETADOR (lbs)	1634
CAPACIDAD CUERDA (lbs)	5330
CÁLCULO # SUJETADORES	3.26
# SUJETADORES REQUERIDOS	4

Sección #3

La ubicación de esta sección se muestra en la Figura 2-25c.

Aquí se tienen los sujetadores sometidos a una junta doble, como en la Figura 2-27.

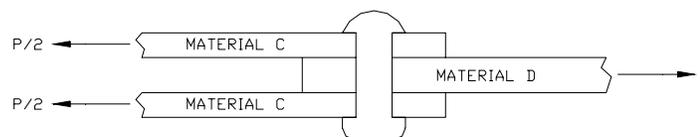


Figura 2-27. Junta doble.

La resistencia de esta junta corresponde a la menor resistencia de las siguientes:

- **Dos veces** la resistencia del material C, como junta simple, ya sea crítica por corte o aplastamiento.
- Resistencia del material D (junta doble, por aplastamiento)

Los **ángulos** (formado 7075-T6) corresponden al **material C** de la Figura 2-27.

La **cuerda** (extrusión 7075-T611) corresponde al **material D** de la Figura 2-27.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

La resistencia para el material C (junta simple) se obtiene de la tabla del Anexo 2-4. De la misma manera en que se realizó para las secciones #1 y #2.

La resistencia para el material D (**junta doble**) se determina por el aplastamiento del sujetador sobre la cuerda. Es el resultado del esfuerzo admisible en aplastamiento de la cuerda por el área en aplastamiento, que corresponde al diámetro del sujetador multiplicado por el espesor de la cuerda. Véase Ecuación 2-1.

$$F = \sigma_{APLAST} \times A$$

$$F = \sigma_{APLAST} \times D \times T$$

- F : resistencia de la junta (fuerza)
- σ_{APLAST} : esfuerzo admisible en aplastamiento del material
- A : área sometida a aplastamiento
- D : diámetro del sujetador
- T : espesor del material

Ecuación 2-1. Resistencia por aplastamiento para una junta doble.

La carga admisible por sujetador para la sección #3 se determina en la Tabla 2-7.

Tabla 2-7. Determinación de cantidad de sujetadores requeridos. Sección #3.

CARGA ADMISIBLE / SUJETADOR	#3
RESISTENCIA ÁNGULOS (lbs)	2660
2 x RESISTENCIA ÁNGULOS (lbs)	5320
F brg (ksi)	117
ÁREA EN APLASTAMIENTO (pulg ²)	0.0175
DIÁMETRO (D) (pulg)	3/16= 0.2188
RESISTENCIA CUERDA (lbs)	2048
CARGA ADMISIBLE / SUJETADOR (lbs)	2048
CAPACIDAD CUERDA (lbs)	6708
CÁLCULO # SUJETADORES	3.28
# SUJETADORES REQUERIDOS	4

3.5 Dimensiones finales

Se deben mantener ciertos parámetros para evitar fallas tales como cortante hacia el borde o cortante entre los sujetadores. Estos son recomendados por el fabricante ¹⁸.

3.5.1. Márgenes necesarios

- La distancia al borde es la distancia del centro del agujero del sujetador hasta el borde más cercano de la parte donde se encuentra alojado. Se recomienda una distancia mayor a 1.7 veces el diámetro (1.7D).
- El espacio libre para la cabeza del sujetador. Es el espacio requerido para que la cabeza no caiga sobre un radio o borde. El fabricante recomienda tener un espacio mínimo de un diámetro (1D).

En la Tabla 2-8 y en la figura siguiente se muestran los valores de distancia al borde y espacio libre a la cabeza propuestos.

Tabla 2-8. Distancias al borde y espacio libre a la cabeza de los sujetadores.

SECCIÓN	#1, #2	#3
DISTANCIA AL BORDE (pulg)	0.35	0.56
	1.87D	2.99D
DISTANCIA A LA CABEZA (pulg)	0.22	0.33
	1.17D	1.76D

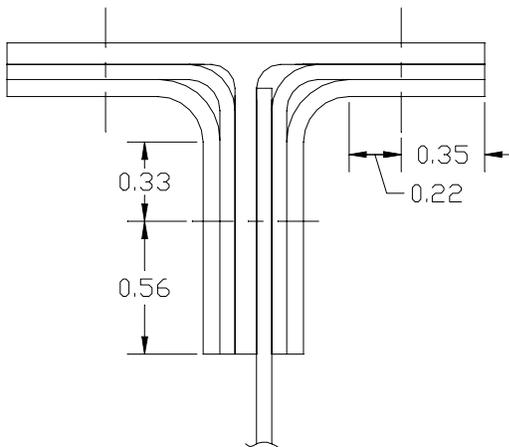


Figura 2-28. Distancias al borde y espacio libre a la cabeza de los sujetadores.

3.5.2. Distancia entre sujetadores

Para evitar la falla por cortante del material entre sujetadores (Véase Figura 2-19), se debe mantener un espacio adecuado entre los mismos. Entonces, es necesario calcular la distancia mínima entre sujetadores.

El espacio mínimo entre sujetadores (P), se determina a partir del esfuerzo de cortante que se desarrolla entre sujetadores. Véase Figura 2-19.

Los puntos de falla tienen un ángulo de 40° con respecto al eje que une a los sujetadores. El valor de éste ángulo ha sido obtenido con pruebas experimentales.²²

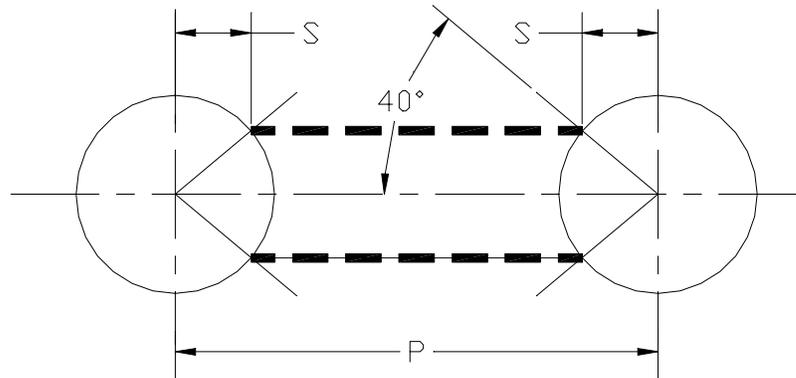


Figura 2-29. Espacio entre sujetadores (P). Área en cortante entre sujetadores.

Para calcular el espacio mínimo (P) se aplica el concepto de esfuerzo cortante, donde la fuerza corresponde a la carga máxima que soportan los sujetadores (calculada en la Tabla 2-6 para las secciones #1 y #2 y Tabla 2-7 para la sección #3) y el área afectada se muestra en la Figura 2-29. Véase Ecuación 2-2.

$$\tau = \frac{F}{A}$$

$$F = \tau \times A = \tau \cdot (2 \cdot (P - 2 \cdot S) \cdot T)$$

$$P = \frac{F}{2 \cdot \tau \cdot T} + D \cdot \cos 40^\circ$$

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

- τ : esfuerzo admisible cortante
- F : fuerza admisible
- A : área afectada en cortante
- P: espacio entre sujetadores
- S: véase Figura 2-29
- T : espesor del material
- D: diámetro del sujetador

Ecuación 2-2. Cálculo de la distancia entre sujetadores.

El esfuerzo admisible en cortante corresponde al material de los ángulos (aluminio en lámina 7075-T6) y se obtiene de la tabla del Anexo 2-2.

Ver resultados en Tabla 2-9.

Tabla 2-9. Cálculo del espacio mínimo entre sujetadores.

ESPACIO ENTRE SUJETADORES (P)	#1, #2	#3
CARGA ADMISIBLE / SUJETADOR (lbs)	1634	2048
CORTANTE ADMISIBLE F_{su} (A) (ksi)	44	44
ESPELOR SELECCIONADO (pulg)	0.142	0.142
DIÁMETRO "D" (pulg)	0.219	0.219
P MÍNIMO (pulg)	0.298	0.331
P SELECCIONADO (pulg)	0.75	0.75
	3.43D	3.43D

El espacio entre sujetadores (P) original para la sección #3 es de 0.75 pulg. Se mantendrá esta distancia.

4. Dibujos de la reparación²⁵

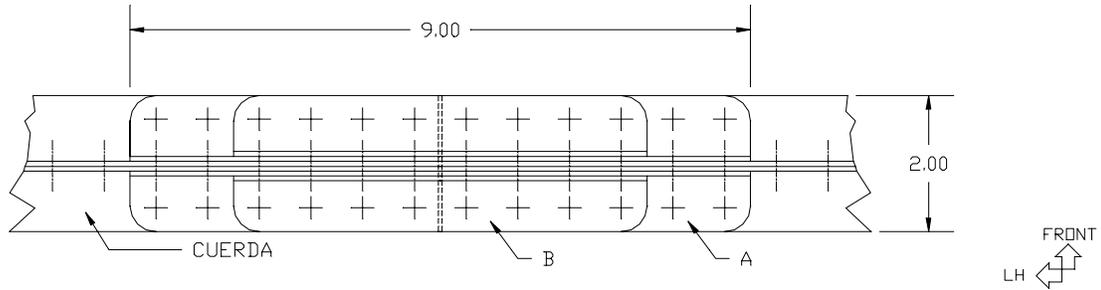


Figura 2-30. Vista inferior de la reparación.

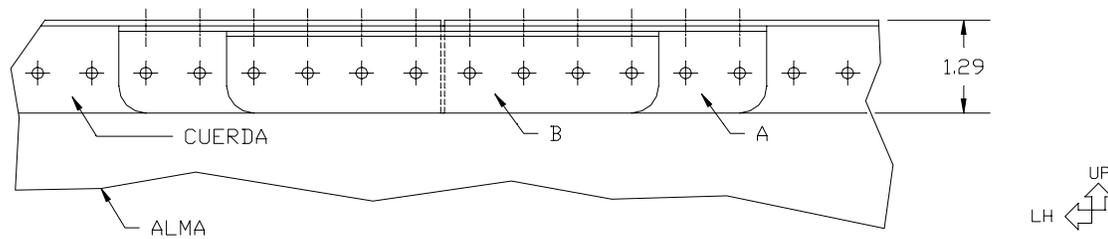


Figura 2-31. Vista lateral de la reparación.

²⁵ Los dibujos no están a escala. Los planos a escala se adjuntan al final del documento.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

⊕ BACB30FP6
HI-LOCK
(1/64 DS)
PROT

+ BACB30FQ6
HI-LOCK
(1/64 DS)
AVELLAN

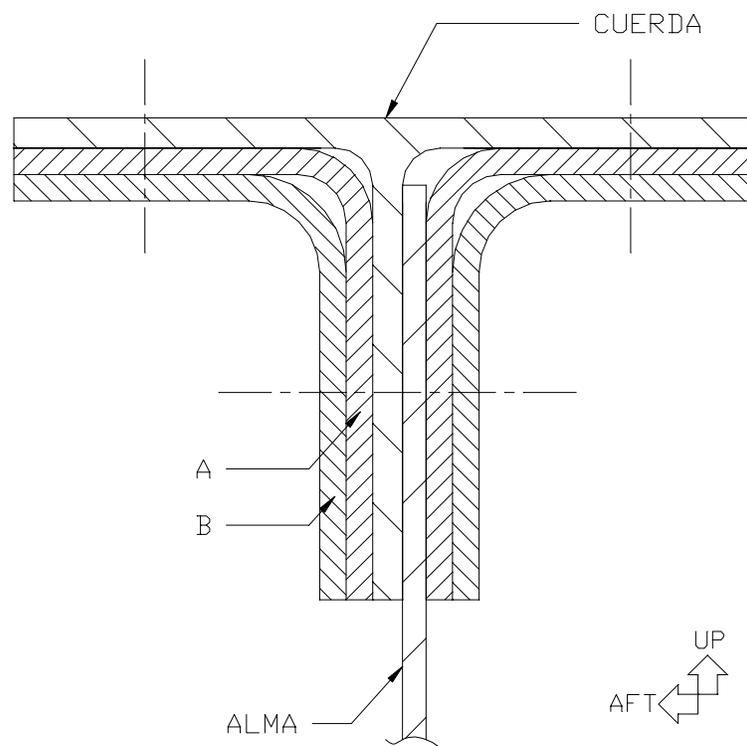


Figura 2-32. Vista en sección transversal de la reparación.

5. Bibliografía

- Boeing Commercial Airplanes Group. 1999. **737-100/-200 Structural Repair Manual**. The Boeing Company. Washington, USA. 53-00-1.F2,S1.
- Crane, D. 2000. **Aviation Mechanic Handbook**. Second Edition. Aviation Supplies & Academics Inc. Newcatle, Washington.
- Department of Defense. **MIL-HDBK-5J Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures. HANDBOOK**. United States of America.
- Federal Aviation Administration. 1998. **Acceptable methods, techniques, and practices- Aircraft inspection and repair. ADVISORY CIRCULAR**. U.S. Department of Transportation. Washington DC.
- FlightSafetyBoeing. 1999. **Aircraft Structural Repair for Engineers Part I (ASRE)**. Washington. Boeing Commercial Airplane Group.
- Inter-American Air Forces Academy. 1980. **Aeronautic Dictionary**. Albrook AFS. Miami.
- Bonacci, N. 1987. **Aircraft Sheet Metal**. Jeppesen Sanderson Inc. Englewood, Colorado.
- Robb, L. 1973. **Diccionario para ingenieros. Español-Inglés**. Editorial Continental S.A. México.
- Service Engineering Customer Services Division. 1997. **Structural Repair Guidance Document**. The Boeing Company, Washington, USA.

Referencias de Internet

- Evektor Design and Engineering, CR. 2004. Activities. Unigraphics. Czech Republic.
Consultado 10 abril 2004. Disponible en
http://www.evektor.cz/ev/en/unig_en.htm

6. Anexos

Anexo 2-2. Tabla. Esfuerzos admisibles para láminas de aluminio 7075.	2-47
Anexo 2-3. Tabla de sujetadores.	2-48
Anexo 2-4. Tabla para determinar la capacidad de una junta.	2-49
Anexo 2-5. Fotografía. Instalación de la cuerda superior. Viendo hacia la cola.	2-50
Anexo 2-6. Fotografía. Ángulos para fabricar la junta.	2-51
Anexo 2-7. Fotografía. Sección superior de la junta. Viendo hacia la nariz.	2-52
Anexo 2-8. Fotografía. Sección inferior de la junta. Viendo hacia la cola.	2-53
Anexo 2-9. Fotografía. Sección inferior de la junta. Viendo hacia la cola.	2-54
Anexo 2-10. Fotografía. Sección inferior de la junta. Viendo hacia la nariz.	2-55
Anexo 2-11. Traducción de vocabulario básico utilizado.	2-56

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-1. Esfuerzos admisibles para extrusiones de aluminio 7075.¹⁸

Form		6061												7075											
		RODS, BARS, SHAPES & TUBES (QQ-A-200/8)						RODS, BARS, & SHAPES (QQ-A-200/11)						RODS, BARS, & SHAPES (QQ-A-200/11)											
Material and Condition	T42	-T4		-T6		-T6510, -T6511, -T62		-T6		-T6510, -T6511, -T62		-T73		-T73510, -T73511		-T73		-T73510, -T73511							
		ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL	ALL						
Cross-Section (in ²)	ALL	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0	≤3.0						
Thickness (in)	ALL	≤1.000	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500	1.001-6.500						
Basis	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S	S						
F_{tu} (ksi) L	26	38	41	38	41	38	41	38	41	38	41	38	41	38	41	38	41	38	41						
LT	-	37	40	33	35	76	80	78	81	76	80	74	78	66	70	68	72	67	70						
F_{ty} (ksi) L	16	35	38	35	33	70	74	73	77	72	76	72	76	58	61	60	63	60	63						
LT	-	33	36	28	31	66	70	68	72	66	70	65	68	56	59	57	60	57	60						
F_{cy} (ksi) L	14	34	37	34	37	70	73	77	72	76	72	76	72	58	61	60	63	60	63						
LT	-	35	38	30	33	72	76	74	78	72	76	71	74	59	62	60	63	60	63						
F_m (ksi)	16	16	26	28	19	42	44	43	45	43	45	42	44	37	39	38	40	38	39						
F_{bu} (ksi) e/D = 1.5	38	57	62	47	51	101	106	105	110	105	110	104	110	91	96	93	99	92	97						
e/D = 1.7	42	64	69	53	58	111	117	115	121	115	121	114	121	101	107	104	110	103	108						
e/D = 2.0	49	74	79	62	66	127	133	131	137	131	137	130	137	116	123	120	127	120	125						
F_{by} (ksi) e/D = 1.5	20	48	52	38	41	84	89	87	92	86	91	85	90	74	77	76	80	76	79						
e/D = 1.7	21	50	55	41	45	90	95	93	99	92	97	91	96	79	83	81	85	81	85						
e/D = 2.0	23	54	58	45	49	99	105	103	109	101	107	101	106	87	92	90	94	90	94						
ELONGATION L	16	16	16	10	10	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7	8	8	8	8						
LT %	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-						
μ ELASTIC	-	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33	0.33						
E (10 ⁶ psi)	-	9.9	9.9	9.9	9.9	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4	10.4						
E _c (10 ⁶ psi)	-	10.1	10.1	10.1	10.1	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7	10.7						
Q (10 ⁶ psi)	-	3.8	3.8	3.8	3.8	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0						

① See BDM for elongation.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL
EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-2. Tabla. Esfuerzos admisibles para láminas de aluminio 7075. ¹⁸

7075 CLAD														
SPECIFICATION	(QQ-A-250/13, QQ-A-250/25) CLAD SHEET AND PLATE													
TEMPER	-T6 -T62 ①						-T76 ①			-T651				
AS-ROLLED THICKNESS	.008-.011	.012-.039		.040-.062		.063-.187		.188-.249		.063-.187	.188-.249		.250-.499	
BASIS	S	A	B	A	B	A	B	A	B	S	S	A	B	
F _{tu} (ksi)	L	-	70	73	72	74	73	75	75	77	67	69	74	76
	LT	68	70	73	72	74	73	75	75	77	68	70	75	77
F _{ty} (ksi)	L	-	62	65	64	66	65	67	66	68	57	59	67	69
	LT	58	60	63	62	64	63	65	64	66	57	59	65	67
F _{cy} (ksi)	L	-	61	64	63	65	64	66	65	67	56	58	65	67
	LT	-	64	67	66	68	67	69	68	70	60	62	69	71
F _{su} (ksi)		-	42	44	43	44	44	45	45	46	40	40	42	43
F _{bru}	e/D = 1.5	-	97	101	101	103	101	104	104	107	94	97	101	104
	e/D = 1.7	-	108	113	112	115	113	116	116	119	105	108	110	113
	e/D = 2.0	-	126	131	129	133	131	135	135	138	122	125	125	128
F _{bry}	e/D = 1.5	-	81	84	83	86	84	87	86	89	73	76	85	88
	e/D = 1.7	-	86	90	88	92	90	93	92	94	78	81	91	94
	e/D = 2.0	-	94	99	97	101	99	102	101	103	85	88	100	103
ELONGATION, % LT	5	7		8		8		8		8	8	9		
μ, ELASTIC		0.33						0.33	0.33	0.33	0.33	0.33		
E, (10 ⁶ psi)		10.3						10.3	10.3	10.3	10.3	10.3		
	Primary	9.5						9.8	10.0	9.8	10.0	10.0		
	Secondary	10.5						10.5	10.5	10.5	10.5	10.6		
E _c , (10 ⁶ psi)		9.7						10.0	10.2	10.0	10.2	10.3		
	Primary	3.9						3.9	3.9	3.9	3.9	-		
	Secondary													
G, (10 ⁶ psi)														

① Allowables for the -T62, -T76 temper may be lower than those shown if the material has been formed or stretched to more than 3% permanent set prior to solution heat-treat.

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-3. Tabla de sujetadores.¹⁸

HEAD TYPE	STEEL CAD PLATED (Low Alloy Steel 4340)			A286 CAD PLATED (Stainless Steel)			TITANIUM ALUMINIZED PAINT (6AL-4V)		
	STD	1/64 OS	1/32 OS	STD	1/64 OS	1/32 OS	STD	1/64 OS	1/32 OS
	SHEAR HD 	BACC30M XDA	BACC30M XDE	BACC30R XKA	BACC30M XNL	BACC30M XNP	BACC30R XSG	BACC30M YJA	BACC30M YLE
TENSION HD 	BACB30FN BACC30X XNB	BACB30FQ BACC30X XMS	BACB30KF BACC30AC XSL	BACB30FN*A BACC30X XXZ	BACB30FQ*A BACC30X XUD	BACB30KF*A BACC30AC XTX	BACB30M*K BACC30X YLR	BACB30M*K*K BACC30X YXN	BACB30M*K*K BACC30AC YXP
SHEAR HD 	BACB30JC BACC30M XCZ	BACB30LX BACC30M XDD	BACB30LY BACC30R XKJ	BACB30JC*A BACC30M XNJ	BACB30LX*A BACC30M XNN	BACB30LY*A BACC30R XSJ	BACB30M*K BACC30M YHY	BACB30M*K*K BACC30M YLC	BACB30M*K*K BACC30R YLD
TENSION HD 	BACB30FM BACC30X XMX	BACB30FP BACC30X XMY	BACB30AK BACC30AC XSM	BACB30FM*A BACC30X XPB	BACB30FP*A BACC30X XTZ	BACB30AK*A BACC30AC XUB	BACB30M*K BACC30X YLK	BACB30M*K*K BACC30X YLG	BACB30M*K*K BACC30AC YLH
	BACB30MB	BACB30MC	BACB30MD	BACB30MB*A	BACB30MC*A	BACB30MD*A	BACB30M*K	BACB30M*K*K	BACB30M*K*K

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL
EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-4. Tabla para determinar la capacidad de una junta. ¹⁴



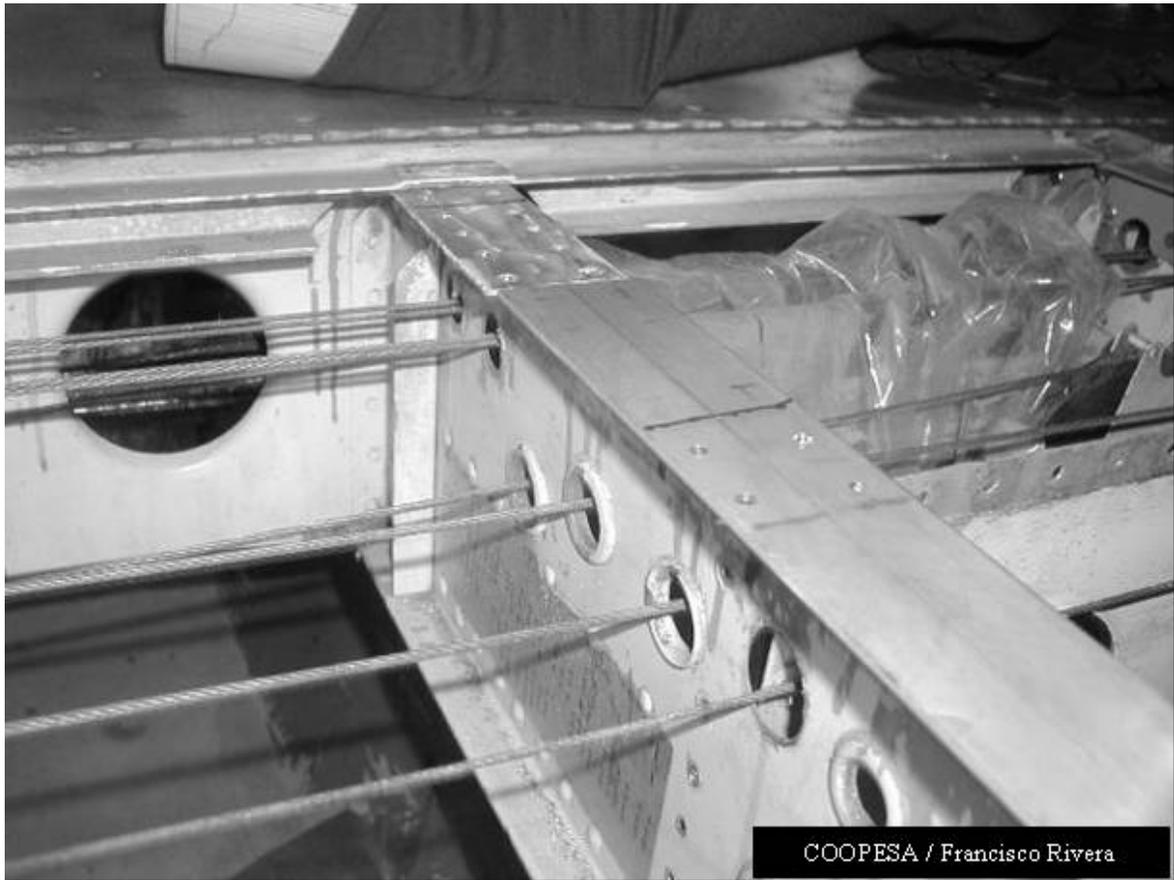
FASTENER PART NUMBERS		BACB30EL		BACB30MY		BACB30NU		BACB30W		
		BACB30FB		BACB30FN		NAS1436-1442		NAS1446-1452		
FASTENER DIAMETER		3/16	1/4	5/16	3/8	7/16	1/2	9/16	5/8	
SINGLE SHEAR (LBS)		2690	4650	7250	10400	14200	18600	23600	29150	
SINGLE SHEAR BEARING STRENGTH (LBS)	MATERIAL GAGE	0.063	1270	1700	2120					
		0.071	1430	1910	2390	2870				
		0.080	1620	2150	2700	3240	3780			
		0.090	1820	2430	3030	3640	4250	4850		
		0.100	2020	2700	3370	4050	4720	5400	6050	
		0.125	2530	3370	4220	5050	5900	6750	7600	8450
		0.140	2660	3780	4720	5650	6600	7550	8500	9450
		0.160	2870	4320	5400	6500	7550	8650	9700	10800
		0.180		4580	6050	7300	8500	9700	10900	12100
		0.190		4650	6350	7800	8900	10100	11400	12700
		0.200			6500	8100	9450	10800	12100	13500
		0.224				8900	10600	12100	13600	15100
		0.250					11800	13500	15200	16900
		0.312					12900	16400	19000	21100
0.375							19900	24000		
0.500										

95 KSI SHEAR FLUSH HEAD BOLTS, SHEAR FLUSH AND PROTRUDING HEAD LOCKBOLTS AND HEX-DRIVE BOLTS IN:

CLAD OR BARE 7075-T6 SHEET OR PLATE

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-5. Fotografía. Instalación de la cuerda superior. Viendo hacia la cola.



II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-6. Fotografía. Ángulos para fabricar la junta.



COOPESA / Francisco Rivera

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-7. Fotografía. Sección superior de la junta. Viendo hacia la nariz.



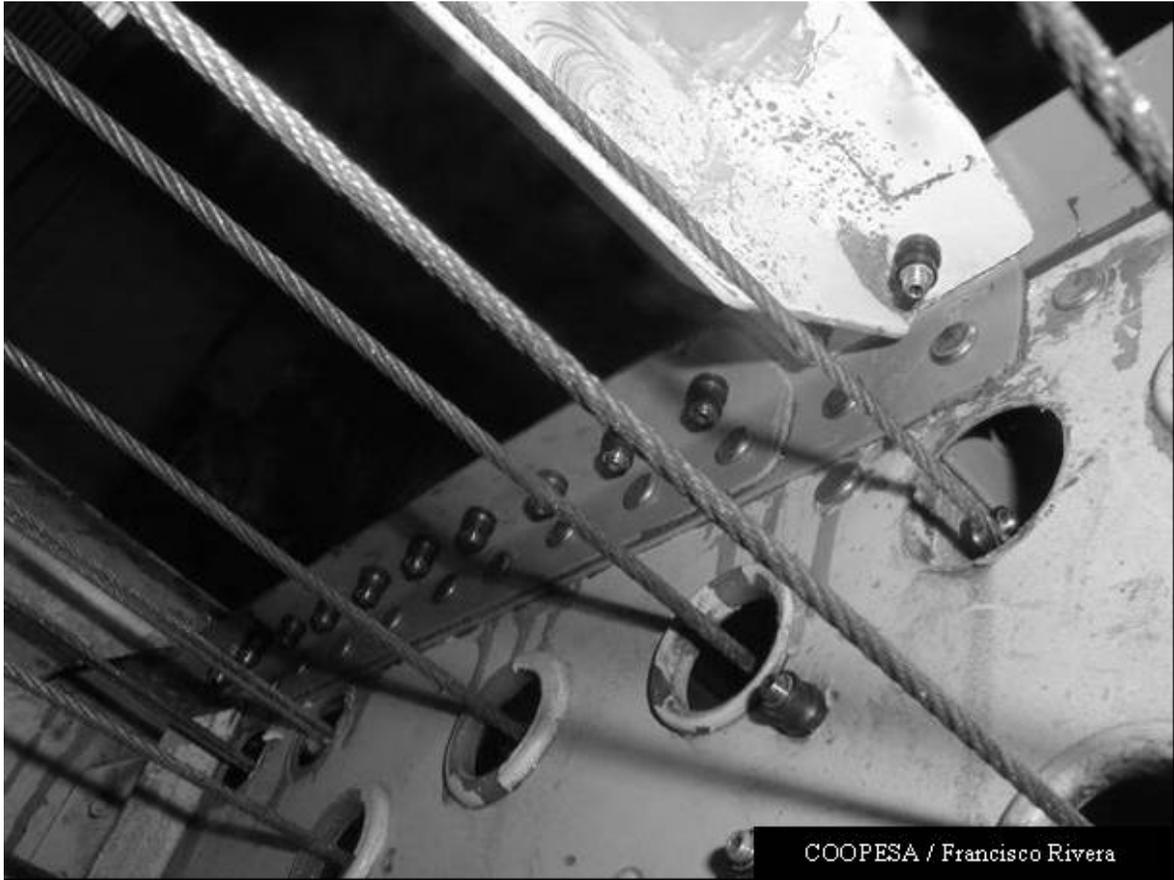
II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-8. Fotografía. Sección inferior de la junta. Viendo hacia la cola.



II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-9. Fotografía. Sección inferior de la junta. Viendo hacia la cola.



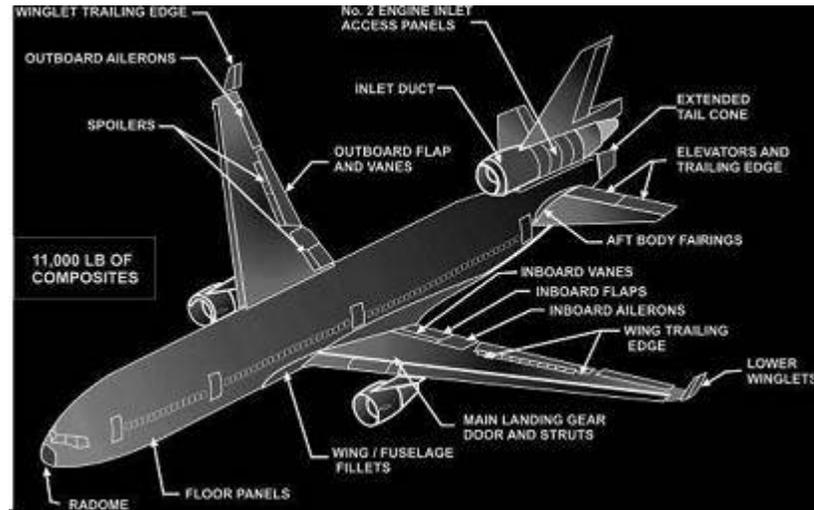
II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-10. Fotografía. Sección inferior de la junta. Viendo hacia la nariz.



II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204

Anexo 2-11. Traducción de vocabulario básico utilizado.



- | | | |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1. Accuracy: exactitud | 20. Empennage: cola | 53. Spar: larguero. El ala tiene frontal y trasero (front spar y rear spar) |
| 2. Aft: Popa. Atrás. | 21. Fastener: sujetador. | 54. Splice: empalme, unión: una dos secciones, ya sea fuselaje o estructura. |
| 3. Approach: aproximación | 22. Filler washer: relleno. | 55. SSI: Structural Significant Items. ATA 51. |
| 4. Bay: bahía. Área de la superficie limitada entre dos estructuras verticales y horizontales consecutivas. | 23. Finger doubler: parche curvado. | 56. SSID: Supplemental Structural Inspection Documents: documentos con las inspecciones para los SSI's. El que planea la ejecución de estas inspecciones es el operador del avión. |
| 5. Bolt: perno, tornillo. | 24. Flange: Platina. Pestaña. Para una viga compuesta: cabeza, cuerda, ala. Platillo. | 57. Stagger: escalonar, alternar. |
| 6. Bulkhead: mamparo, tabique, división. | 25. Flap: aleta | 58. STC: Supplemental Technical Certificate. |
| 7. CG: center of gravity | 26. Floor beam: viga de piso. | 59. Stiff: rígido, tieso, duro. |
| 8. Chamber: cámara, caja, cuerpo, salón. | 27. FOB: Free On Board | 60. Stiffener: atiesador, montante de refuerzo. |
| 9. Chamfer: bisel, chaflán. | 28. Gage: calibre, grosor. | 61. Strap: correa. Barra chata, solera, llanta, cinta, fleje. |
| 10. CIF: Cost Insurance and Freight | 29. Gust: turbulencia | 62. Stringer: longeron. Larguero. |
| 11. Corrugation: arruga, ondulación. | 30. Hinge: visagra | 63. Strut: Nacelle. puntal, barquilla. |
| 12. Countersunk: avellanado, abocardado, embutido. | 31. Hoop stress: esfuerzo tangencial. | 64. Tear strap: cubre la piel. |
| 13. Crack: reventadura, grieta, fisura. Se genera una rutina (non routine item) apenas se encuentra, o sea, aquí no se tienen límites, es de prioridad para la aeronavegabilidad. | 32. IAW: In According With | 65. Threshold: umbral, entrada. |
| 14. Dents (golpes): Se les da prioridad a los pequeños. La criticidad de los golpes depende de la profundidad, la longitud y la ubicación (por la cercanía a estructuras u otros elementos). | 33. INBD: inboard | 66. Through hole: agujero pasante. |
| 15. DER: Designated engineer representative. | 34. Jack point: punto de apoyo para las gatas. | 67. Tip: inclinación longitudinal |
| 16. Derate: reducir la capacidad normal. | 35. Joint: Lapjoint y Buttjoint. | 68. Tow: remolcar |
| 17. Difficult report: documento para reportar defectos que son de fábrica. | 36. Lapjoint: traslapes longitudinales, normalmente se corroen por pegas | 69. Truss: armadura, cercha, reticulado. |
| 18. Doubler: parche | 37. Lead: mediador entre departamento de producción y el de inspección. | 70. Vessel: recipiente, vasija, barco, embarcación. |
| 19. DTA: Damage Tolerance Assessment. Es el diseño de una nueva inspección cuando una | 38. Leak: fuga, escape | |
| | 39. Lug: lengüeta, orejeta, anillo. | |
| | 40. MAC: Mean aerodynamic cord. | |
| | 41. MLG: main landing gear | |
| | 42. MPD: Maintenance program document. | |
| | 43. NLG: nose landing gear | |
| | 44. Path: camino, trayectoria. | |
| | 45. Peening: amartillado | |
| | 46. Piel: estaciones normalmente van de 18-20 pulg. | |
| | 47. PSE: Principal Structural Elements | |
| | 48. Rivet: remache, roblón. | |
| | 49. Screw: tornillo | |
| | 50. Shank: espiga, vástago, mango. | |
| | 51. Shear tie: unión ahorquillada. | |
| | 52. Shim: para reducir concentración de esfuerzos | |

II PARTE. DISEÑO DE UNA REPARACIÓN ESTRUCTURAL
EN UNA VIGA DE PISO DE UN AVIÓN B737-204