

INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO  
FACULTAD DE INGENIERIA  
Av. Fuerza Aérea 6500 – X5010JMX – Ciudad de Córdoba  
Córdoba - Argentina



Trabajo Final de Grado

Remotorización de Aeronave Piper Brave

Marzo de 2017. Córdoba, Argentina

Autores: - Bucci, Tomás M.

- Dirrheimer, Mauricio N.

Director: Ing. Carlos De Bortoli.





## Agradecimientos

Agradecemos profundamente a nuestra familia, que a lo largo de estos años han sabido acompañarnos en todo momento, ayudándonos y dándonos todas las facilidades que a su alcance estuvieron para poder concretar esta etapa de obtener nuestro título profesional.

Indudablemente a nuestros compañeros y amigos, quienes han sido un pilar fundamental en el desarrollo diario a lo largo de la carrera. Hemos formado lazos de amistad que sin duda perduraran en el tiempo recordando por siempre tantas anécdotas que hemos vivido.

Al Ing. Carlos De Bortoli, por su desinteresado compromiso y ayuda en la realización de nuestro trabajo final, compartiendo con nosotros en todo momento sus conocimientos y experiencias para un favorable desarrollo.

A la Ing. Alejandra Rizzo, quien nos guió en todo momento durante la conformación de nuestro trabajo final, sin importar día u horario, siempre dispuesta a ayudarnos.

Un especial agradecimiento al Ing. Andrés Liberatto, quien incansablemente ha sabido estar a lo largo de todos estos años, ya sea brindando sus conocimientos, como evacuando dudas de toda índole. Sin duda, nuestro desarrollo académico no habría sido el mismo sin su aporte día a día.





## Resumen

En el presente trabajo final de grado se estudio una alteración mayor que consta en la remotorización de una aeronave agrícola Piper Brave 375, tipo monomotor, tren convencional, de ala baja, en donde se reemplazo su planta de poder original que consistía en un motor alternativo de 8 cilindros por un sistema propulsivo del tipo turbo-hélice.

En Argentina, y por lo general, alrededor del mundo, la actividad agro-aérea conlleva un sacrificado desempeño tanto del material humano como del material de vuelo. Las aeronaves comunmente operan ininterrumpidamente durante toda la jornada laboral, llevando sus motores y estructuras al límite en sus parámetros operativos y consecuentemente, un elevado nivel de desgaste.

En la actualidad, la operación más eficiente en cuanto a motores se refiere, se refleja en la operación de motores turbo-hélices, los cuales reducen notablemente la cantidad de piezas móviles, por consiguiente, los niveles de desgaste. Son motores más eficientes en su operación, más seguros y con una relación peso-potencia mucho menor que los motores alternativos lo cual nos permite incrementar notablemente la potencia manteniendo las dimensiones prácticamente invariables.

Por ello y algunas otras cuestiones técnicas y operativas que se detallan a lo largo de este trabajo, es que decidimos realizar este análisis y justificar en forma analítica la mejora concreta de este proyecto.

Para ello, se diseño por completo una bancada motor con su correspondiente análisis estructural utilizando el software Ansys 15.0 paralelamente a la corroboración analítica estructural de calculos.

Posterior al diseño y análisis de bancada, se realizó una serie de cálculos sobre performance básicos de la aeronave, generando un punto comparativo entre aeronave estandar y aeronave alterada, para luego concluir sobre sus mejoras y los contras que la alteración involucra.





## INDICE GENERAL

Agradecimientos .....	3
Resumen.....	5
Capítulo 1 - Información Preliminar .....	1
1.1 - Búsqueda de soluciones similares en el mercado. ....	1
1.2 - Obtención de los datos técnicos de la aeronave.....	1
1.3 - Obtención de los datos técnicos del motor. ....	2
1.4 - Búsqueda de las normas que aplican al trabajo. ....	4
1.5 - Lectura e interpretación de las normas. ....	4
Capítulo 2 – Cargas según normas aplicables .....	6
2.1 - Determinación de cargas actuantes.....	6
2.1.1 - Cargas límites de la envolvente de vuelo: .....	6
2.1.2 - Cargas límites debidas al torque motor. ....	6
2.1.3 - Cargas laterales en la bancada motor. ....	7
2.1.4 - Cargas giroscópicas y aerodinámicas. ....	7
2.1.5 - Construcción de la envolvente de vuelo de la aeronave. ....	7
2.1.6 - Cargas debidas al torque motor .....	8
2.1.7 - Carga lateral en la bancada motor .....	8
2.1.8 - Cargas giroscópicas y aerodinámicas .....	9
2.1.9 - Resumen de todos los casos de cargas (carga última):.....	10
Capítulo 3 - Diseño estructural .....	11
3.1 - Balance y determinación de CG.....	11
3.2 - Propuesta de diseño de bancada.....	18
3.3 - Selección de material. ....	19
3.4 - Corroboración de diseño aplicando cargas externas. ....	21
3.4.1 - Dimensionamiento a la tracción.....	23
3.4.2 - Dimensionamiento a la compresión (pandeo). ....	25
3.4.3 - Diseño y corroboración de tomas bancada motor y bancada para-llama. ....	32
3.4.4 - Sub modelado conjunto unión bancada motor .....	37
3.4.5 - Análisis de toma bancada motor (aluminio 7075-T6) .....	41
3.4.6 - Análisis de la unión bancada para-llamas. ....	45
3.5 - Selección de elementos unión bancada – fuselaje.....	47
3.6 - Análisis de las uniones soldadas. ....	50
Capitulo 4 - Análisis de vibraciones. ....	55
4.1 – Estudio de espectro de vibraciones típico. ....	55



4.2 – Estudio de las frecuencias naturales de la bancada .....	56
4.3 – Conclusión del estudio de vibraciones .....	58
Capítulo 5 - Análisis de fatiga .....	59
5.1 – Introducción teórica .....	59
5.2 – Corrección de tensión límite de fatiga .....	60
5.3 – Generación de la curva de Goodman.....	62
5.4 – Determinación de cargas actuantes .....	63
5.5 – Cálculo de Factores de Seguridad .....	67
5.6 – Conclusión de estudio de fatiga .....	68
Capítulo 6 - Estudio de Performance .....	69
6.1 - Grupo motopropulsor .....	69
6.2 - Selección de hélice .....	70
6.3 – Resistencia aerodinámica .....	75
6.3.1 - Cálculo de Polar .....	76
6.3.2 - Aporte del Ala – Avión estándar .....	77
6.3.3 - Aporte del Fuselaje – Avión estándar .....	77
6.3.4 - Aporte sistema propulsivo – Avión estándar .....	77
6.3.5 - Aporte del Ala – Avión modificado.....	78
6.3.6 - Aporte del Fuselaje – Avión modificado .....	78
6.3.7 - Aporte sistema propulsivo – Avión modificado.....	78
6.4 - Distancias de despegue.....	79
6.4.1- Obtención de $C_{L\text{máx}}$ .....	81
6.4.2 - Obtención de $\Delta C_L$ .....	82
6.4.3 - Obtención $\Delta C_{D\text{ flap}}$ .....	84
6.5 - Autonomía .....	87
Capítulo 7 - Costo y confección de diseño comercial .....	91
Conclusión .....	92
Referencias .....	93
Anexos .....	94
A1 - Cargas en cada tubo:.....	94
A2 – Presupuesto comercial trabajo similar como referencia.....	98
A3 – DataSheet de la aeronave .....	102
A3 – DataSheet del motor PT6-21 .....	110
A4 – Datasheet Lycoming IO-720 .....	135





## INDICE DE FIGURAS

Figura 1 - Tres vistas .....	2
Figura 2 - PT6A-21 .....	3
Figura 3 - 2 vistas PT6A-21 .....	4
Figura 4 – Envoltente de vuelo de la aeronave.....	8
Figura 7 - Envoltente de CG DataSheet.....	13
Figura 8 - Ubicación de CG avión original .....	14
Figura 9 - Ubicación del sistema motopropulsor original .....	14
Figura 10 – Ubicación del conjunto moto propulsor.....	15
Figura 11 - Envoltente de CG.....	17
Figura 12- Propuesta de bancada.....	18
Figura 13 - Propiedades mecánicas del acero 4130.....	19
Figura 14 - Propiedades mecánicas del aluminio 7075 .....	20
Figura 15 - Convención de tubos de bancada .....	21
Figura 16 - Detalle de ubicación de carga y momento.....	22
Figura 17 - Convención de signos .....	24
Figura 20 - Detalle sujeción tubos suplementarios .....	29
Figura 22 - Pandeo mediante elementos finitos.....	31
Figura 23 - Nivel de tensión a carga última multiplicada por un factor de 1,9 .....	32
Figura 24- Modelo detallado de bancada.....	33
Figura 25 - Zonas mas comprometidas .....	34
Figura 26 - Detalle bancada toma motor (detalle 1 figura 17).....	35
Figura 27 - Detalle bancada toma superior izquierda para-llamas (detalle 2 figura 17) .....	35
Figura 28 - Toma lateral motor.....	36
Figura 29 – Sub-modelado toma motor izquierda.....	37
Figura 30 - Información de mallado .....	38
Figura 31 - Margen de seguridad de tubos vista numero 1 – carga última.....	39
Figura 32 - Margen de seguridad tubos vista numero 2 – carga última .....	39
Figura 33 - Detalle zona de singularidad .....	40
Figura 34 - Margen de seguridad toma motor vista numero 1 .....	41



Figura 35 - Margen de seguridad toma motor vista numero 2 .....	41
Figura 36 - Análisis del gradiente de la toma .....	42
Figura 37 - Zona de tensión alta en el nervio.....	43
Figura 38 - Zonas de tensión alta en bordes de elementos .....	44
Figura 39 - Sub-modelado toma bancada para-llamas.....	45
Figura 40 - información del mallado.....	46
Figura 41 - M.S. unión bancada para-llama.....	46
Figura 42 - Obtención del margen de seguridad del bulón .....	48
Figura 43 - Margen de seguridad del bulón mediante elementos finitos a carga última.....	49
Figura 44 – Corte de Bulon .....	50
Figura 45 - Resistencia de uniones soldadas .....	50
Figura 46 - Refuerzo "finger patch".....	53
Figura 47 - M.S. soldadura con refuerzo "finger patch" .....	54
Figura 48 - Espectro de vibraciones típico.....	55
Figura 49 - Espectro de vibraciones del modelo.....	56
Figura 50 - Diagrama de Wöhler acero 4130.....	59
Figura 51 - Tensión de tipo alternada .....	60
Figura 52 - Corrección por superficie (factor de superficie).....	61
Figura 53 - Diagrama de Goodman típico.....	62
Figura 54 - Diagrama de Goodman de la estructura.....	63
Figura 55 - Misión típica de fumigación .....	63
Figura 56 - n vs t pasada completa.....	64
Figura 57 - Tipos de carga y sus aplicaciones en perfil de misión básico .....	65
Figura 58 - Cargas de empuje y torque .....	65
Figura 59 - Cargas en pasada .....	66
Figura 60 - Ubicación de cargas alternas y medias debajo de la línea de Goodman.....	67
Figura 61 - PT6A – 21.....	69
Figura 62 - Hélice tri-pala de velocidad constante.....	70
Figura 63 - Despeje de hélice según norma .....	71
Figura 65 - Factor de Actividad vs CL pala – 80% de potencia .....	74
Figura 66 - Factor de Actividad vs CL pala – Crucero MPC .....	75
Figura 67 – Polar.....	76



Figura 68 - Distancia de despegue .....	80
Figura 69 - Distancia de Despegue.....	86
Figura 70 - Distancia de despegue .....	87
Figura 71 - Tanques alares .....	88
Figura 72 - 3 vistas del Piper Brave .....	89
Figura 73 – Autonomía.....	90

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 - Características Generales .....	2
Tabla 2 - Datos técnicos motor .....	3
Tabla 3 - Lista de control de cumplimiento .....	5
Tabla 4 - Cargas debidas al torque motor.....	8
Tabla 5 - Cargas giroscópicas y aerodinámicas .....	9
Tabla 6 - Resumen de casos de carga .....	10
Tabla 7 - Momento generado desde centro de giro (borde de ataque) .....	12
Tabla 8 - CG avión original vacío.....	15
Tabla 9 - CG avión alterado vacío .....	16
Tabla 10 - Resumen de características mecánicas de material según tipo y espesor .....	20
Tabla 11 - Resumen de cargas - cargas críticas .....	22
Tabla 12 - Propiedades de la sección de los tubos .....	23
Tabla 13 - Resistencia del material seleccionado para los tubos .....	23
Tabla 14- Tensiones debido a carga última – caso de carga 4 .....	24
Tabla 15 - Tensiones debido a carga límite – caso de carga 4 .....	25
Tabla 16 - Tubos a compresión (análisis pandeo).....	25
Tabla 17 - Características de la sección .....	26
Tabla 18 - Determinación de "c" .....	27
Tabla 19 - Determinación de "c" .....	27
Tabla 20 - Características de la columna.....	27
Tabla 21 - Cargas que soportan los tubos sin fallar (M.S) – carga última .....	28
Tabla 22- M.S. y cargas luego de modificación – carga última.....	29
Tabla 23- M.S. cargas combinadas – carga última.....	31
Tabla 24 - Tracción y corte en bulones.....	47



Tabla 25 - Margen de seguridad obtenido de figura 25 .....	49
Tabla 26 - Fsu de aceros .....	51
Tabla 27 - M.S. cordón soldadura .....	52
Tabla 28 - Frecuencias naturales dirección X .....	56
Tabla 29 - Frecuencias naturales dirección Y .....	57
Tabla 30 - Frecuencias naturales dirección Z .....	57
Tabla 31 - Frecuencias naturales rotación eje X .....	57
Tabla 32 - Frecuencias naturales rotación eje Y .....	58
Tabla 33 - Frecuencias naturales rotación eje Z .....	58
Tabla 34 - Cargas medias y alternadas en cada caso de carga .....	66
Tabla 35 - Coeficientes de seguridad para vida infinita .....	68
Tabla 36 - Despegue y Ascenso .....	72
Tabla 37 - Crucero 80% .....	72
Tabla 38 - Máximo Continuo .....	73
Tabla 39 - Factores de Actividad .....	73
Tabla 40 - Aumento de CI por flaps .....	82
Tabla 41 - Corrección CL y CL max en ala finita .....	83
Tabla 42 - Aumento de resistencia por flaps .....	84
Tabla 43 - Costo comercial .....	91





## Capítulo 1 - Información Preliminar

Los motores alternativos, si bien son comúnmente utilizados en la aviación debido a su simpleza constructiva y facilidad de operación, son motores que poseen una alta cantidad de piezas móviles y se ven altamente afectados en cuanto al deterioro de su eficiencia operativa cuando los mismos son expuestos a condiciones climáticas adversas como lo pueden ser altas temperaturas o baja presión atmosférica. La evolución en el mundo aeronáutico, en cuanto a motores respecta, llega de mano de el motor tipo turbohélice, el cual disminuye notablemente la cantidad de piezas móviles y consecuentemente el desgaste propio por utilización del motor, traduciendo esto en mayor seguridad operativa y vida útil del mismo, como así también en la mejora de las relaciones peso-potencia de los mismo.

La actividad agro-aérea, generalmente reúne requisitos adversos para la operación de la aeronave, refiriéndose a ello en que la operación se realiza en condiciones de altas temperaturas ambiente, elevada carga paga que el avión debe transportar y excesivos tiempos de operación de la aeronave. Debido a estas características, es que resulta operativamente más eficiente, y más seguro, optar por aeronaves equipadas con motores del tipo turbo-hélices para realizar este tipo de actividades, y es allí en dónde se concentra el estudio.

### 1.1 - Búsqueda de soluciones similares en el mercado.

Al buscar soluciones comerciales similares, dentro del mercado de la aviación agrícola existe solo una empresa que realiza esta clase de alteración al Piper PA-36 en el mundo; el nombre de la empresa es Souther Field Aviation INC, está ubicada en la ciudad de Americus, en el estado de Georgia, Estados Unidos.

Es una empresa pequeña, dedicada al mantenimiento de aeronaves como principal actividad, estando activa en el rubro aeronáutico desde 1976 y certificaron la alteración en el año 1992.

La propuesta de Souther Field Aviation es, recibir el avión que se pretende alterar en sus talleres, realizar el trabajo y luego volverlo al servicio; también, en caso de aviones en el exterior, venden la conversión y viajan al país para la instalación en algún taller habilitado por la autoridad correspondiente.

El costo total de la conversión es variable, ya que los motores ya son algo antiguos y difíciles de conseguir, este no es un dato menor ya que ha hecho que se reflexione sobre que planta motriz seleccionar a la hora de estudiar el diseño de la alteración, como aproximado y según el motor que se consiga, la empresa orienta a sus clientes con un coste de entre U\$S 180.000 y U\$S 200.000.

Para mayor información de la empresa se puede visitar su página de internet: <http://www.southerfield.com/>

### 1.2 - Obtención de los datos técnicos de la aeronave.

La aeronave Piper Pawnee Brave 375, se trata de un avión diseñado para aero-aplicación en el año 1972 como reemplazo del Piper Pawnee 235. Disponible con varias opciones de planta motriz, siendo los modelos más populares el Piper Pawnee Brave 300 (equipado con un Lycoming IO-540 de 300 HP), y el Piper Pawnee Brave 375 (con un Lycoming IO-720 que originalmente proveía 400 HP, pero que para el modelo está limitado a 375 HP).



A continuación se presenta una tabla con características y performances del Piper Brave 375 :

Características Generales	
Tripulantes	Uno
Carga paga	1.08 [m <sup>3</sup> ] de capacidad en hopper 1041 [lts] de líquido 998 [kg] de químicos secos
Largo	27.5 [ft]
Envergadura	38.13 [ft]
Alto	7.5 [ft]
Peso vacío	2465 [lb]
Planta motriz	1 Avco Lycoming IO-720-D1C motor de 8 cilindros refrigerado por aire, de 375 [HP] de potencia al eje
Alcance (equipo de líquido)	410 [millas terrestres]

Tabla 1 - Características Generales

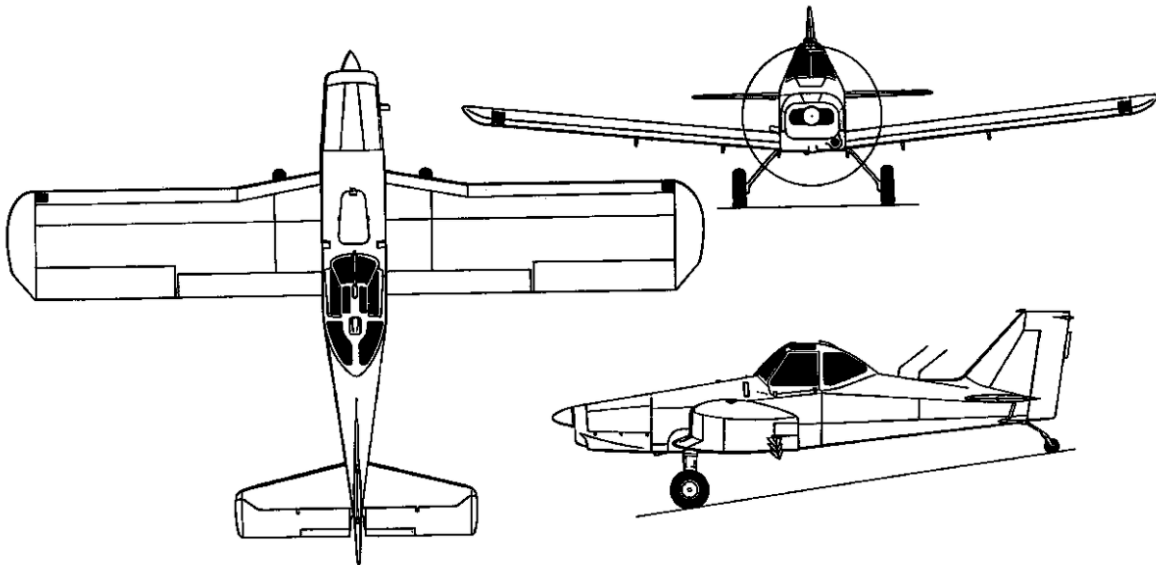


Figura 1 - Tres vistas

Para más información técnica en el anexo del trabajo se adjunta un DataSheet provisto por la FAA americana.

### 1.3 - Obtención de los datos técnicos del motor.

El motor elegido para la conversión, luego de analizar la escasa disponibilidad del PT6-20 debido a su antigüedad, es el PT6-21 que no tiene mayor modificación más que la actualización de su diseño, lo que asegura que el antecedente de la alteración es comparable con lo que se desea lograr.



Se trata de un motor muy conocido y probado, cuenta con talleres de mantenimiento en todo el mundo y particularmente en Argentina existen varios con la capacidad de brindar mantenimiento a este tipo de motor.

La propuesta de este tipo de motor, nace de la gran fiabilidad que en su operación, desde su implementación, ha demostrado como así también de la mejora en la relación peso potencia, lo que garantiza una mejora muy favorable para el equipo donde se instale.



Figura 2 - PT6A-21

A modo de resumen se describen las características generales del motor, para mayor información, se adjunta su DataSheet en el anexo A3 del trabajo.

Potencia al eje (SHP) a 2200 RPM	550 [HP]
Peso (motor seco, con sistema de arranque pero sin sistema de gobernador de hélice ni escapes)	337 [Lb]
Consumo de combustible	330.7 [ $\frac{Lb}{Hp \times h}$ ]
Consumo de aceite	0.2 [ $\frac{Lb}{h}$ ]
Tipo de combustible	Jet A-1
Largo	62 [in]
Alto	21 [in]
Ancho	21.5 [in]

Tabla 2 - Datos técnicos motor



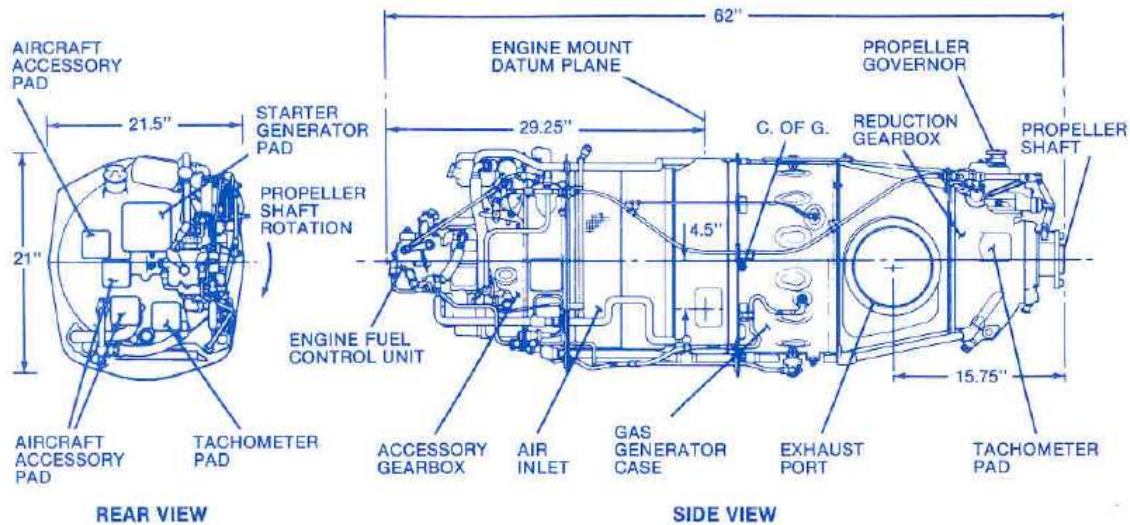


Figura 3 - 2 vistas PT6A-21

#### 1.4 - Búsqueda de las normas que aplican al trabajo.

Al leer el DataSheet de la aeronave, el mismo brinda como información la norma por la cual se diseñó la misma, y el año (cabe aclarar que las normas sufren modificaciones y revisiones a lo largo del tiempo, es muy importante seguir la norma correspondiente para tener coherencia en el diseño).

Se observa que las normas utilizadas para el diseño completo son las listadas a continuación:

- FAR 21 dated February 1, 1965, including Amendments 21-1 through 21-24 dated February 9, 1969
- FAR 23 dated August 1, 1967, including Amendments 23-1 through 23-6 dated August 1, 1967, with exception to FAR 23 per FAR 21.25(a)(1).

#### 1.5 - Lectura e interpretación de las normas.

Analizando la normativa correspondiente, se observa que para el proceso de certificación de esta alteración deben revisarse todos los puntos a continuación citados de la FAR 23.

Por exceder el alcance de este trabajo final, se ha indicado que ítem de la normativa aplica a nuestro interés académico.



Punto de la normativa	Descripción	Aplica
<b>Airframe</b>		
23.303	Factor of safety	Si
23.333	Flight envelope	Si
23.337	Limit maneuvering load factors	Si
23.341	Gust loads factors	Si
23.361	Engine torque	Si
23.363	Side load on engine mount	Si
23.371	Gyroscopic and aerodynamics loads	Si
23.613	Material strength properties and design values	Si
23.625	Fittings factors	Si
23.629	Flutter	No
<b>Power Plant</b>		
23.903	Engines	No
23.937	Turbopropeller-drag limiting system	No
23.939	Power plant operating characteristics	No
23.991	Fuel Pumps	No
23.1019	Oil strainer or filter	No
23.1045	Cooling test procedures for turbine engine powered airplanes	No
23.1091	Air induction system	No
23.1111	Turbine engine bleed air system	No
23.1141	Power plant controls: general	No
23.1155	Turbine engine reverse thrust and propeller pitch settings below the flight regime	No
23.1521	Power plant limitations	No
23.1557	Miscellaneous markings and placards	No
<b>System and equipment</b>		
23.1301	Function and installation	No
23.1303	Flight and navigation instrument	No
23.1305	Power plant instruments	No
23.1309	Equipment, system and installations	No
23.1311	Electronic display instrument system	No
23.1321	Arrangement and visibility	No
23.1322	Warning, caution, and advisory lights	No
23.1337	Power plant instruments installation	No

Tabla 3 - Lista de control de cumplimiento



## Capítulo 2 – Cargas según normas aplicables

Para la determinación de cargas actuantes es necesario primero calcular las velocidades de diseño siguiendo la normativa vigente, las cuales se presentan a continuación:

Velocidad de pérdida ( $V_s$ ) = 70 [KEAS] a  $n_z = 1$ .

Velocidad crucero de diseño ( $V_c$ ) = 152 [KEAS].

Velocidad de picada de diseño ( $V_D$ ) = 228 [KEAS].

### 2.1 - Determinación de cargas actuantes.

Según normativa, se debe tomar en consideración los siguientes factores de carga y factores de seguridad para el diseño:

#### 2.1.1 - Cargas límites de la envolvente de vuelo:

a) Factor de carga límite de maniobra positivo no debe ser menos que  $n(+)$  = 4.4  
Para las categorías utility.

b) Factor de carga límite de maniobra negativo no debe ser menos  $n(-)$  =  $-0.4 * n(+)$   
para las categorías normal, utilitario y commuter.

c) Factor de carga límite por ráfaga positivo en  $V_c$ ; en donde

$$n = 1 + \frac{K_g * U_{de} * V * a}{498 (W/S)}, \text{ con } U_{de} = 50 [fps]$$

d) Factor de carga límite por ráfaga negativo en  $V_c$ ; en donde

$$n = 1 - \frac{K_g * U_{de} * V * a}{498 (W/S)}, \text{ con } U_{de} = 50 [fps]$$

e) Factor de carga límite por ráfaga positivo en  $V_D$ ; en donde

$$n = 1 + \frac{K_g * U_{de} * V * a}{498 (W/S)}, \text{ con } U_{de} = 25 [fps]$$

f) Factor de carga límite de maniobra por ráfaga negativo en  $V_D$ ; en donde

$$n = 1 - \frac{K_g * U_{de} * V * a}{498 (W/S)}, \text{ con } U_{de} = 25 [fps]$$

#### 2.1.2 - Cargas límites debidas al torque motor.

a) El torque límite motor correspondiente a la potencia máxima de despegue, actuando simultáneamente con el 75% de las cargas límites de la condición de vuelo A de la sección 23.333(d).

b) El torque límite motor correspondiente a la potencia máxima continua, actuando simultáneamente con las cargas límites de la condición de vuelo A de la sección 23.333(d).

c) Para turbohélices en adición a las condiciones especificadas en párrafo a) y b) de esta sección, un torque límite correspondiente a la potencia de despegue y velocidad de hélice, multiplicado por un factor que represente el mal funcionamiento del sistema del control de hélice, incluyendo un rápido embanderamiento (feathering), actuando simultáneamente con un factor de carga  $n(+)$  = 1. En ausencia de un análisis racional, un factor  $n(+)$  = 1.6 debe ser usado.



d) El torque límite del motor considerado en 1) debe ser obtenido mediante la multiplicación del torque nominal por un factor  $\eta = 1.25$ .

### 2.1.3 - Cargas laterales en la bancada motor.

- a) Cada bancada motor y su estructura de soporte será diseñada para un factor de carga límite lateral no menor que 1,33, ó
- 2) Un tercio del factor de carga límite para la condición de vuelo A de la sección 23.333(d)
- b) Esta carga lateral, descrita en el párrafo (a) de esta sección, se asume que actúa de manera independiente de otras condiciones de vuelo.

### 2.1.4 - Cargas giroscópicas y aerodinámicas.

- a) Cada bancada motor y su estructura de soporte será diseñada para las cargas que resulten de los fenómenos giroscópicos, inerciales y aerodinámicos actuantes; debidos a él, o los motores y a la, o las hélices trabajando en la condición de RPM máxima continua; basándose en las siguientes:
  - 1) Las condiciones prescritas en la sección 23.351 y sección 23.423; ó
  - 2) Todas las posibles combinaciones de las siguientes:
    - i. Velocidad de guiñada de 2,5 radianes por segundo;
    - ii. Velocidad de cabeceo de 1 radian por segundo;
    - iii. Un factor de carga normal de 2,5; y
    - iv. El empuje máximo continuo.

### 2.1.5 - Construcción de la envolvente de vuelo de la aeronave.

La primera serie particular de casos de carga a evaluar son las presentadas en la envolvente de vuelo. La envolvente de vuelo se construye con diversos datos de la aeronave, como ser el peso máximo de despegue, la superficie alar, la pendiente de sustentación de la aeronave, etc.

Se presentan a continuación datos generales de la aeronave

Peso máximo de despegue (MTOW) = 4800 [lbs].

Superficie alar = 225.6 [ft<sup>2</sup>]

Perfil alar = NACA 63<sub>3</sub>618.

Cuerda media geométrica (c) = 5.75 [ft].

Pendiente de la curva del coeficiente de fuerza normal del avión (a) = 6.70 1/rad.

Velocidad de pérdida (Vs) = 70 [KEAS] a nz = 1.

Velocidad crucero de diseño (Vc) = 152 [KEAS].

Velocidad de picada de diseño (V<sub>D</sub>) = 228 [KEAS].

Velocidad de maniobra de diseño (V<sub>A</sub>) = 147 [KEAS]

Con los datos presentados anteriormente y los métodos prescritos en la norma, se obtiene la siguiente envolvente de vuelo:

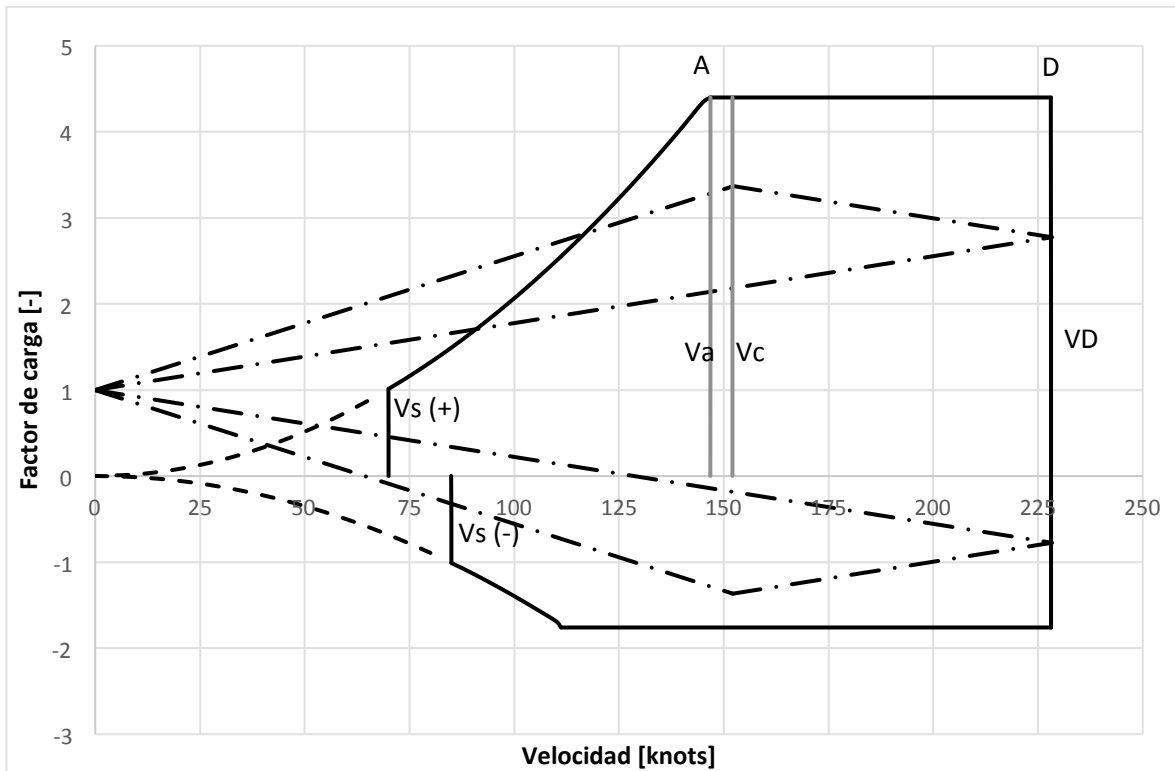


Figura 4 – Envolvente de vuelo de la aeronave

### 2.1.6 - Cargas debidas al torque motor

Torque (takeoff power) a 2200 RPM ( $T_{to}$ ) = -1642 [Lb-ft]

Torque (maximum continuous RPM) a 2200 RPM ( $T_{mc}$ ) = -1642 [Lb-ft]

Peso nominal conjunto soportado por bancada ( $W_c$ ) = 522 [lb]

Peso último conjunto ( $w_u$ ) =  $522 \times 1,725 = 900,45$  [lb]

Detalle	Fz [Lb]	Mx [Lb-ft]
$T_{to} + 0.75 \times n_{z_{max}} \times F_z$ (condición A)	-2972.5	-1642
$T_{mc} + F_z$ (condición A)	-3963.3	-1642
$T_{to} \times 1,6$	-900.7	-2109

Tabla 4 - Cargas debidas al torque motor

Nota: los valores presentados corresponden a carga última ( $J = 1,725$ )

### 2.1.7 - Carga lateral en la bancada motor

La carga lateral a ser evaluada es producto de la masa del conjunto motor-hélice sujeta a una aceleración en sentido lateral.

Carga lateral ( $F_y$ ) teniendo en cuenta un factor de carga lateral  $n_y = 1,46$ ;



$$F_y = W_c \times J \times 1,46 = 522 \times 1,725 \times 1,46 \text{ [lb]} = 1314,65 \text{ [lb]}$$

Nota: los valores presentados corresponden a carga última (J = 1,725)

### 2.1.8 - Cargas giroscópicas y aerodinámicas

Empuje máximo continuo nominal ( $T_n$ ),  $T_n = 2756 \text{ [lb]}$

Empuje máximo continuo último (T),  $T = 4755.52 \text{ [lb]}$

Velocidad angular de guiñada (r)  $r = 2.5 \text{ rad/seg}$

Velocidad angular de cabeceo (q)  $q = 1$

Factor de carga normal (nz)  $n_z = 2.5 \text{ [-]}$

De las combinaciones totales posibles de las variables presentadas se obtiene el listado de casos de carga detallado en el Cuadro 5.4.

**Nota:** Se entiende que cuando no se contempla  $n_z=2,5$ , debería contemplarse  $n_z=1$ , teniendo en cuenta en la carga  $F_z$  la fuerza que ejerce el conjunto en la dirección z (peso).

Tipo de carga	My [Lb-ft]	Mz [Lb-ft]	Fx[Lb]	Fz [Lb]
r	1600.03	-	1285.48	-900.76
q	-	640.01	205.70	-900.76
T	-	-	4755.73	-900.76
nz	-	-	-	-2251.91
r + q	1600.03	640.01	1491.18	-900.76
r + T	1600.03	-	6041.21	-900.76
r + nz	1600.03	-	1285.48	-2251.91
q + T	-	640.01	4961.43	-900.76
q + nz	-	640.01	205.70	-2251.91
T + nz	-	-	4755.73	-2251.91
r + q + T	1600.03	640.0	6246.91	-900.76
r + q + nz	1600.03	640.01	-	-2251.91
r + T + nz	1600.03	-	6041.21	-2251.91
q + T + nz	-	640.01	4961.43	-2251.91
r + q + T + nz	1600.03	640.01	6246.91	-2251.91

Tabla 5 - Cargas giroscópicas y aerodinámicas

Nota: los valores presentados corresponden a carga última (J = 1,725)



## 2.1.9 - Resumen de todos los casos de cargas (carga última):

CC	Tipo de carga	Mx [Lb-ft]	My [Lb-ft]	Mz [Lb-ft]	Fx [Lb]	Fy [Lb]	Fz [Lb]
1	Envolvente	-	-	-	-	-	-3962.68
2	Envolvente	-	-	-	-	-	1585.34
3	Torque motor	-1641.99	-	-	-	-	-2972.52
4	Torque motor	-1641.99	-	-	-	-	-3963.31
5	Torque motor	-2108.83	-	-	-	-	-900.76
6	Carga lateral	-	-	-	-	1315.07	
7	Carga giroscópica	-	1600.03		1285.48	-	-900.76
8	Carga giroscópica	-	-	640.01	205.70	-	-900.76
9	Carga giroscópica	-	-	-	4755.72	-	-900.76
10	Carga giroscópica	-	-	-	-	-	-2251.91
11	Carga giroscópica	-	1600.03	640.01	1491.18	-	-900.76
12	Carga giroscópica	-	1600.03	-	6041.20	-	-900.76
13	Carga giroscópica	-	1600.03	-	1285.48	-	-2251.91
14	Carga giroscópica	-	-	640.01	4961.4	-	-900.76
15	Carga giroscópica	-	-	640.01	205.70	-	-2251.91
16	Carga giroscópica	-	-	-	4755.72	-	-2251.91
17	Carga giroscópica	-	1600.03	640.012	6246.91	-	-900.76
18	Carga giroscópica	-	1600.03	640.012	-	-	-2251.91
19	Carga giroscópica	-	1600.03	-	6041.20	-	-2251.91
20	Carga giroscópica	-	-	640.012	4961.42	-	-2251.91
21	Carga giroscópica	-	1600.03	640.012	6246.91	-	-2251.91

Tabla 6 - Resumen de casos de carga



### Capítulo 3 - Diseño estructural

#### 3.1 - Balance y determinación de CG.

Ante la propuesta de bancada, un interrogante es determinar el largo desde el plano de sujeción del motor, al datum del avión para no salirse de la envolvente de CG correspondiente al avión original.

Para lograr esto, se calculó el momento generado por la instalación original y se respetó el mismo para la nueva motorización, considerando que el peso del motor, hélice, capots y accesorios es de 522 lbs, para mantener el mismo momento desde el para-llamas, el largo de bancada debe ser de 985 mm, o en unidades inglesas 38.78 pulgadas, este cálculo se realizó teniendo en cuenta el mayor nivel de detalle posible, pero sabiendo que al momento de la construcción se debe de realizar el correspondiente peso y balanceo para asegurar que el CG se encuentre dentro de la envolvente, con este largo de bancada, la estación donde queda ubicado el CG del motor, hélice y capots es a 52.66 pulgadas del datum, se muestra a continuación un gráfico, buscando aclarar mas aún éste tema, tomando como centro de momento el borde de ataque del avión (estación 126):

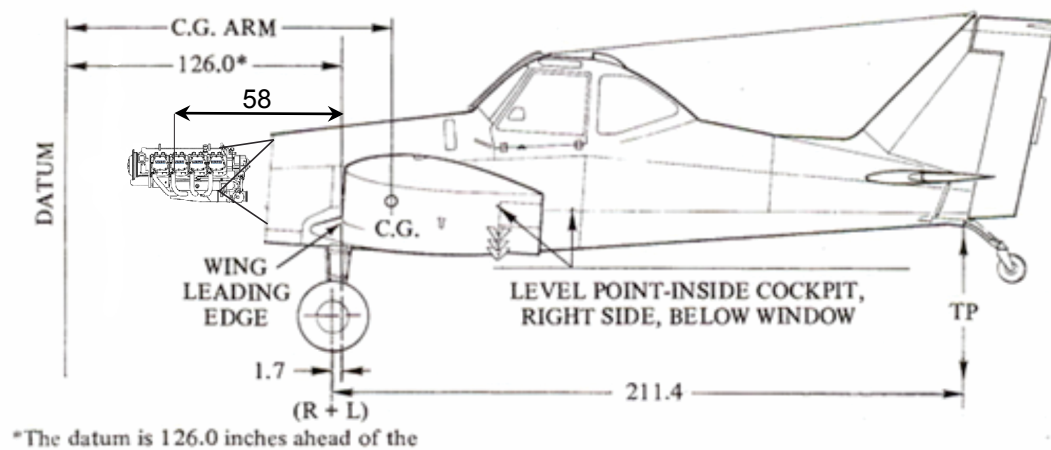
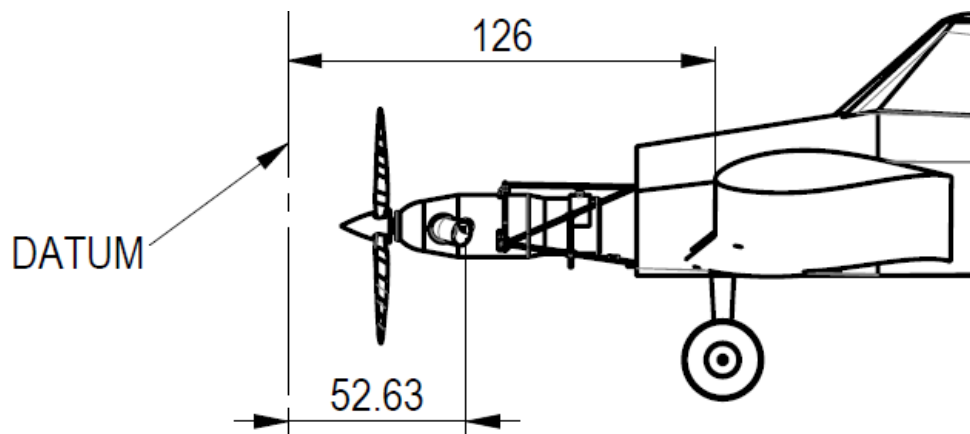


Figura 5 - Momento generado avión original





Se debe evaluar seguidamente la ubicación del CG del conjunto motor, capot, etc, desde el mismo centro de giro (borde de ataque), y hacer el cálculo de momento generado. En el siguiente gráfico se muestran estas consideraciones:



**Figura 6 - Momento generado conjunto propulsor, avión modificado desde borde de ataque**

Con estos datos, en la siguiente tabla se muestran los momentos generados en ambas configuraciones:

	Distancia de CG respecto borde de ataque [in]	Peso del conjunto motor [Lb]	Momento generado [Lb-in]	Diferencia momento [Lb-in]
Avión original	58.09	658.5	38252.27	-46.88
Avión alterado	73.37	522	38299.14	

**Tabla 7 - Momento generado desde centro de giro (borde de ataque)**

A pesar de que existe una diferencia, es un primer loop de cálculo y se debe tener en cuenta que pueden faltar elementos a tener en cuenta en un diseño preliminar, se recalca que al momento de instalar se debe hacer un peso y balance para asegurarse que los límites de la envolvente de CG se respeten.



Se muestra a continuación la envolvente de CG presentada por la FAA en el datasheet correspondiente a la aeronave:

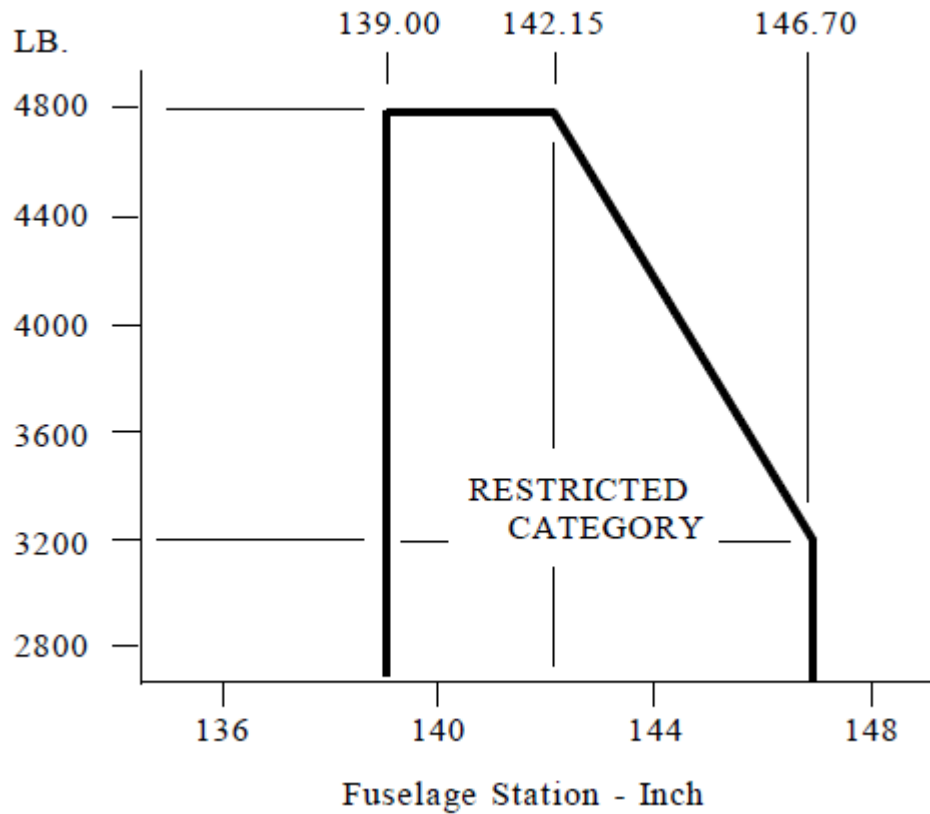


Figura 7 - Envolvente de CG DataSheet

A pesar de haber realizado el cálculo de momento generado desde un centro de giro, se muestran a continuación todos los cálculos de CG del avión completo para corroborar que el centro de gravedad no salga fuera de los límites de la envolvente de CG.

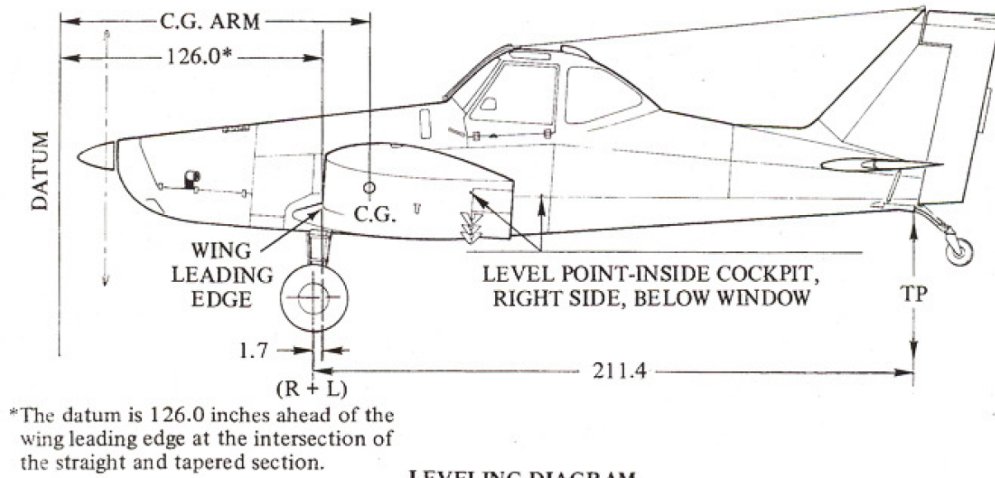


Figura 8 - Ubicación de CG avión original

Se debe a continuación realizar un cálculo del momento que genera el conjunto propulsor con respecto al DATUM, esto se puede entender mejor observando la siguiente figura:

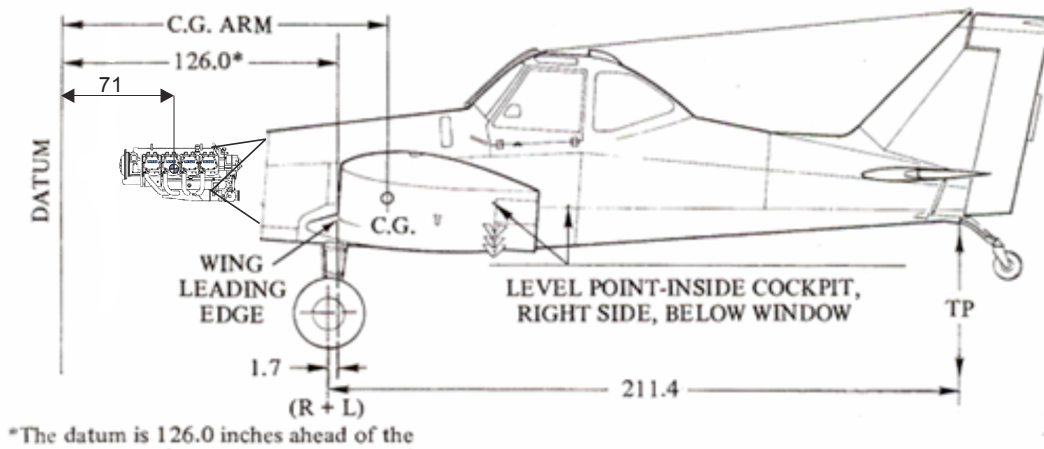


Figura 9 - Ubicación del sistema motopulsor original



Con los datos de la distancia al DATUM y el peso del conjunto se realiza el cálculo de CG en la siguiente tabla:

Avión original vacío.	Lista de equipamientos y pesos.			
	Descripción	Peso [Lb]	Estación [in]	$\Sigma M$ [Lb.in]
	Hélice	78.5	45.1	3540.35
	Motor	580	71	41180
	Combustible	18	138.4	2491.2
	Hooper	0	134.4	0
	Piloto	0	196	0
	Resto del avión	1788.5	172.5	308516.25
	Totales	2465		355727.8
	CG			144

Tabla 8 - CG avión original vacío

Se realiza el mismo procedimiento esta vez con los datos que se tienen del avión alterado:

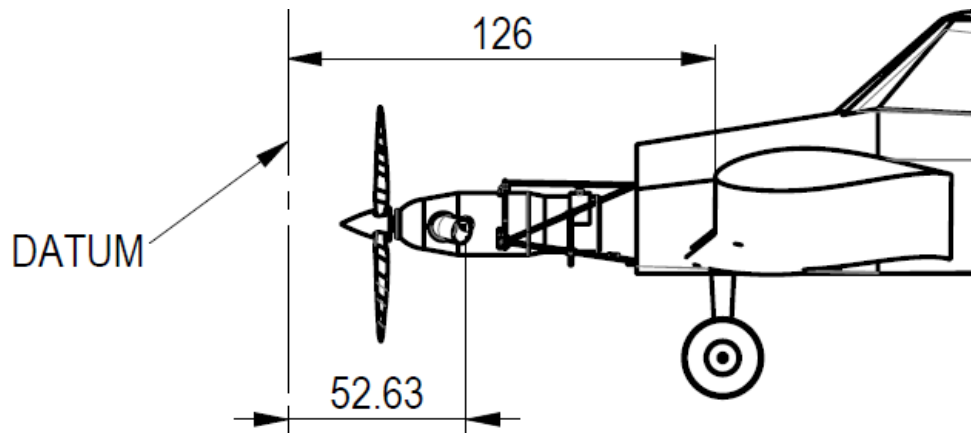


Figura 10 – Ubicación del conjunto moto propulsor



Avión alterado vacío.	Lista de equipamientos y pesos.			
	Descripción	Peso [lb]	Estación [in]	$\Sigma M$ [lb.in]
	Conjunto motor	522	52.66	27488.52
	Tolva	0	134.4	0
	Combustible	18	138.4	2491.2
	Piloto	0	196	0
	Resto del avión	1693.5	172.5	292128.75
	Totales	2233.5		322108.47
	CG			144.21

Tabla 9 - CG avión alterado vacío

Se corrobora de ésta manera que la alteración en la aeronave modifica levemente el peso del avión y el centro de gravedad se mantiene dentro de los límites de la envolvente de CG, en valores muy cercanos al avión sin alteración. Al mantener estos parámetros, el diagrama V-N se mantiene original, por lo que no hay que hacer mayores estudios ni consideraciones.

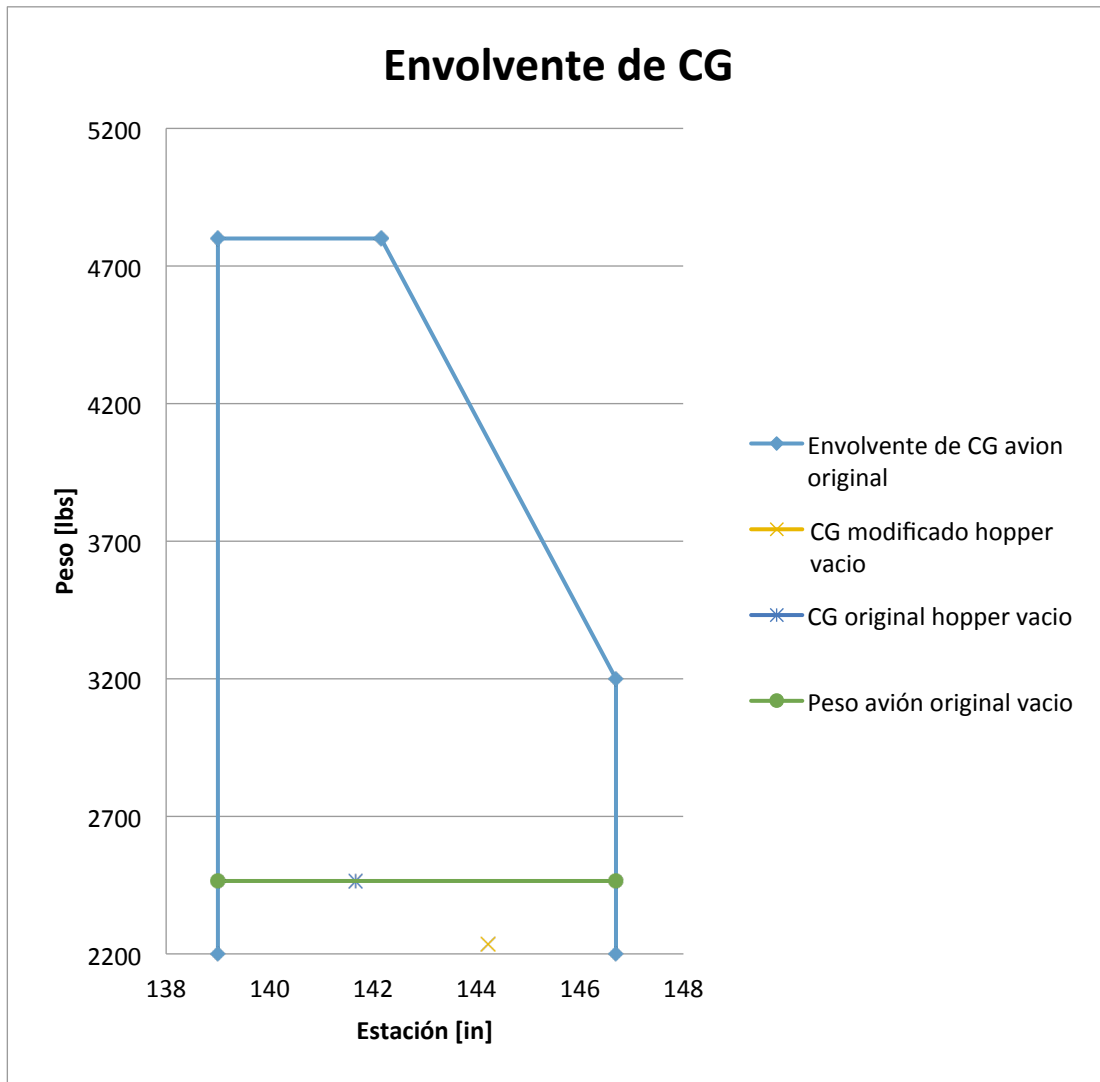


Figura 11 - Envolverte de CG

Se plasman en la figura anterior las dos configuraciones de peso posible para así demostrar que bajo ninguna circunstancia el avión sale de la envolvente de CG original.

Se observa que el peso vacío del avión disminuye debido a la conversión, esto se traduce en más carga en el Hopper al momento de operar, en condiciones iguales (mismo peso de combustible y de piloto), el avión puede sin salirse de su envolvente de CG, cargar unas 231.5 lb más, aproximadamente unos 105 kg.



### 3.2 - Propuesta de diseño de bancada.

Una vez definidas las cargas actuantes en el modelo, se debe realizar una propuesta de diseño, referida a la geometría general de la bancada, para luego de la determinación de las cargas en cada tubo, continuar con el dimensionamiento de los tubos. Además, en este punto se define los requisitos de diseño de la bancada, los mismos se vuelcan en la siguiente lista.

Requisitos de diseño:

- Ningún elemento de la bancada debe superar la tensión de fluencia a carga límite.
- Ningún elemento de la bancada debe superar la tensión de rotura a carga última.
- La bancada debe ser diseñada bajo el concepto de diseño de “vida infinita”.
- Ningún elemento debe pandear (ya sea falla local o como columna), a carga última.

A continuación se muestra un modelo de bancada para visualizar la geometría general de la misma, y la conversión que se utiliza para cada tubo:

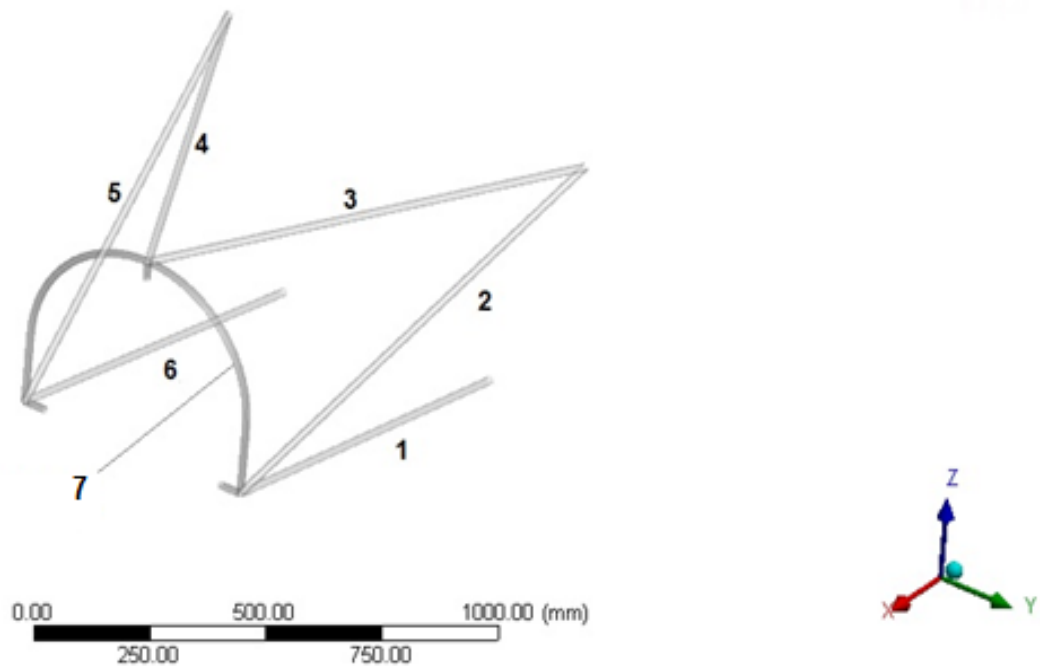


Figura 12- Propuesta de bancada



3.3 - Selección de material.

El material más utilizado en bancadas y estructuras tubulares en general en aviación, y particularmente en el Piper Brave es el AISI 4130, por lo tanto se decide unificar el material de bancada y fuselaje del avión eligiendo el mismo material.

Para las tomas motor-bancada, estudiadas en detalle más adelante, se selecciona un aluminio aeronáutico 7075-T6, debido a su tenacidad y posibilidades de maquinación, para de esta manera, optimizar una pieza que cumpla de la mejor forma posible las exigencias, y contando con las nuevas tecnologías constructivas ser llevada a cabo, inclusive dentro del país.

Las propiedades de ambos materiales se vuelcan a continuación:

Alloy .....	AISI 4130		AISI 4135		AISI 8630	
Specification [see Tables 2.3.1.0(a) and (b)] .....	AMS 6360 AMS 6373 AMS 6374 MIL-T-6736 MIL-S-18729		AMS 6365 MIL-T-6735		MIL-S-18728	
Form .....	Sheet, strip, plate, and tubing		Tubing		Sheet, strip, and plate	
Condition .....	Normalized and tempered, stress relieved*					
Thickness or diameter, in. ....	≤0.187	>0.187	≤0.187	≤0.187	≤0.187	≤0.187
Basis .....	S	S	S	S	S	S
<b>Mechanical Properties:</b>						
$F_{tu}$ , ksi .....	95	90	100	95	95	90
$F_{ys}$ , ksi .....	75	70	85	80	75	70
$F_{yt}$ , ksi .....	75	70	89	84	75	70
$F_{ms}$ , ksi .....	57	54	60	57	57	54
$F_{br}$ , ksi:						
(e/D = 1.5) .....	...	...	...	...	...	...
(e/D = 2.0) .....	200	190	190	180	200	190
$F_{brt}$ , ksi:						
(e/D = 1.5) .....	...	...	...	...	...	...
(e/D = 2.0) .....	129	120	146	137	129	120
$\epsilon$ , percent .....	See Table 2.3.1.0(d)					
$E$ , $10^3$ ksi .....	29.0					
$E_c$ , $10^3$ ksi .....	29.0					
$G$ , $10^3$ ksi .....	11.0					
$\mu$ .....	0.32					
<b>Physical Properties:</b>						
$\omega$ , lb/in. <sup>3</sup> .....	0.283					
$C$ , $K$ , and $\alpha$ .....	See Figure 2.3.1.0					

Figura 13 - Propiedades mecánicas del acero 4130





Specification .....	AMS 4045 and AMS-QQ-A-250/12																				
	Sheet								Plate												
	T6 and T62 <sup>a</sup>								T651												
Form .....																					
Temper .....																					
Thickness, in. ....	0.008-0.011	0.012-0.039	0.040-0.125	0.126-0.249	0.250-0.499	0.500-1.000	1.001-2.000	2.001-2.500	2.501-3.000	3.001-3.500	3.501-4.000										
Basis .....	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B		
Mechanical Properties:																					
$F_u$ , ksi:																					
L .....	...	76	78	78	80	78	80	77	79	77	79	76	78	75	77	71	73	70	72	66	68
LT .....	74	76	78	78	80	78	80	78	80	78	80	77	79	76	78	72	74	71	73	67	69
ST .....	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	70 <sup>b</sup>	71 <sup>b</sup>	66 <sup>b</sup>	68 <sup>b</sup>	65 <sup>b</sup>	67 <sup>b</sup>	61 <sup>b</sup>	63 <sup>b</sup>
$F_{0.2}$ , ksi:																					
L .....	...	69	72	70	72	71	73	69	71	70	72	69	71	66	68	63	65	60	62	56	58
LT .....	63	67	70	68	70	69	71	67	69	68	70	67	69	64	66	61	63	58	60	54	56
ST .....	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	59 <sup>b</sup>	61 <sup>b</sup>	56 <sup>b</sup>	58 <sup>b</sup>	54 <sup>b</sup>	55 <sup>b</sup>	50 <sup>b</sup>	52 <sup>b</sup>
$F_{0.01}$ , ksi:																					
L .....	...	68	71	69	71	70	72	67	69	68	70	66	68	62	64	58	60	55	57	51	52
LT .....	...	71	74	72	74	73	75	71	73	72	74	71	73	68	70	65	67	61	64	57	59
ST .....	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	67	70	64	66	61	63	57	59
$F_u$ , ksi:																					
L .....	...	46	47	47	48	47	48	43	44	44	45	44	45	44	45	42	43	42	43	39	41
$F_{0.2}$ , ksi:																					
(e/D = 1.5) .....	...	118	121	121	124	121	124	117	120	117	120	116	119	114	117	108	111	107	110	101	104
(e/D = 2.0) .....	...	152	156	156	160	156	160	145	148	145	148	143	147	141	145	134	137	132	135	124	128
$F_{0.01}$ , ksi:																					
(e/D = 1.5) .....	...	100	105	102	105	103	106	97	100	100	103	100	103	98	101	94	97	89	93	84	87
(e/D = 2.0) .....	...	117	122	119	122	121	124	114	118	117	120	117	120	113	117	109	112	104	108	98	103
e, percent (S-basis):																					
LT .....	5	7	...	8	...	8	...	9	...	7	...	6	...	5	...	5	...	5	...	3	...
$E$ , 10 <sup>3</sup> ksi .....	10.3								10.3												
$E_c$ , 10 <sup>3</sup> ksi .....	10.5								10.6												
$G$ , 10 <sup>3</sup> ksi .....	3.9								3.9												
$\mu$ .....	0.33								0.33												
Physical Properties:																					
$\omega$ , lb/in. <sup>3</sup> .....	0.101																				
C, K, and $\alpha$ .....	See Figure 3.7.4.0																				

Figura 14 - Propiedades mecánicas del aluminio 7075

Se resumen a continuación las propiedades utilizadas según cada material:

Material	E [ksi]	Fty [ksi]	Ftu [ksi]
AISI 4130	29000	75	95
AL 7075-T6	10300	69	77

Tabla 10 - Resumen de características mecánicas de material según tipo y espesor

De la figura 13, se obtienen los datos representados en la tabla 10. En el caso del AISI 4130 por su espesor, en este caso menor a 0,187", obtenemos E, Fty y Ftu.

Por otro lado, para el aluminio 7075-T6 se muestran, en la figura 14, dos valores de carga última Ftu y de carga de fluencia Fty (A y B) los cuales se distinguen según la cantidad estadística de ensayos que superan el valor promedio según corresponda. El valor A es alcanzado el 99% de los ensayos y el valor B el 95% de los ensayos.

Por lo citado anteriormente, se utilizan los valores más conservativos (A).



### 3.4 - Corroboración de diseño aplicando cargas externas.

A partir de los valores de carga, se analizó cada uno de los tubos siguiendo la siguiente convención:

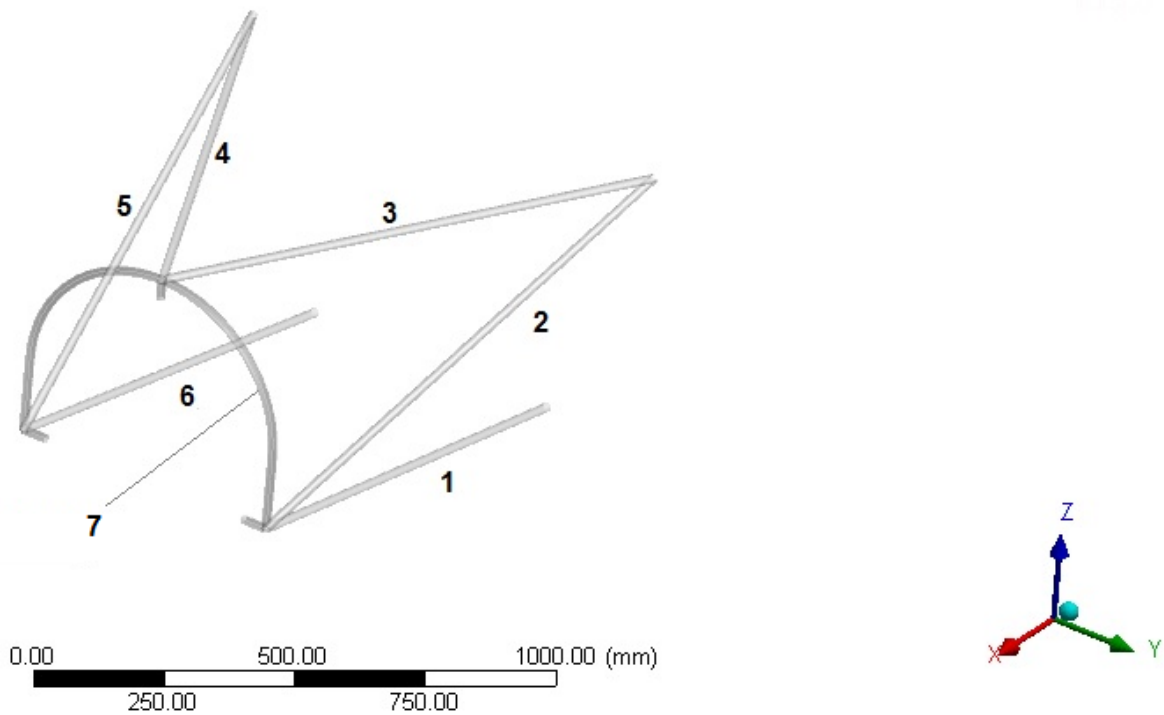


Figura 15 - Convención de tubos de bancada

Se consideró el motor como rígido indeformable, lo que le quita a los puntos de anclaje movimientos relativos entre sí en su plano, además en los soportes de sujeción bancada-parallamas, se considera el sólido sin ningún grado de libertad.



A continuación se detalla el punto donde se aplica la carga y el momento, junto con una tabla de coordenadas y valores.

**Fuerza 1**

Time: 1. s

01/03/2017 08:36 a.m.

Fuerza 1: 33482 N  
Components: 0, 0, -33482 N  
Location: 1225.4, 8.4, 0.7 mm

Details of "Fuerza 1"	
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	3 Vertices
Coordinate System	Global Coordinate System
<input type="checkbox"/> X Coordinate	1225.4 mm
<input type="checkbox"/> Y Coordinate	8.4 mm
<input type="checkbox"/> Z Coordinate	0.7 mm
Location	Click to Change
<b>Definition</b>	
Type	Remote Force
Define By	Components
<input type="checkbox"/> X Component	0. N (ramped)
<input type="checkbox"/> Y Component	0. N (ramped)
<input type="checkbox"/> Z Component	-33482 N (ramped)

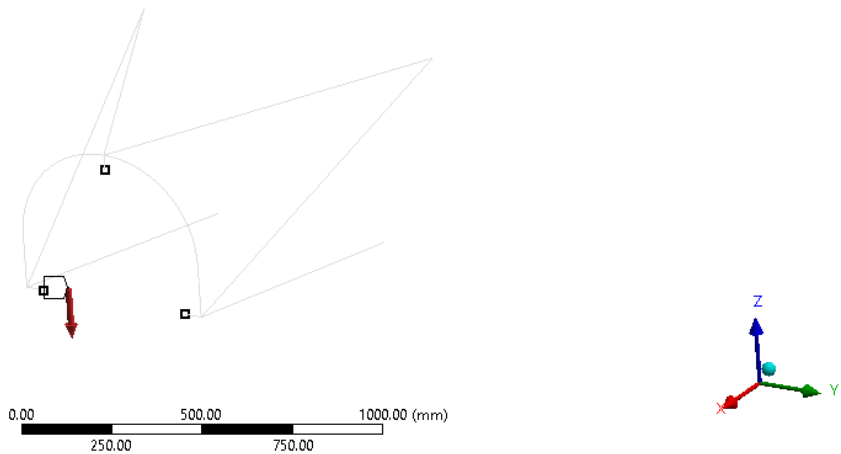


Figura 16 - Detalle de ubicación de carga y momento.

Para el dimensionamiento de los tubos de bancada, se analiza el diámetro y el espesor del tubo siguiendo las medidas comerciales, primeramente a la tracción para luego continuar con un análisis de pandeo.

Para esto se analiza la estructura con el caso de cargas más crítico el cual corresponde al cuarto caso de carga, mencionado en el punto 2.1.9. Esto resulta así, de ejecutar en la estructura cada uno de los casos de carga y observar las solicitaciones de los tubos, buscando dónde existe la más crítica o mayor.

El caso 21, muestra el mayor momento torsor, pero el valor obtenido es despreciable para en análisis.

Tipo de carga	Valor	Caso de carga	Tubo
Máxima tracción [Lb]	4535.52	4	2
Máxima compresión [Lb]	-5260.53	4	1
Máximo flector [Lb-ft]	84.20	4	7
Máximo torsor [Lb-ft]	21.32	21	7

Tabla 11 - Resumen de cargas - cargas críticas



## 3.4.1 - Dimensionamiento a la tracción.

Se propone como tubo comercial general para corroborar las cargas un tubo de AISI 4130 de 5/8 [in] con un espesor de 0.058 [in], con esas dimensiones las propiedades de sección son las siguientes:

De [in]	T [in]
3/4	0.058
Re [in]	Ri [in]
0.375	0.317
I [in <sup>4</sup> ]	A[in <sup>2</sup> ]
0.00760	0.126

Tabla 12 - Propiedades de la sección de los tubos

Donde:

$D_e$  : Diámetro exterior.

T : Espesor.

$R_e$  : Radio exterior.

$R_i$  : Radio interior.

I : Inercia.

A : Área.

Las propiedades del material elegido son las siguientes:

$\sigma_{tu}$ AISI 4130 [ksi]	$\sigma_{ty}$ AISI 4130 [ksi]
95	75

Tabla 13 - Resistencia del material seleccionado para los tubos

Luego, la corroboración del tubo elegido se realiza siguiendo la siguiente fórmula:

$$\sigma = \frac{P}{A} - \left( \frac{Mz \times I_y - My \times I_{yz}}{I_y \times I_z - I_{yz}^2} \right) \times y + \left( \frac{My \times I_z + Mz \times I_{yz}}{I_y \times I_z - I_{yz}^2} \right) \times z - \alpha \times \Delta T$$



Con la siguiente convención de signos:

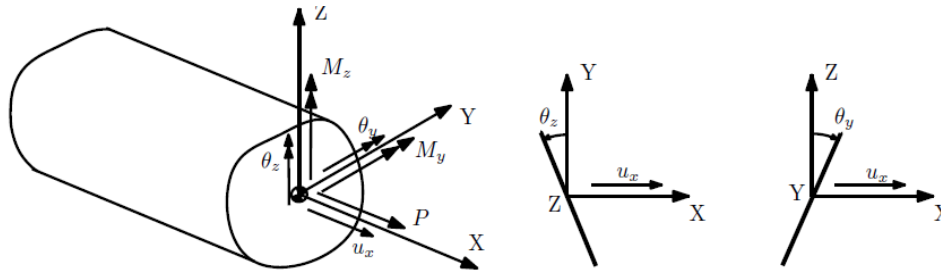


Figura 17 - Convención de signos

La fórmula utilizada, aplicada para un tubo con las propiedades de sección definidas anteriormente, queda definida de la siguiente forma:

$$\sigma = \frac{P}{A} + \frac{My}{Iy} \times z$$

Donde:

$\sigma$  : Tensión actuante.

P : Carga aplicada.

A : Área de la sección.

My : Momento en el eje y.

Iy : Inercia respecto al eje y.

z : Distancia de la fibra con respecto al eje de referencia elegido

Al definir las fórmulas, las propiedades de la sección y el material, se procede a analizar cada tubo del caso de carga más crítico para cada uno de los tubos de la bancada, para de esta forma descartar la falla en los demás casos de carga.

Se obtienen los siguientes resultados a carga última:

Tubo	Carga máxima (P) [Lb]	Momento flector [Lb-ft]	$\sigma$ [Ksi]	Cumple con requisito	M.S.
1	-5260.53	14.28	-33.29	Verificar pandeo	Verificar pandeo
2	4535.52	4.90	38.90	SI	1.44
3	717.01	18.41	16.60	SI	4.72
4	1703.76	16.98	23.58	SI	3.03
5	2238.92	8.83	23.00	SI	3.13
6	-3167.56	19.66	-13.49	Verificar pandeo	Verificar pandeo
7	-191.25	84.20	48.37	SI	0.96

Tabla 14- Tensiones debido a carga última – caso de carga 4



Se puede verificar que ningún tubo falla a carga última cumpliendo el requisito del diseño de bancada, es decir, la bancada no superará la tensión de rotura a carga última.

Se debe verificar también, que a carga límite no se supere el límite de fluencia, dicha verificación se muestra en la siguiente tabla:

Tubo	Carga máxima (P) [Lb]	Momento flector [Lb-Ft]	$\sigma$ [Ksi]	Cumple con requisito	M.S.
1	-3462.28	7.36	-19.02	Verificar pandeo	Verificar pandeo
2	3082.13	3.50	26.54	SI	1.83
3	221.35	10.96	8.25	SI	8.09
4	1182.20	9.56	15.05	SI	3.98
5	845.71	6.28	10.43	SI	6.19
6	-1424.21	12.55	-3.87	Verificar pandeo	Verificar pandeo
7	-120.62	55.98	32.21	SI	1.33

Tabla 15 - Tensiones debido a carga límite – caso de carga 4

Se observa que no solamente se cumple con los requisitos de diseño, sino que además los márgenes de seguridad son muy superiores a 0, esto asegura que la bancada no fallará bajo el caso de carga más crítico y por supuesto, tampoco lo hará con los demás casos de carga.

Debido a que los márgenes de seguridad son altos, se concluye que el conjunto tiene un excedente de material, el cual puede ser optimizado llevando estos márgenes a valores más eficientes y disminuir su peso total. Esto no se realizó, ya que se observa que el peso final de la pieza analizada en el conjunto de la planta motriz, es aún menor que en la aeronave original, concluyendo que el peso excedente es despreciable.

#### 3.4.2 - Dimensionamiento a la compresión (pandeo).

Se debe comprobar que los tubos sometidos a compresión, flexión y torsión, no sufran pandeo aplicando la carga última, para esto primeramente se detallan los tubos que sufren compresión, y se definen las demás cargas aplicadas en los mismos, los valores corresponden al caso de carga 4, el cual es el más crítico:

Tubo	Carga máx (P) [lb]	Momento flector ( $M_f$ ) [Lb-Ft]	Momento Torsor ( $M_t$ ) [Lb-Ft]
1	-5260.32	14.28	3.19
6	-3167.43	19.66	-2.96

Tabla 16 - Tubos a compresión (análisis pandeo)

Para un primer análisis, se calculará el margen de seguridad teniendo en cuenta solo las cargas de compresión, ya que el momento flector en ambos tubos es relativamente pequeño y el momento torsor es despreciable, si los márgenes de seguridad son positivos, se analizará la respuesta del tubo teniendo en



cuenta las cargas combinadas (carga axial y momento flector). Se muestra a continuación las características de sección y de columna de los tubos a analizar:

Características de la sección:

De [in]	T [in]	$\rho$ [in]	I [in <sup>4</sup> ]	A [in <sup>2</sup> ]
3/4	0.058	0.245	0.0076	0.126

Tabla 17 - Características de la sección

Donde:

$\rho$  : radio de giro.

Luego, se debe calcular el coeficiente “c” que determina el grado de rigidez del extremo de la columna, al ser ambos extremos con tubos soldados, se debe realizar un cálculo teniendo en cuenta las propiedades de los tubos que convergen en cada nodo extremo del tubo a analizar.

Para este cálculo, se utiliza el gráfico de la referencia 1 como se muestra a continuación:

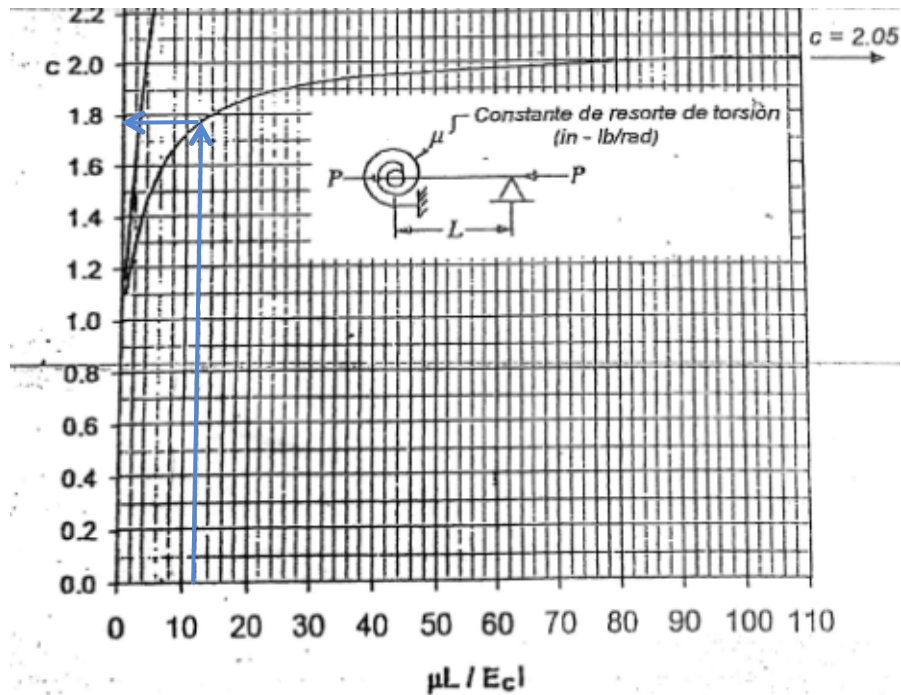


Figura 18 - Constante de resorte de torsión (c)



Utilizando los siguientes datos del tubo y del material:

Determinación de c			
E[psi]	Tubos	L [in]	4EI/L [lb-pulg/rad]
29.000.000	5	42.84	20580.37
29.000.000	7	17.49	50400.20
Sumatoria			70980.56

Tabla 18 - Determinación de "c"

Donde:

E: Módulo de elasticidad del material.

L: Largo del elemento.

I: Inercia.

Y utilizando la fórmula:

$$\sum \frac{4EI}{L} = \mu = 70980.56$$

Se determina:

$\mu L/EI$	c (determinado por figura)
12.57	1.8

Tabla 19 - Determinación de "c"

Características de la columna:

Tubo	L[in]	c	L'/ $\rho$
1	39.045	1.8	118.53
6	39.045	1.8	118.53

Tabla 20 - Características de la columna

NOTA: se trabaja en esta sección con unidades inglesas ya que los libros y tablas utilizan este sistema, y resulta más práctico para trabajar directamente, en lugar de tener que hacer conversión de unidades.





Calculado el coeficiente de rigidez del extremo del tubo, se analiza finalmente la carga que puede soportar el tubo sin pandear, siguiendo la fórmula:

$$P_c = \frac{c * \pi^2 * E * I}{L^2}$$

Tubo	Carga aplicada (P) [lb]	Pc [lb]	MS [-]
1	-5260.32	-2568.55	-0.51
6	-3167.43		-0.19

Tabla 21 - Cargas que soportan los tubos sin fallar (M.S) – carga última

Donde:

Pc : Carga límite de pandeo.

P : Carga aplicada.

E : Módulo de elasticidad del material.

I : Inercia de la sección.

L : Largo del elemento.

MS : Margen de seguridad

Como se observa, los tubos 1 y 6 sufren pandeo como columna tan solo analizando la carga de compresión a la que están sometidos, se debe buscar una solución a este problema, se decide agregar tubos a la mitad del largo de la columna, sujetos con abrazaderas para así evitar los problemas de la soldadura. Se detallará el cambio de diseño general con un gráfico a continuación:

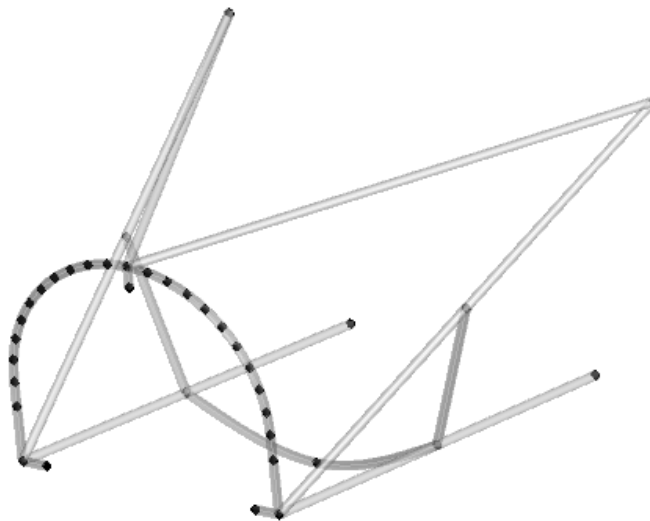


Figura 19 - Modificación de estructura de bancada



El modelo mostrado es un modelo simplificado, los detalles de la sujeción de los tubos son mostrados a continuación:

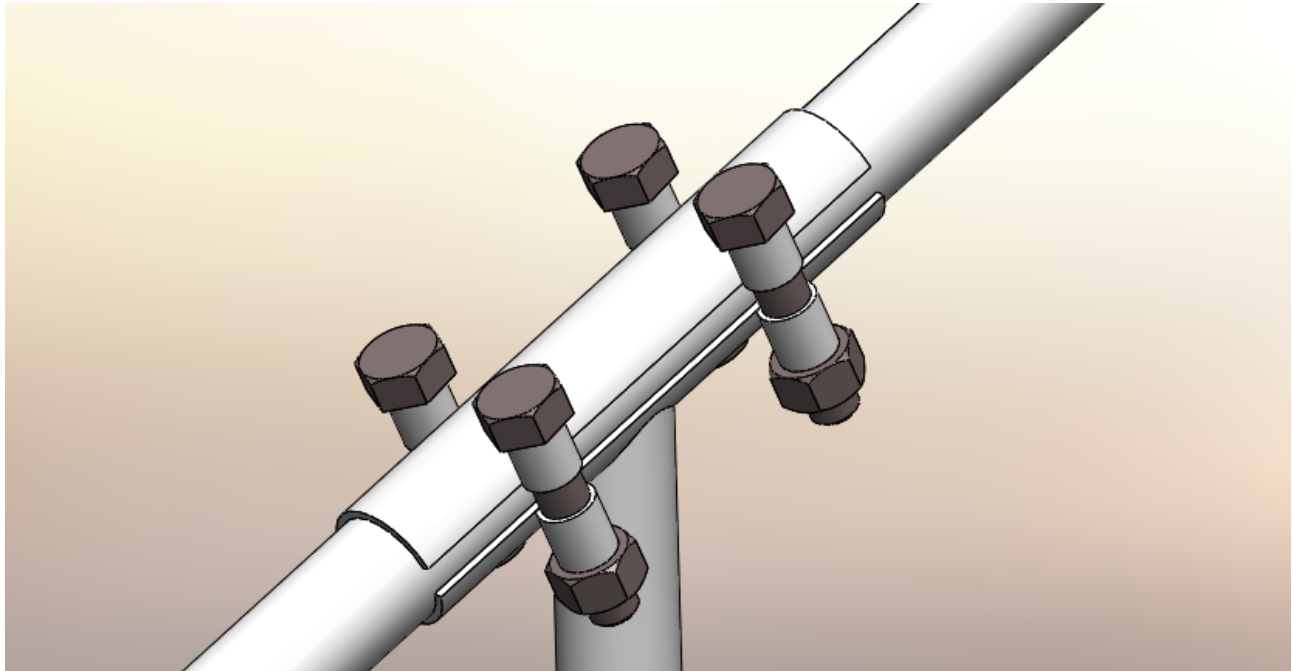


Figura 20 - Detalle sujeción tubos suplementarios

Al contar con los tubos de refuerzo, se rehizo el cálculo del pandeo de los tubos 1 y 6, esta vez, teniendo en cuenta un  $c=4$  (éste valor es según referencia 1, cuando tenemos una sujeción a la mitad de la longitud), de esta manera, recalculando los valores de los M.S., se obtiene:

Tubo	Carga aplicada (P) [lb]	Pc [lb]	MS [-]
1	-5260.32	-5707.89	0.09
6	-3167.43		0.80

Tabla 22- M.S. y cargas luego de modificación – carga última

Se verifica que los márgenes de seguridad son positivos, teniendo en cuenta la carga axial de compresión únicamente, de manera tal que se debe hacer la corroboración con cargas combinadas de compresión y momento flector.



Para ello se recurre a las fórmulas propuestas por el Bruhn siguientes:

$$Fb = M * \frac{I}{y} \rightarrow M = Fb * \frac{y}{I}$$

$$Rb = \frac{M}{M_{max}}, Rc = \frac{P}{Pc}$$

$$M.S. = \frac{1}{Rb + Rc} - 1$$

Donde:

Fb : Tensión aplicada en el elemento.

Rb : Relación entre momento aplicado y momento máximo.

Rc : Relación entre carga aplicada y carga máxima.

M.S. : Margén de seguridad.

Y al siguiente gráfico:

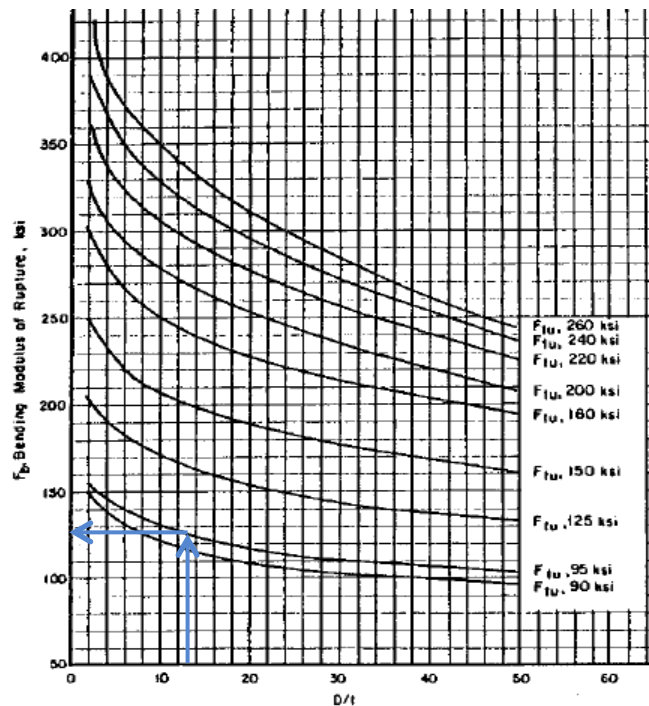


Fig. **Figura 21- Momento flector tubos** ling.



Se obtienen los siguientes resultados:

fb [psi]	Momento flector max [lb-in]	Momento flector max [lb-ft]		
125000	2533.52	211.12		
Tubo	Momento flector [Lb-ft]	Rb	Rc	M.S. (esfuerzo combinado)
1	14.28	0.07	0.92	0.01
6	19.66	0.09	0.55	0.54

Tabla 23- M.S. cargas combinadas – carga última

Se muestra que, a pesar de ser los M.S. ambos positivos, el margen de seguridad del tubo 1 es bajo, por esta razón se corrobora todo el cálculo con un modelo de elementos finitos, el cual arroja los siguientes resultados para el caso de carga #4 bajo carga última:

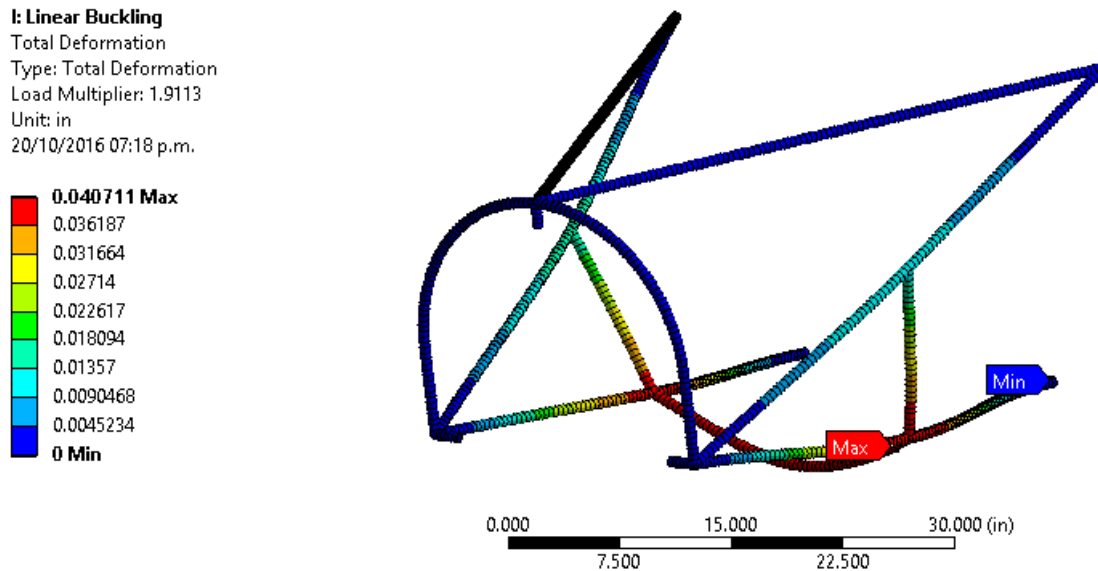


Figura 22 - Pandeo mediante elementos finitos

Se puede observar que la diferencia del cálculo manual con respecto al cálculo de elementos finitos es considerablemente grande, por lo cual se decide corroborar si al nivel de cargas que devuelve ANSYS, el tubo no supera la plasticidad, si esto sucediera no se puede confiar en la respuesta del programa ya que no tiene en cuenta plasticidad para esta clase de problemas de pandeo.

A continuación se muestra la figura con las tensiones con las que se carga el elemento al aplicar a la estructura un 90% mas de carga según indica el multiplicador de carga de ANSYS:

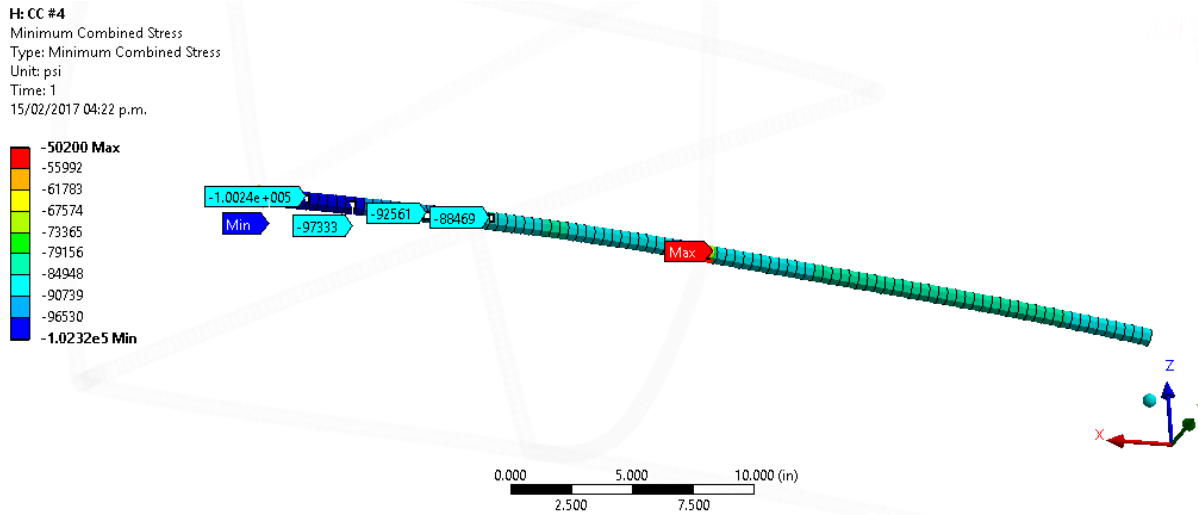


Figura 23 - Nivel de tensión a carga última multiplicada por un factor de 1,9

Teniendo en cuenta que para el SAE 4130 la tensión de plasticidad en compresión ( $F_{cy}$ ) es de 75 [ksi], y como se puede ver en la figura 15, existen zonas donde las tensiones se elevan hasta 100 [ksi], se concluye que el estudio de pandeo utilizando elementos finitos, en este caso, no es fiable.

Aún así, los márgenes de seguridad calculados manualmente son positivos, y considerando que el coeficiente de seguridad utilizado es de  $J=1,725$ , se puede aseverar que la estructura no fallará por pandeo a carga última, cumpliendo con el requisito de diseño correspondiente.

### 3.4.3 - Diseño y corroboración de tomas bancada motor y bancada para-llama.

Luego de las verificaciones correspondientes al diseño general de la bancada, se deben de corroborar las tomas como sub-modelados detallados.

Dentro de los diseños realizados, se incluye las tomas de unión bancada-motor, y las tomas de sujeción bancada-parallamas, a continuación se muestran los modelos detallados de bancada y tomas:

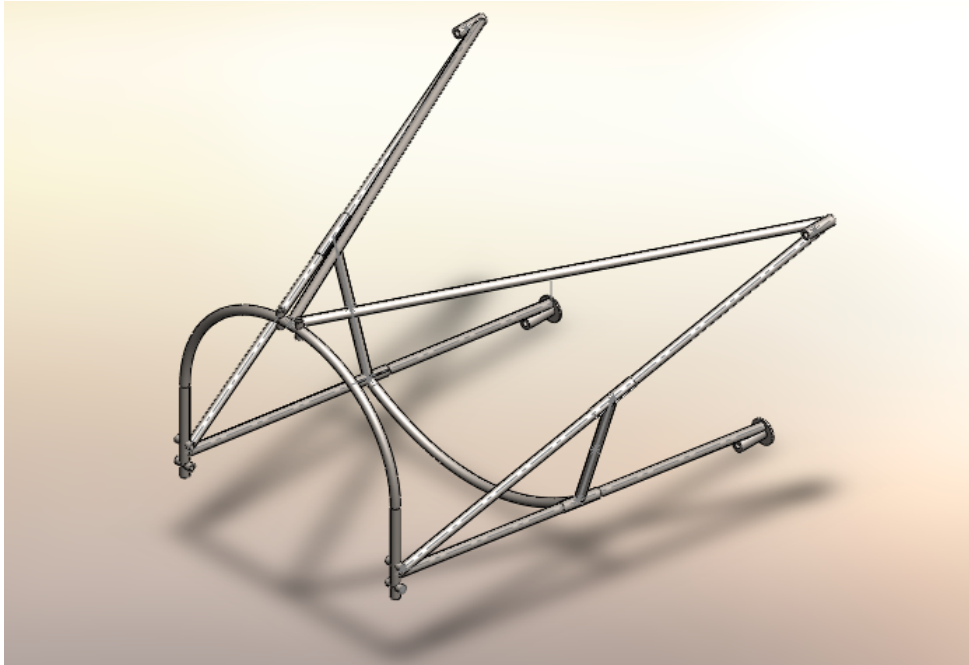


Figura 24- Modelo detallado de bancada

Las piezas deben de cumplir con los requerimientos de bancada al igual que cualquier pieza de la misma, para que esto se cumpla, se busca las piezas o zonas más comprometidas de la bancada y se utilizan como base de diseño, es decir, si estas piezas cumplen con los requerimientos, las demás piezas o zonas de bancada cumplirán ya que están sometidas a cargas menores.



Las zonas más comprometidas según las cargas en cada tubo se indican a continuación:

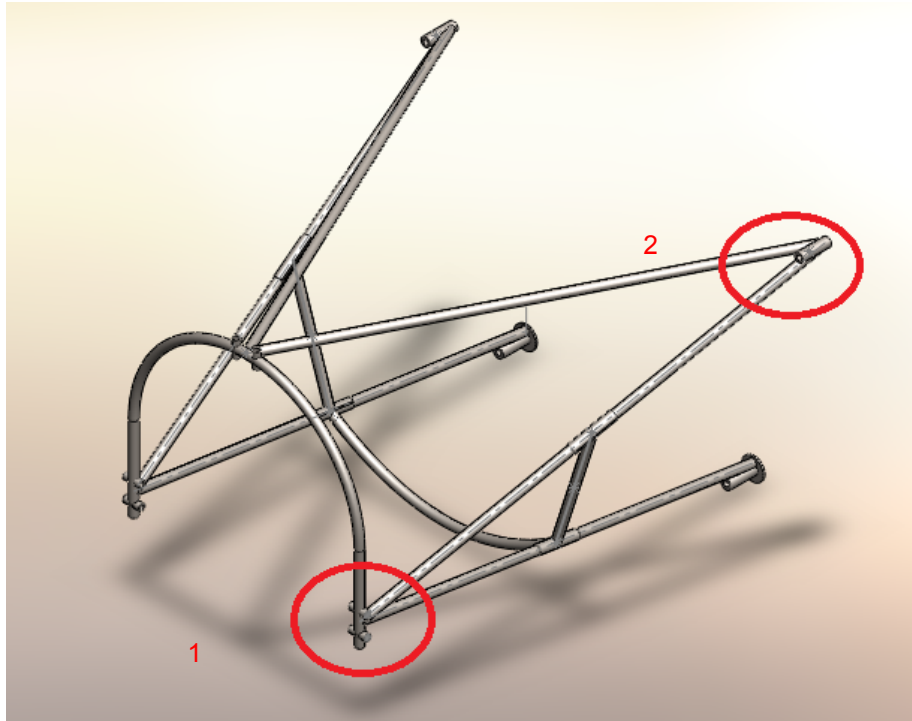


Figura 25 - Zonas mas comprometidas

Se muestran a continuación los detalles de las zonas 1 y 2 las cuales son las más comprometidas en la estructura:

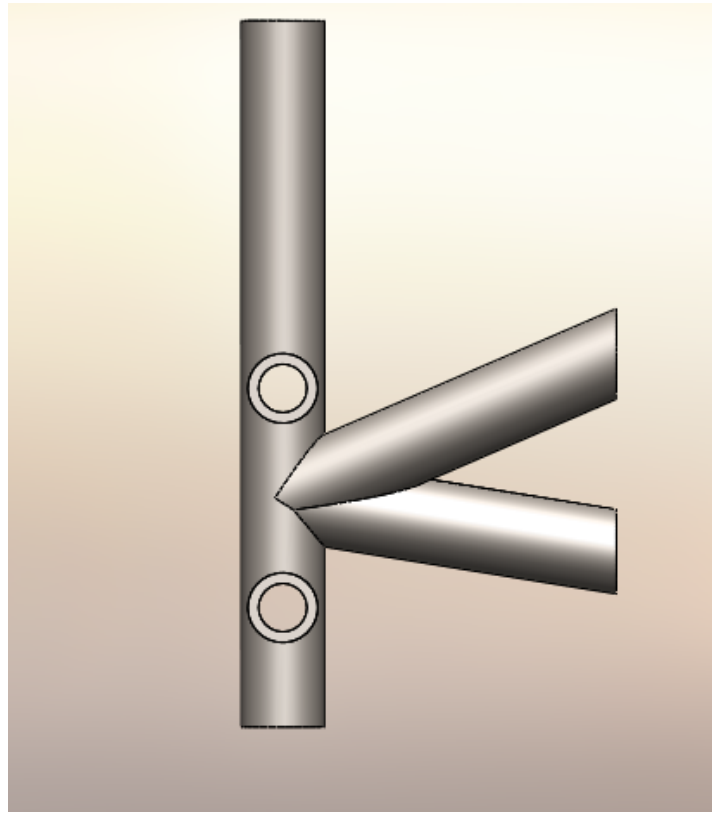


Figura 26 - Detalle bancada toma motor (detalle 1 figura 17)

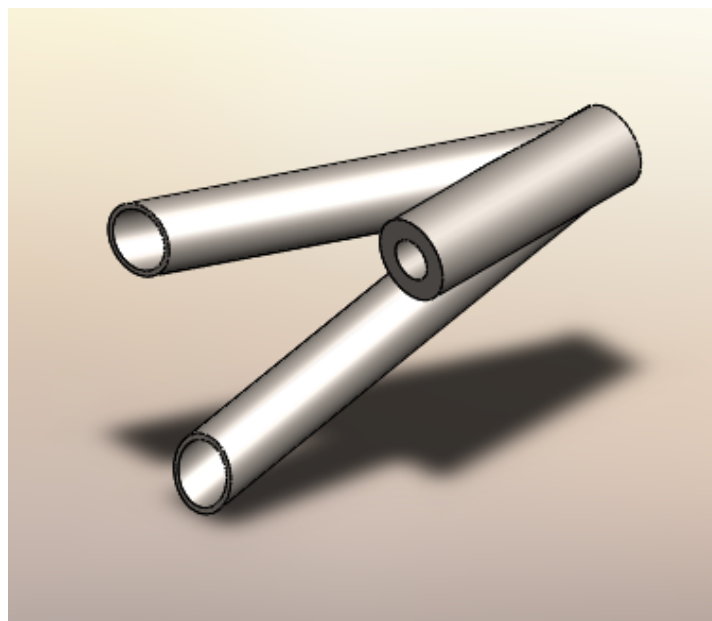


Figura 27 - Detalle bancada toma superior izquierda para-llamas (detalle 2 figura 17)



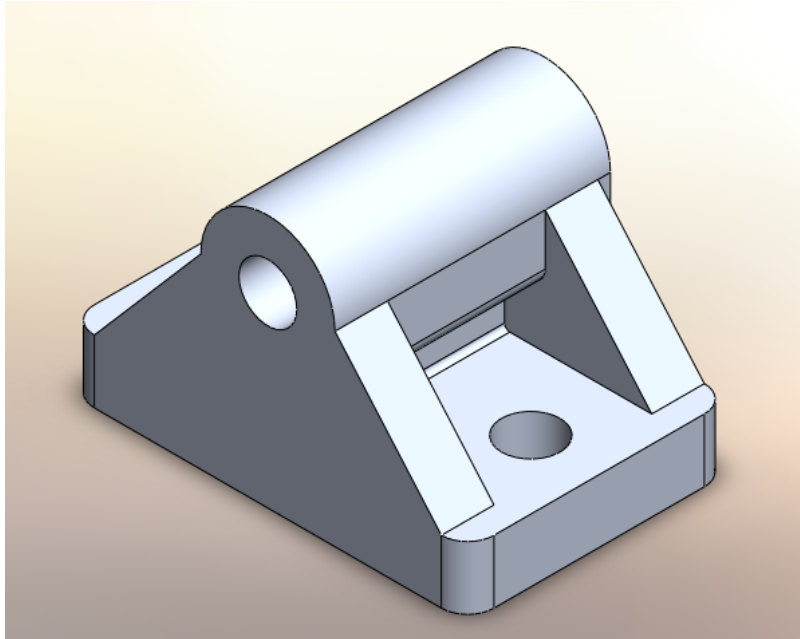


Figura 28 - Toma lateral motor

El sub-modelado se realizó a cada pieza por separado, aplicando las cargas resultantes en cada tubo, buscando márgenes de seguridad y tensiones para asegurar los criterios de diseño.

Primeramente se utilizó un modelo de elementos finitos para ensayar el conjunto unión bancada motor, compuesto por los tubos que confluyen al nodo, los bulones que sujetan la toma de aluminio 7075 y la sujeción del motor, en la imagen superior, es el detalle 1.

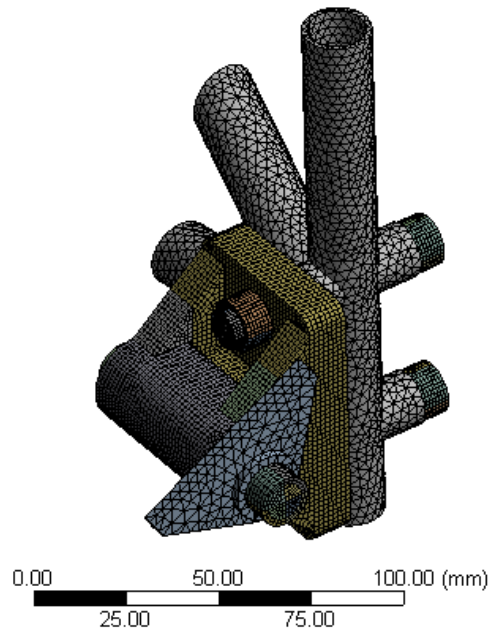
Seguidamente se realizó un segundo modelo de elementos finitos para corroborar el diseño de la unión bancada para-llamas, utilizando las mismas técnicas de elementos finitos, en la figura se identifica como el detalle 2.

Cabe destacar que los modelos mostrados son simplificaciones para evitar errores en el programa de cálculo, por lo que para la construcción, que para la toma de aluminio se utilizará tecnología CNC, se debe especificar radios de empalme en todos los casos.



### 3.4.4 - Sub modelado conjunto unión bancada motor

El modelo, junto con su mallado, es el siguiente:



**Figura 29 – Sub-modelado toma motor izquierda**

Para la modelación de la pieza se aplicó un soporte fijo en la pieza de sujeción del motor, esto quiere decir que la pieza quedará fija en las ecuaciones.

Para simular el fenómeno, se aplican las cargas en los tubos, así, junto con la sujeción del soporte fijo, se simula el estado de cargas del conjunto, y se obtienen las tensiones junto con los márgenes de seguridad.

Se aclara que para el modelo se tiene en cuenta las pre-cargas de los bulones (cargas de ajuste), que representan el 60% de la carga de rotura del bulón.



Es de interés en este tipo de modelaciones tener información sobre cantidad de elementos del mallado y calidad de los mismos, esta información se adjunta a continuación:

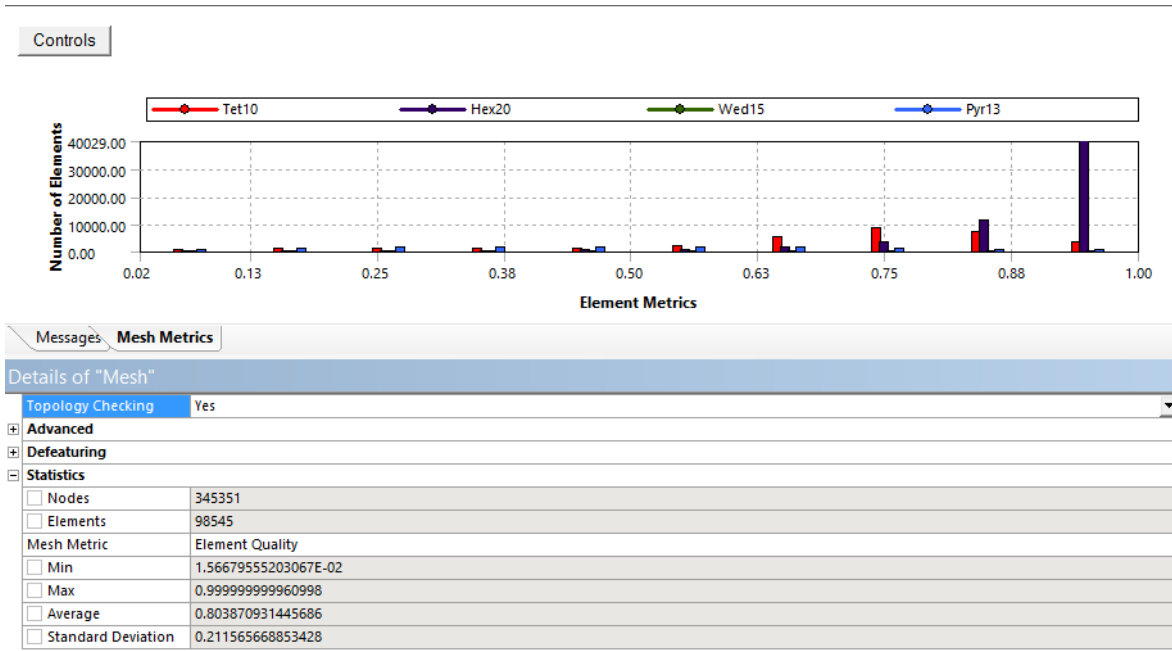


Figura 30 - Información de mallado

Para interpretar el gráfico de barras superior se sabe que el programa pondera la calidad de los elementos en el rango de [0,1], se puede observar que la mayor cantidad de elementos es de excelente calidad, por lo que la confiabilidad en el modelo aumenta.

La cantidad de nodos y de elementos se ve en la tabla inferior, se observa que el modelo cuenta con 98545 elementos y 345351 nodos, que para un modelo mecánico de este tipo, es un número de elementos suficiente para brindar resultados confiables sin tanta inversión en tiempo de cálculo.



Los resultados se separaron en dos, los resultados obtenidos de los tubos, y los resultados obtenidos de la toma de aluminio:

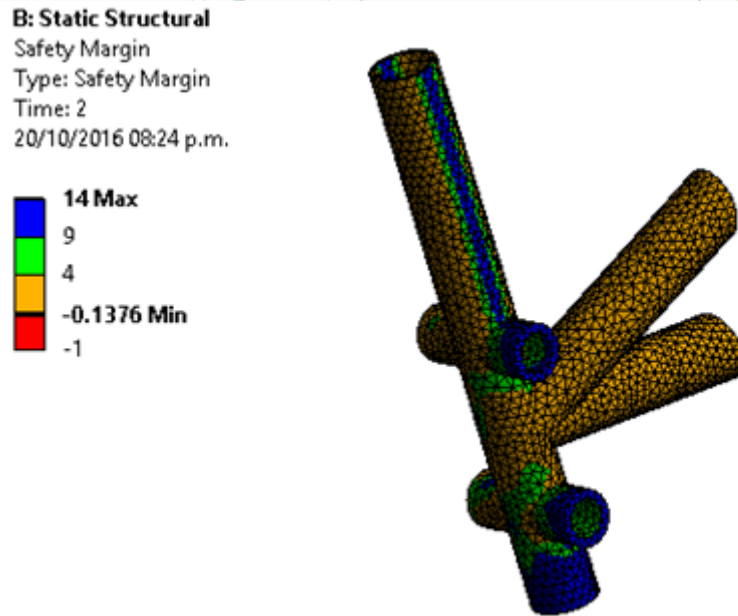


Figura 31 - Margen de seguridad de tubos vista numero 1 – carga última

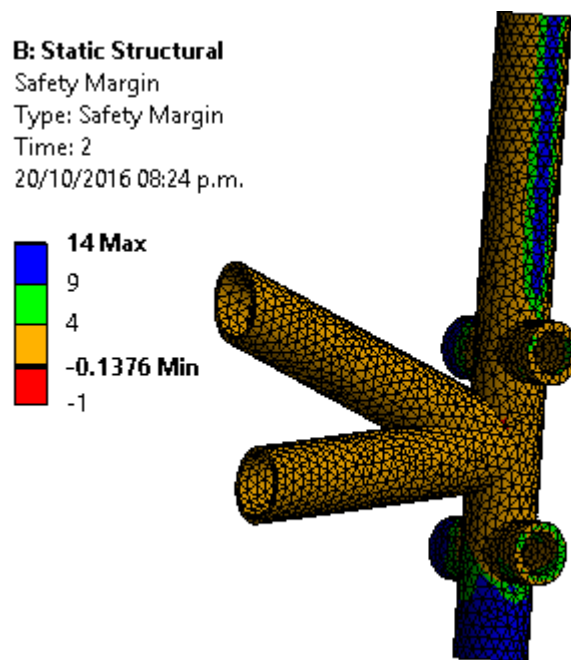
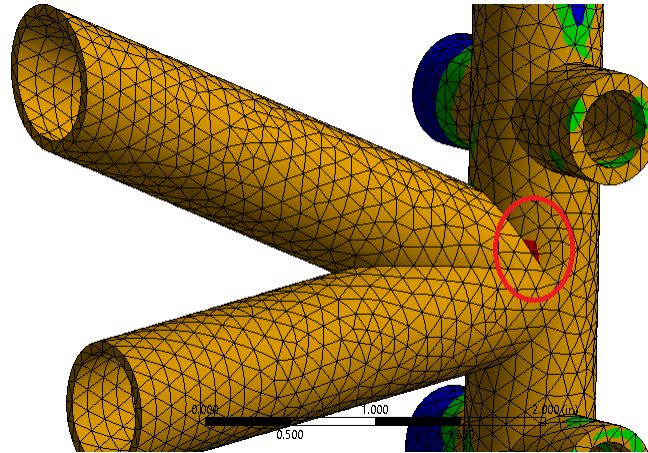


Figura 32 - Margen de seguridad tubos vista numero 2 – carga última



**B: Static Structural**  
Safety Margin  
Type: Safety Margin  
Time: 2  
14/02/2017 03:57 p.m.

**14 Max**  
9  
4  
**-0.13838 Min**  
-1



**Figura 33 - Detalle zona de singularidad**

Se observa en los resultados arrojados por el programa, que los márgenes de seguridad son altos en los tubos, esto concuerda con los cálculos generales realizados de manera analítica.

Sin embargo, la pequeña zona roja que se observa en la imagen, se debe a una singularidad del modelo, por lo tanto, se concluye que no compromete la integridad de la pieza.



### 3.4.5 - Análisis de toma bancada motor (aluminio 7075-T6)

Los resultados de la toma de aluminio se presentan a continuación:

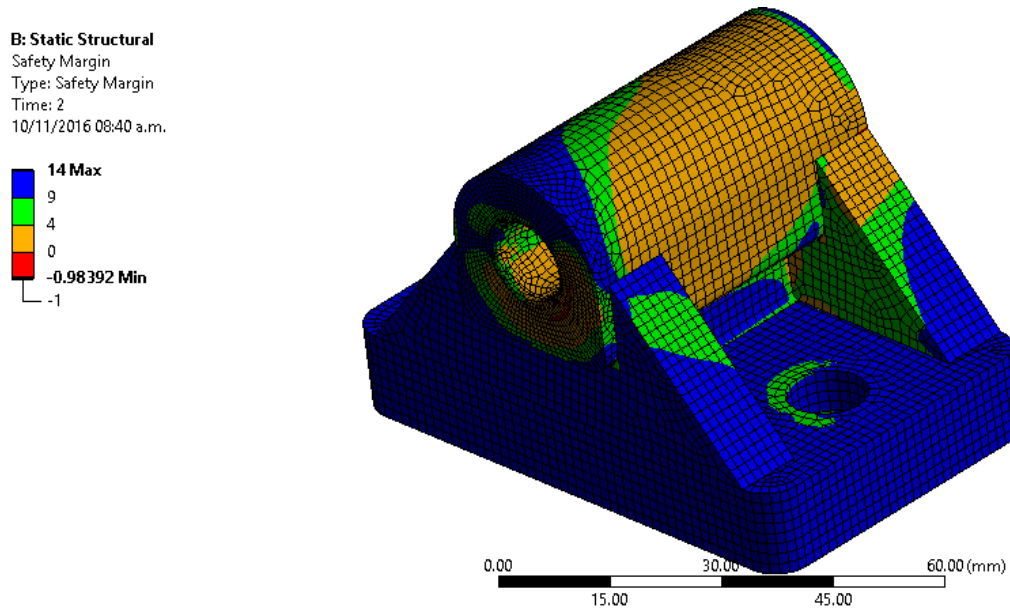


Figura 34 - Margen de seguridad toma motor vista numero 1

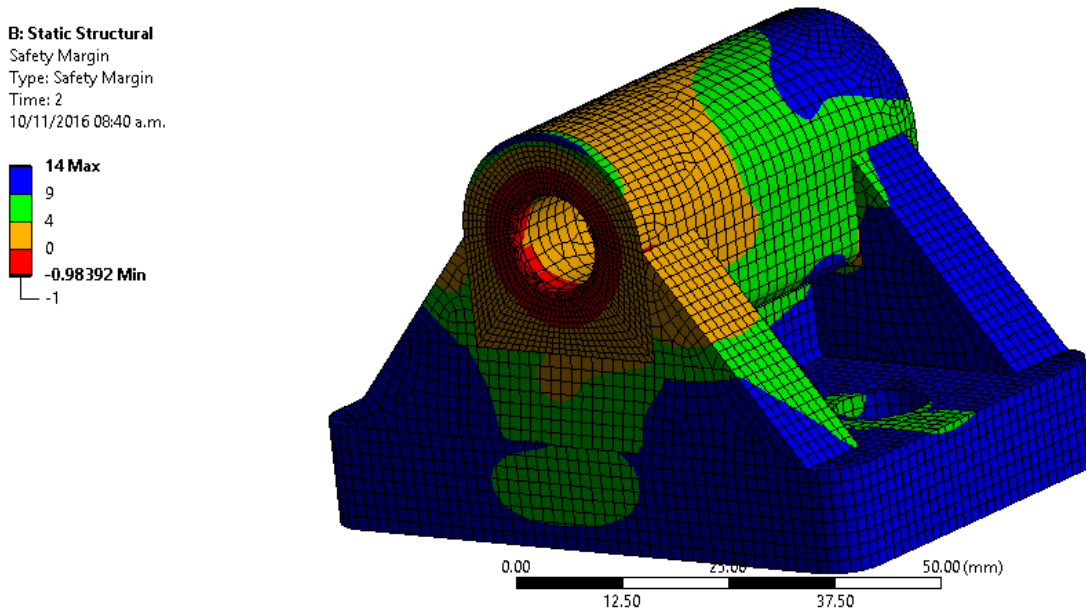


Figura 35 - Margen de seguridad toma motor vista numero 2

Se observa que en los resultados hay zonas rojas, lo que nos estaría diciendo a priori que hay zonas comprometidas, pero este debe analizarse de acuerdo al modelo con el cual se cuenta:

En la parte trasera de la pieza, la cual muestra una zona redondeada donde los márgenes de seguridad decaen debajo de cero, se debe de analizar el gradiente de tensiones para concluir si es un problema estructural de la pieza en si, o si se trata de un problema con el modelo. Los modelados con métodos numéricos tienen puntos de incertidumbre debido a que no es posible modelar matemáticamente con exactitud analítica en estos tipos de soluciones. Dicho esto se analiza el gradiente de tensiones en ese sector:

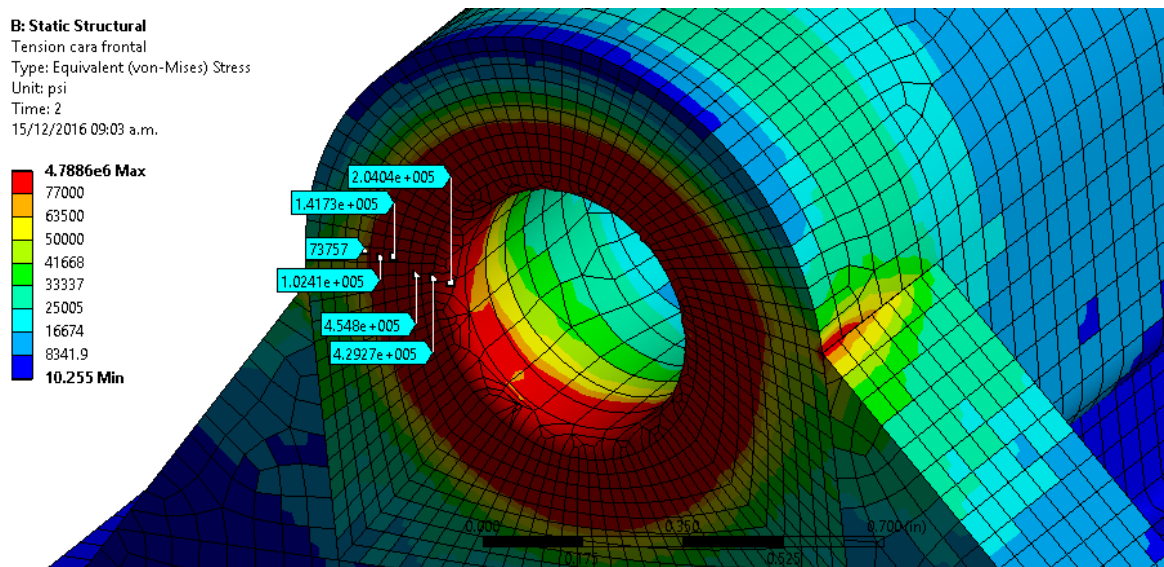


Figura 36 - Análisis del gradiente de la toma

Como se puede ver, en pocos milímetros, la tensión se cuadruplica, este fenómeno no es natural en las piezas mecánicas, observando las zonas colindantes se distingue que las tensiones son bajas en general, para este caso se concluye que, la zona en rojo se desestima, se le atribuye este resultado al modelo en sí, que en esa superficie fue configurado con un contacto “bonded” (en inglés, pegado) por lo que no deja libres desplazamientos ni rotaciones, elevando las tensiones ante cualquier posible desplazamiento de las piezas en contacto.

También se debe analizar la zona en rojo expuesta en la imagen siguiente:

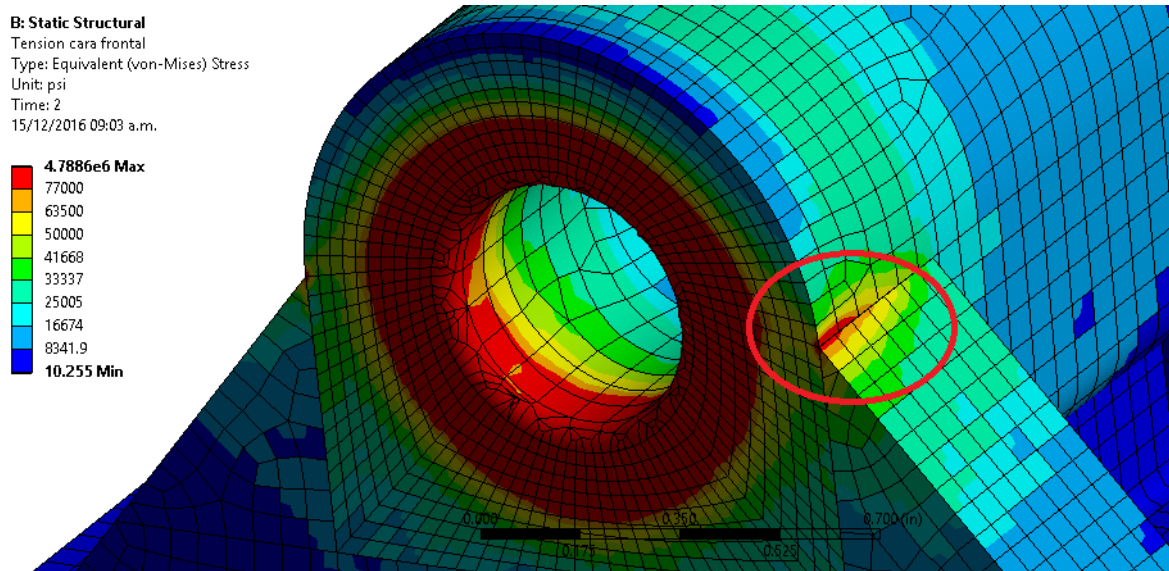


Figura 37 - Zona de tensión alta en el nervio

Para casos como estos, el motivo la gran mayoría de las veces, es que las tensiones se ven aumentadas por falta de radios en el modelo que suavicen las tensiones. Se sabe que los bordes filosos son concentradores de tensiones, normalmente en piezas mecánicas se utilizan radios de empalme.

No vale la pena aumentar el nivel de detalle en el modelo ya que lo que se busca es un nivel de tensiones general y de antemano se espera que ocurran estos fenómenos en los bordes filosos de la pieza; por lo que la zona en rojo se desestima y se mira unos milímetros distantes a la misma.



En la parte frontal de la pieza, se encuentran unas pequeñas líneas rojas, el detalle a continuación:

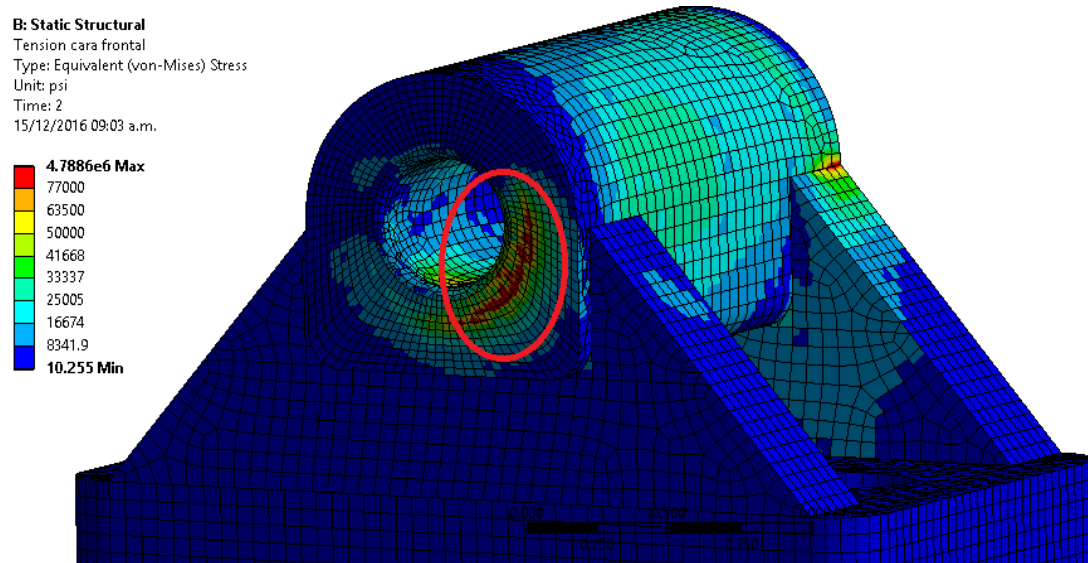


Figura 38 - Zonas de tensión alta en bordes de elementos

En este caso, el rojo se encuentra en una línea de borde de elementos, para estos modelos, cuando las zonas abarcan pocos elementos (en este caso, no involucran en ningún caso un elemento completo), se atribuye a errores generales del modelo, se suele mirar alrededor para determinar la congruencia, se observa que las zonas aledañas son de bajísimas tensiones, por lo que las partes rojas que llaman la atención, también son desestimadas.

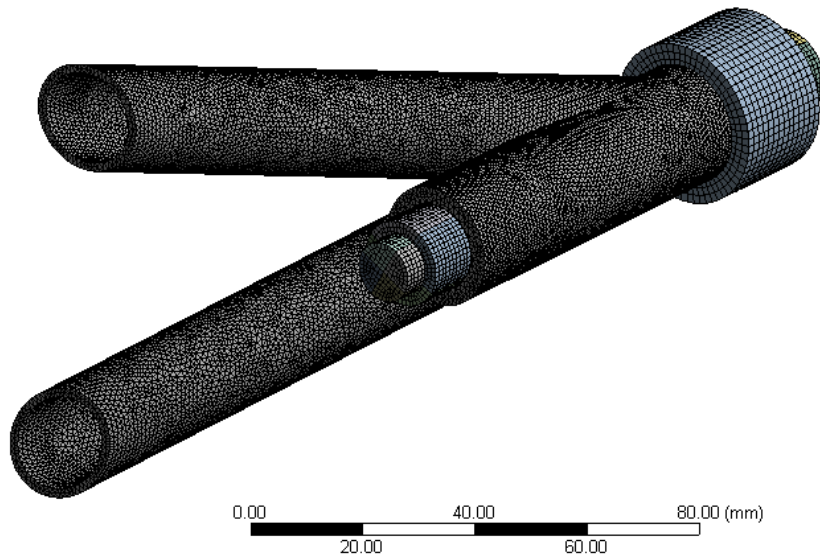
A modo de conclusión, se puede ver que en la pieza domina el color azul, sinónimo de bajas tensiones, por lo que para el caso la pieza cumple con el requerimiento, hasta incluso se podría continuar con un análisis de optimización de peso y material, se decide no realizar este análisis ya que el peso no es problema debido a la reducción peso en el motor, y es preferible obtener una pieza robusta que soporte con buen margen las tensiones y esto también, indirectamente, influye en un aumento de vida útil debido a la fatiga.



### 3.4.6 - Análisis de la unión bancada para-llamas.

Se debe analizar también la unión bancada para-llamas que es otra de las uniones muy solicitadas en la estructura de la bancada; para esto, se realizó un segundo sub-modelado analizando el las cargas y tensiones mediante el método de elementos finitos, dicho sub-modelado corresponde a la zona 2 de la figura **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**

El sub-modelado se muestra a continuación:



**Figura 39 - Sub-modelado toma bancada para-llamas**



Como se mostró anteriormente, se incluye los datos del mallado:

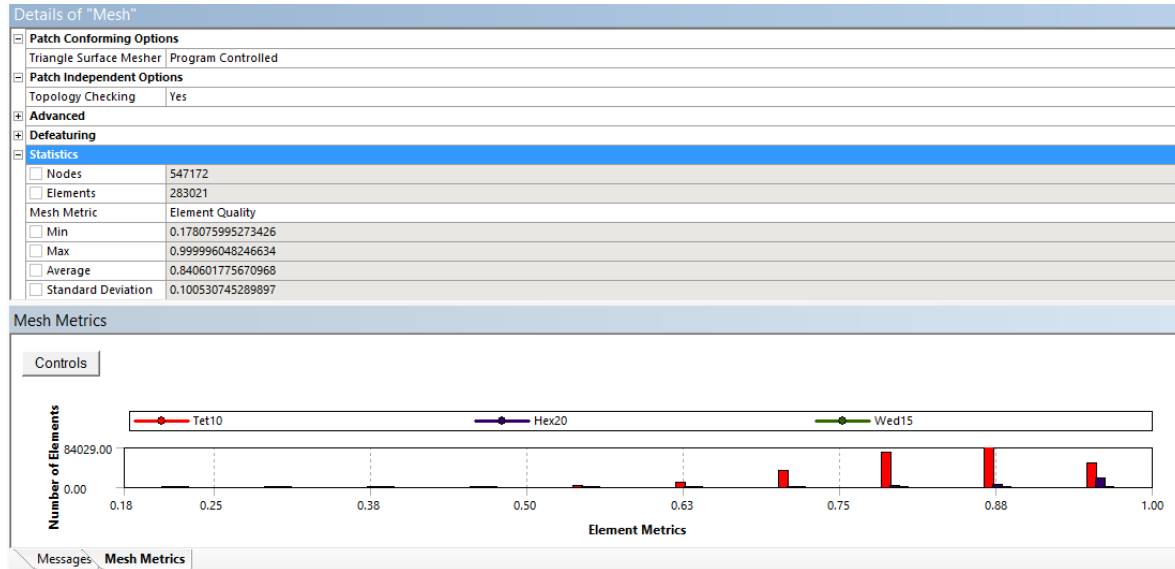


Figura 40 - información del mallado

Se puede observar que la calidad de la malla es en general muy buena, dominando los elementos de buena calidad (0.88 y 1.00) sobre el total de elementos, para este modelo el total de elementos es de 283021, mayormente tetraedros de diez nodos, para el tamaño del modelo, es un número importante de elementos, mejorando la precisión de los resultados.

Se muestran a continuación los resultados que nos devuelve el programa:

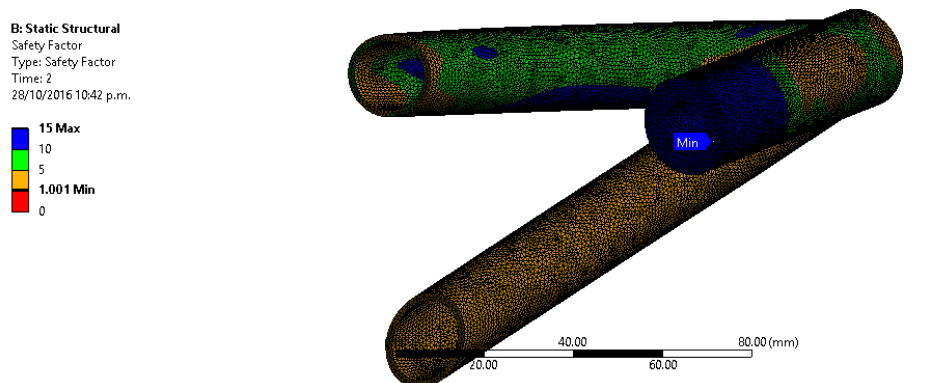


Figura 41 - M.S. unión bancada para-llama



Se puede observar que en este sub-modelado, los márgenes de seguridad son muy altos, ninguno menor a 1, por lo que no se presentan zonas de compromiso según las cargas últimas analizadas.

Debido a este resultado, no se analiza la respuesta del modelo a carga límite, se considera que dará resultados aún más favorables como resultado ser en el primer sub-modelado, de esta manera se ahorra tiempo en el caudal de cálculos.

### 3.5 - Selección de elementos unión bancada – fuselaje.

Este punto del trabajo se lo considera como una corroboración de que las uniones bancada-fuselaje son suficientemente resistentes para las cargas a la que estarán sometidas, considerando que para utilizar bulones de mayor diámetro es necesario modificar el fuselaje del avión, acción que se debe evitar para evitar un análisis mucho más profundo del que se hizo hasta ahora en la estructura del avión, desde el paravala hacia atrás.

De nuevo, se selecciona la unión más crítica y se corrobora la resistencia de los bulones con esa unión, se trata de la misma unión analizada en la Figura 25.

NOTA: Se debe tener en cuenta que para la tracción hay que sumar la pre-tensión que tienen los bulones por el ajuste de por sí, las cargas en los bulones se detallan en la tabla siguiente:

Tubo	$\alpha$ [°]	Sen ( $\alpha$ ) (corte)	Cos ( $\alpha$ ) (tracción)	Carga (sobre el tubo) [Lb]	Corte sobre el bulon [Lb]	Tracción sobre el bulón [Lb]
2	25.23	0.43	0.90	4535.52	1933.28	4102.85
3	25.50	0.43	0.90	717.01	308.68	647.16
Pre-tensión						8160.00
Sumatorias					2241.96	12910.01

Tabla 24 - Tracción y corte en bulones



Luego, se utiliza la figura de la referencia 1, para determinar los márgenes de seguridad de los bulones:

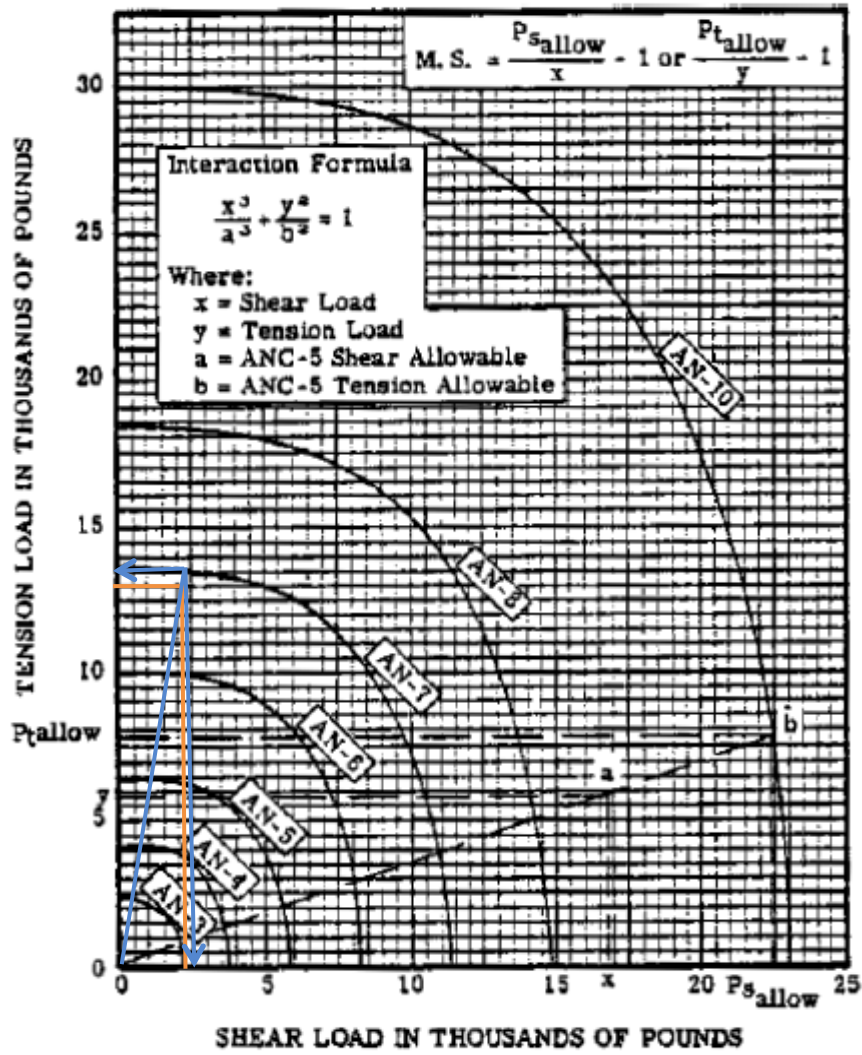


Figura 42 - Obtención del margen de seguridad del bulón



De la figura, resulta la siguiente tabla, en la cual se determinan los márgenes de seguridad teniendo en cuenta tracción y corte, según este método ambos márgenes deberían ser iguales, pero se deben considerar errores de apreciación de la figura, se toma como válido el más chico de ambos márgenes.

Corte máximo según figura [lb]	Tracción máxima según figura [lb]
2400	13600
M.S.	M.S.
0.070	0.053

Tabla 25 - Margen de seguridad obtenido de figura 25

Como se aprecia en la tabla, el margen de seguridad más chico es mayor a cero, pero es muy pequeño, esto puede introducir incertidumbre a la resistencia del bulón, se decide utilizar el modelo de elementos finitos empleado en la unión, analizando el bulón con los datos de resistencia de los AN - 7.

Se presenta los resultados obtenidos analizando el bulón con un coeficiente de seguridad a carga última de 1.725:

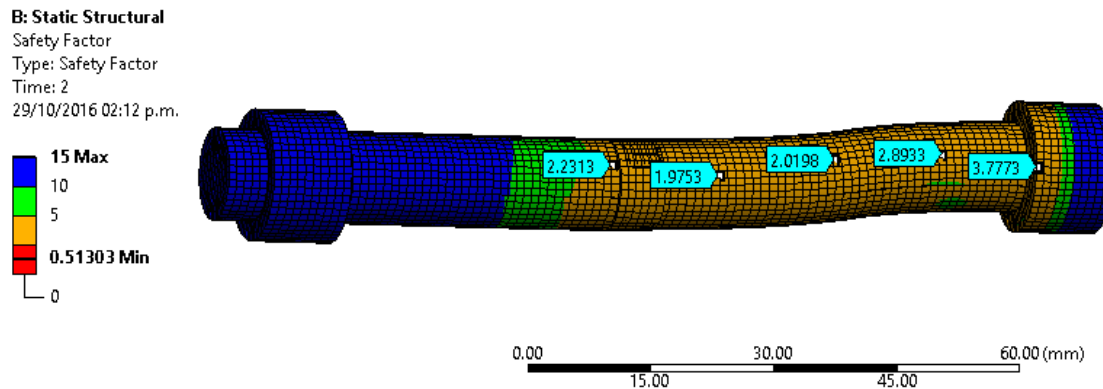


Figura 43 - Margen de seguridad del bulón mediante elementos finitos a carga última

**B: Static Structural**  
Safety Factor  
Type: Safety Factor  
Time: 2  
29/10/2016 02:11 p.m.

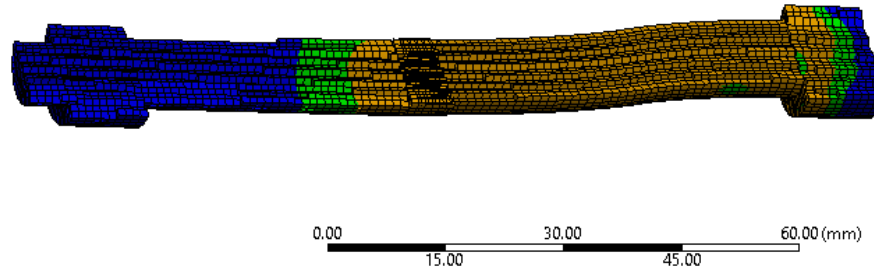
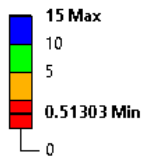


Figura 44 – Corte de Bulon

Como se aprecia en los resultados obtenidos mediante el método de elementos finitos, el bulón presenta márgenes de seguridad mayores a uno, por lo que se puede suponer que no fallará en los estados de carga a los que estará sometido.

Con estos resultados se puede concluir que el estudio estático estructural cumple con los requisitos de diseño planteados al principio.

### 3.6 - Análisis de las uniones soldadas.

Debido a que existen varios puntos de la bancada donde existen uniones soldadas y esto afecta directamente la resistencia de la misma, se debe de hacer un análisis de las uniones para determinar si no fallarán en dichos puntos de incertidumbre, como son, las soldaduras.

Las soldaduras trabajan al corte, es decir, su resistencia disminuye considerablemente a la tracción, tal es así que a la tracción no se considera unión en absoluto, en cambio, al corte, la resistencia es menor por un cambio local de propiedades comparada al material sin soldar, la forma de calcular la resistencia es la siguiente:

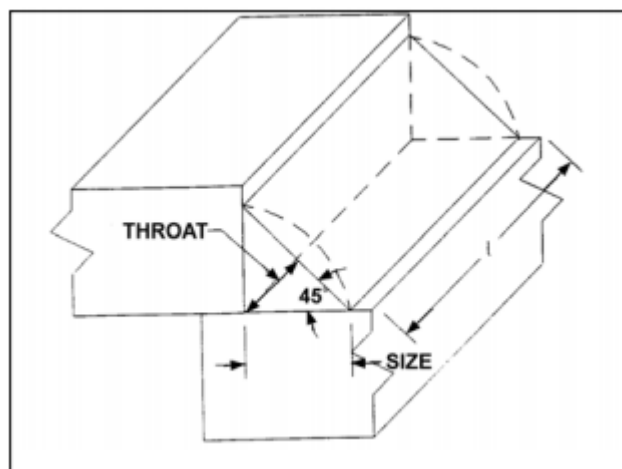


Figura 45 - Resistencia de uniones soldadas



$$P_{ws} = 0.707 * t * l * F_{wsu}$$

Dónde:

$P_{ws}$  = Carga admisible en la unión soldada.

t = Espesor.

l = Largo de cordón.

$F_{wsu}$  = Tensión al corte última del material de aporte.

Por consiguiente, se presenta la tabla de tensiones al corte del acero 4130 según referencia [2] :

Material	Heat treatment subsequent to welding	Fsu, ksi	Ftu, ksi
Carbon and alloy steels .	None . . . . .	32	51
		32	51
Alloy steels . . . . .	None . . . . .	43	72
Alloy steels . . . . .	Stress relieved . . . . .	50	85
Alloy steels . . . . .	Stress relieved . . . . .	60	100
Steels . . . . .	Quench and temper . . . . .		
4130 . . . . .	125 ksi . . . . .	63	105
4140 . . . . .	150 ksi . . . . .	75	125
4340 . . . . .	180 ksi . . . . .	90	150

Tabla 26 - Fsu de aceros





Se presenta a continuación los resultados obtenidos del análisis:

Tubo	Unión	Longitud de soldadura [in]	t [in]	Resistencia del cordón Fsu [psi]	Area [in <sup>2</sup> ]	Carga admisible [lbs]	Carga aplicada en tubo [lbs]	M.S.
1	1 y A	3.84	0.058	43000	0.22272	6770.91	5700	0.19
	1 y 7	1.86	0.058	43000	0.10788	3279.66		-0.42
2	2 y B	3.06	0.058	43000	0.17748	5395.57	4526	0.19
	2 y 7	1.1	0.058	43000	0.0638	1939.58		-0.57
3	3 y B	2.44	0.058	43000	0.14152	4302.35	718	4.99
	3 y 7	1.74	0.058	43000	0.10092	3068.07		3.27
4	4 y C	3.84	0.058	43000	0.22272	6770.91	1711	2.96
	4 y 7	1.86	0.058	43000	0.10788	3279.66		0.92
5	5 y C	3.06	0.058	43000	0.17748	5395.57	2242.5	1.41
	5 y 7	1.1	0.058	43000	0.0638	1939.58		-0.14
6	6 y D	2.44	0.058	43000	0.14152	4302.35	3180.8	0.35
	6 y 7	1.74	0.058	43000	0.10092	3068.07		-0.04

Tabla 27 - M.S. cordón soldadura

Se observa que los tubos 1,2,5 y 6 fallan en las uniones con el tubo 7, esto se debe a que el ángulo entre ellos es demasiado grande y en consecuencia la longitud efectiva del cordón de soldadura es muy chica, por lo tanto se debe utilizar alguna opción constructiva para obtener longitudes efectivas más largas, se decide utilizar un refuerzo conocido por su nombre en inglés como “finger patch”, a continuación un gráfico de la solución:

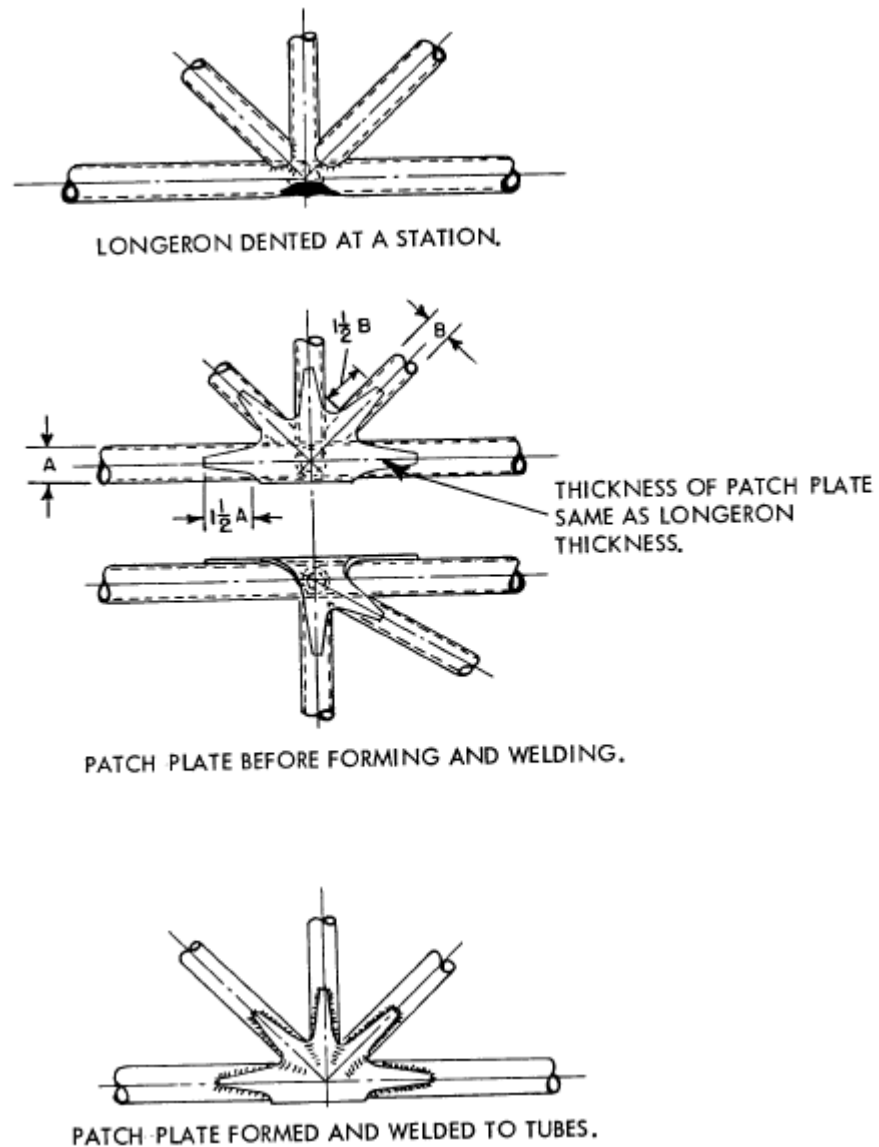


Figura 46 - Refuerzo "finger patch"

Como se puede visualizar, los largos de los cordones en los laterales del refuerzo son de 1.5 veces el diámetro del tubo en el que se está soldando, si se aplicara este refuerzo a ambos lados del tubo, se contaría con cuatro cordones siguiendo la dirección del tubo de 1.5 veces el diámetro del mismo, con estas consideraciones, se decide aplicar estos refuerzos en los nodos comprometidos, y se recalculan los márgenes de seguridad, brindando los siguientes resultados:



Tubo	Unión	Longitud de soldadura [in]	t [in]	Resistencia del cordón Fsu [psi]	Area [in <sup>2</sup> ]	Carga admisible [lbs]	Carga aplicada en tubo [lbs]	M.S.
1	1 y A	3.84	0.058	43000	0.22272	6770.91	5700	0.19
	1 y 7	6.36	0.058	43000	0.36888	11214.32		0.97
2	2 y B	3.06	0.058	43000	0.17748	5395.57	4526	0.19
	2 y 7	5.6	0.058	43000	0.3248	9874.24		1.18
3	3 y B	2.44	0.058	43000	0.14152	4302.35	718	4.99
	3 y 7	1.74	0.058	43000	0.10092	3068.07		3.27
4	4 y C	3.84	0.058	43000	0.22272	6770.91	1711	2.96
	4 y 7	1.86	0.058	43000	0.10788	3279.66		0.92
5	5 y C	3.06	0.058	43000	0.17748	5395.57	2242.5	1.41
	5 y 7	5.6	0.058	43000	0.3248	9874.24		3.40
6	6 y D	2.44	0.058	43000	0.14152	4302.35	3180.8	0.35
	6 y 7	6.24	0.058	43000	0.36192	11002.73		2.46

Figura 47 - M.S. soldadura con refuerzo "finger patch"

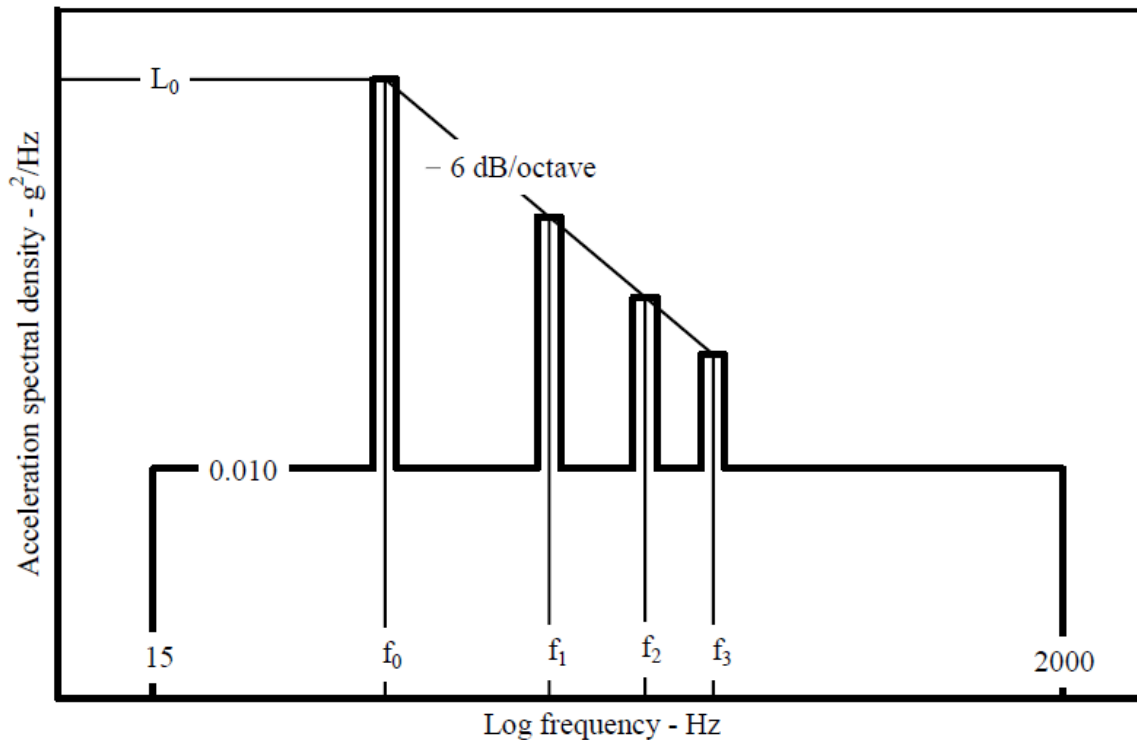
Se observa que los márgenes de seguridad son positivos, además se observa que el margen de seguridad más chico es igual a 0.19, se considera que ante estos márgenes, la bancada no debería fallar en sus cordones de soldadura en cargas normales de trabajo, ya que estos resultados son considerando siempre el estado de carga más crítico de todos.

## Capítulo 4 - Análisis de vibraciones.

### 4.1 – Estudio de espectro de vibraciones típico.

Con respecto al análisis de vibraciones, el trabajo se limita a definir un espectro de vibraciones típico para esta clase de instalación (turbo hélice, con hélice tractora, monomotor) y compararlo con las frecuencias naturales del modelo de bancada y determinar, en un principio, si es necesario un estudio profundo para determinar las cargas dinámicas.

El espectro de vibraciones típico de esta clase de instalación es el siguiente según la Ref. 8:



**FIGURE 514.5C-9. Propeller aircraft vibration exposure.**

Figura 48 - Espectro de vibraciones típico



El mismo se obtuvo siguiendo el método de la referencia 8, obteniendo el siguiente espectro de vibraciones para el caso particular del motor y hélice instalados.

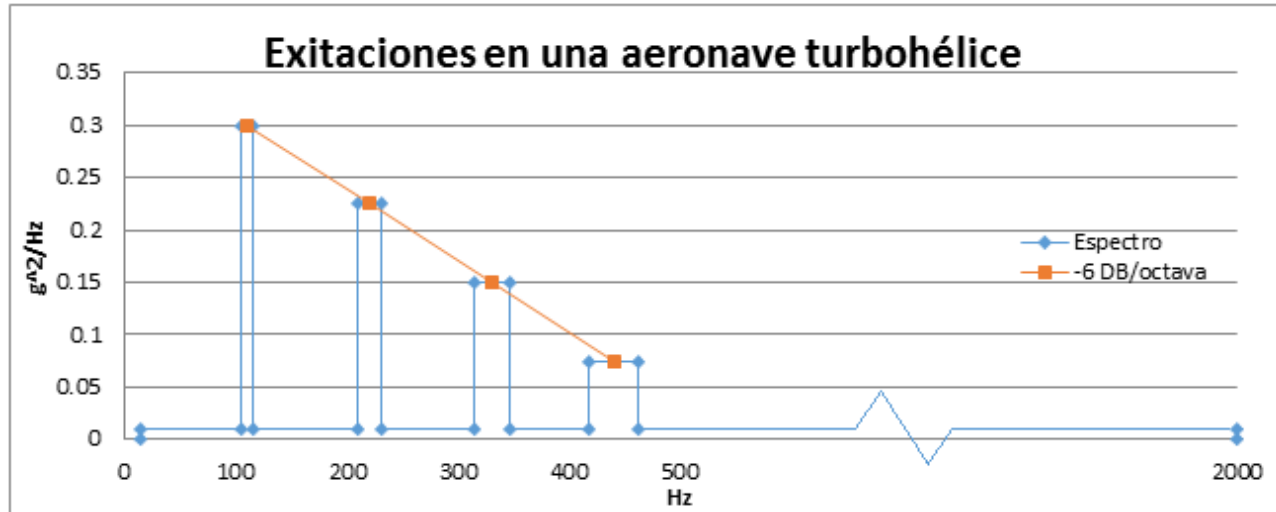


Figura 49 - Espectro de vibraciones del modelo

4.2 – Estudio de las frecuencias naturales de la bancada.

Luego, se analiza mediante elementos finitos, las frecuencias naturales de la bancada.

El sistema devuelve resultados de vibraciones tanto direccionalmente, como en rotaciones, las tablas de resultados se muestran a continuación para los 10 modos que le fueron solicitados al programa.

Se solicitan sólo los 10 primeros modos de vibración ya que se considera que la estructura vibra en su totalidad cuando supera el 90% de la fracción de masa ( Mass Fraction – Tabla 25 ) y se busca la menor frecuencia que haga vibra al menos este porcentaje.

***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** X DIRECTION							
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC.FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION	RATIO EFF.MASS TO TOTAL MASS
1	18.6517	0.53614E-01	0.35391E-01	0.074051	0.125249E-02	0.536608E-02	5.17E-03
2	21.3023	0.46943E-01	-0.28450E-02	0.005953	0.809396E-05	0.540075E-02	3.34E-05
3	56.2580	0.17775E-01	-0.47792	1.000000	0.228409	0.983980	0.942041
4	73.3830	0.13627E-01	0.29824E-02	0.006240	0.889454E-05	0.984018	3.67E-05
5	78.5527	0.12730E-01	0.10155E-01	0.021249	0.103131E-03	0.984460	4.25E-04
6	83.4428	0.11984E-01	-0.91433E-03	0.001913	0.836006E-06	0.984464	3.45E-06
7	86.5667	0.11552E-01	0.34164E-03	0.000715	0.116716E-06	0.984464	4.81E-07
8	88.3898	0.11314E-01	0.52328E-01	0.109490	0.273821E-02	0.996196	1.13E-02
9	92.6968	0.10788E-01	-0.32653E-04	0.000068	0.106624E-08	0.996196	4.40E-09
10	93.7223	0.10670E-01	-0.29799E-01	0.062352	0.887998E-03	1.00000	3.66E-03

Tabla 28 - Frecuencias naturales dirección X



***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** Y DIRECTION							
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC.FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION	RATIO EFF.MASS TO TOTAL MASS
1	18.6517	0.53614E-01	0.10672E-01	0.021752	0.113896E-03	0.471876E-03	4.70E-04
2	21.3023	0.46943E-01	0.49063	1.000000	0.240722	0.997795	0.992823
3	56.2580	0.17775E-01	-0.20459E-02	0.004170	0.418564E-05	0.997813	1.73E-05
4	73.3830	0.13627E-01	0.88375E-02	0.018012	0.781007E-04	0.998136	3.22E-04
5	78.5527	0.12730E-01	0.11386E-03	0.000232	0.129641E-07	0.998136	5.35E-08
6	83.4428	0.11984E-01	0.19504E-01	0.039752	0.380394E-03	0.999712	1.57E-03
7	86.5667	0.11552E-01	0.77808E-02	0.015859	0.605401E-04	0.999963	2.50E-04
8	88.3898	0.11314E-01	0.24195E-03	0.000493	0.585378E-07	0.999963	2.41E-07
9	92.6968	0.10788E-01	0.29690E-02	0.006051	0.881500E-05	1.00000	3.64E-05
10	93.7223	0.10670E-01	-0.54325E-04	0.000111	0.295119E-08	1.00000	1.22E-08

Tabla 29 - Frecuencias naturales dirección Y

***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** Z DIRECTION							
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC.FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION	RATIO EFF.MASS TO TOTAL MASS
1	18.6517	0.53614E-01	0.48832	1.000000	0.238452	0.987501	0.983458
2	21.3023	0.46943E-01	-0.10491E-01	0.021484	0.110064E-03	0.987956	4.54E-04
3	56.2580	0.17775E-01	0.36920E-01	0.075607	0.136310E-02	0.993601	5.62E-03
4	73.3830	0.13627E-01	-0.35472E-03	0.000726	0.125829E-06	0.993602	5.19E-07
5	78.5527	0.12730E-01	0.37176E-01	0.076132	0.138207E-02	0.999326	5.70E-03
6	83.4428	0.11984E-01	0.13244E-03	0.000271	0.175400E-07	0.999326	7.23E-08
7	86.5667	0.11552E-01	0.21535E-03	0.000441	0.463736E-07	0.999326	1.91E-07
8	88.3898	0.11314E-01	0.12652E-01	0.025909	0.160064E-03	0.999989	6.60E-04
9	92.6968	0.10788E-01	0.25803E-04	0.000053	0.665796E-09	0.999989	2.75E-09
10	93.7223	0.10670E-01	0.16544E-02	0.003388	0.273711E-05	1.00000	1.13E-05

Tabla 30 - Frecuencias naturales dirección Z

***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** ROTX DIRECTION						
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC.FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION
1	18.6517	0.53614E-01	4.0792	0.209182	16.6398	0.361906E-01
2	21.3023	0.46943E-01	-0.78706E-01	0.004036	0.619468E-02	0.362041E-01
3	56.2580	0.17775E-01	0.29554	0.015155	0.873454E-01	0.363941E-01
4	73.3830	0.13627E-01	3.7733	0.193496	14.2379	0.673607E-01
5	78.5527	0.12730E-01	-0.97113E-01	0.004980	0.943091E-02	0.673812E-01
6	83.4428	0.11984E-01	-2.1056	0.107973	4.43339	0.770235E-01
7	86.5667	0.11552E-01	-19.501	1.000000	380.278	0.904105
8	88.3898	0.11314E-01	-0.51858E-01	0.002659	0.268930E-02	0.904111
9	92.6968	0.10788E-01	-6.6399	0.340495	44.0882	1.00000
10	93.7223	0.10670E-01	0.88834E-02	0.000456	0.789157E-04	1.00000

Tabla 31 - Frecuencias naturales rotación eje X



***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** ROTY DIRECTION						
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC.FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION
1	18.6517	5.36E-02	-596.43	1.000000	355723.	0.993903
2	21.3023	4.69E-02	12.799	0.021460	163.824	0.994361
3	56.2580	1.78E-02	-42.797	0.071756	1831.61	0.999479
4	73.3830	1.36E-02	0.35123	0.000589	0.123362	0.999479
5	78.5527	1.27E-02	-9.1039	0.015264	82.8812	0.999711
6	83.4428	1.20E-02	-0.91623E-01	0.000154	0.839473E-02	0.999711
7	86.5667	1.16E-02	-0.14367	0.000241	0.206420E-01	0.999711
8	88.3898	1.13E-02	9.0158	0.015116	81.2848	0.999938
9	92.6968	1.08E-02	0.30186E-02	0.000005	0.911172E-05	0.999938
10	93.7223	1.07E-02	-4.7209	0.007915	22.2867	1.00000

Tabla 32 - Frecuencias naturales rotación eje Y

***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** ROTZ DIRECTION						
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC.FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION
1	18.6517	0.53614E-01	12.691	0.021248	161.070	0.450346E-03
2	21.3023	0.46943E-01	597.31	1.000000	356778.	0.997991
3	56.2580	0.17775E-01	1.3624	0.002281	1.85616	0.997996
4	73.3830	0.13627E-01	-25.874	0.043318	669.462	0.999868
5	78.5527	0.12730E-01	0.62276E-01	0.000104	0.387836E-02	0.999868
6	83.4428	0.11984E-01	-1.3254	0.002219	1.75668	0.999873
7	86.5667	0.11552E-01	5.3930	0.009029	29.0850	0.999954
8	88.3898	0.11314E-01	-0.11222	0.000188	0.125929E-01	0.999954
9	92.6968	0.10788E-01	4.0370	0.006759	16.2973	1.00000
10	93.7223	0.10670E-01	0.76518E-01	0.000128	0.585502E-02	1.00000

Tabla 33 - Frecuencias naturales rotación eje Z

#### 4.3 – Conclusión del estudio de vibraciones.

Se ven resaltadas en las tablas las frecuencias naturales de mayor participación, es decir, las que mayor masa hacen vibrar.

Como el espectro de la figura 38 muestra vibraciones aleatorias, es decir, en cualquier dirección, se debe de analizar las frecuencias que presenta en sus picos, y comparar dichas frecuencias con las frecuencias naturales de la estructura, las cuales se encuentran en el rango entre 18.65 Hz hasta los 86.56 Hz.

El primer pico se encuentra a una frecuencia de entre 104.5 Hz hasta 115.5 Hz, a pesar de que en ningún punto se solapan los modos vibratorios, la diferencia (aproximadamente 17 Hz) entre la posible fuente excitación y la frecuencia natural de la estructura hace que valga la pena hacer un estudio dinámico más profundo para determinar con certeza si esto puede o no presentar problemas estructurales, dicho estudio excede este trabajo final de grado.



## Capítulo 5 - Análisis de fatiga.

### 5.1 – Introducción teórica.

El análisis de durabilidad es un estudio algo más complejo que el estático y existen varias formas de determinar la vida útil de la pieza a tratarse según el método que se elija.

Primeramente se debe definir la tensión límite de fatiga ( $\sigma'_{fat}$ ), cuyo valor se obtiene directamente del diagrama de Wöhler (Fig 50), considerando que se busca obtener una pieza a vida infinita. Luego de obtener el valor, se procede a corregirlo ya que este dato obtenido directamente del diagrama se considera que trabaja en condiciones ideales (se entiende por condiciones ideales, una carga totalmente alternada, con probetas con calidad de terminación y del mismo tamaño, entre otras).

Seguidamente, se utiliza el método de Goodman, éste se aplica con el objetivo de corregir la tensión límite de fatiga obtenida del diagrama de Wöhler, llevándola a las condiciones combinadas con tensiones medias distintas de cero (al ser el diagrama de Wöhler obtenido con probetas sometidas a cargas completamente alternadas, con tensiones medias iguales a cero, no se puede comparar con las tensiones de fatiga reales, que normalmente tienen tensiones medias distintas a cero). Hecha dicha corrección, solo resta comparar las cargas reales con la carga alternada equivalente que se obtiene de la ecuación de Goodman, para calcular márgenes de seguridad a vida infinita en cada caso de carga que se analizará en las siguientes páginas.

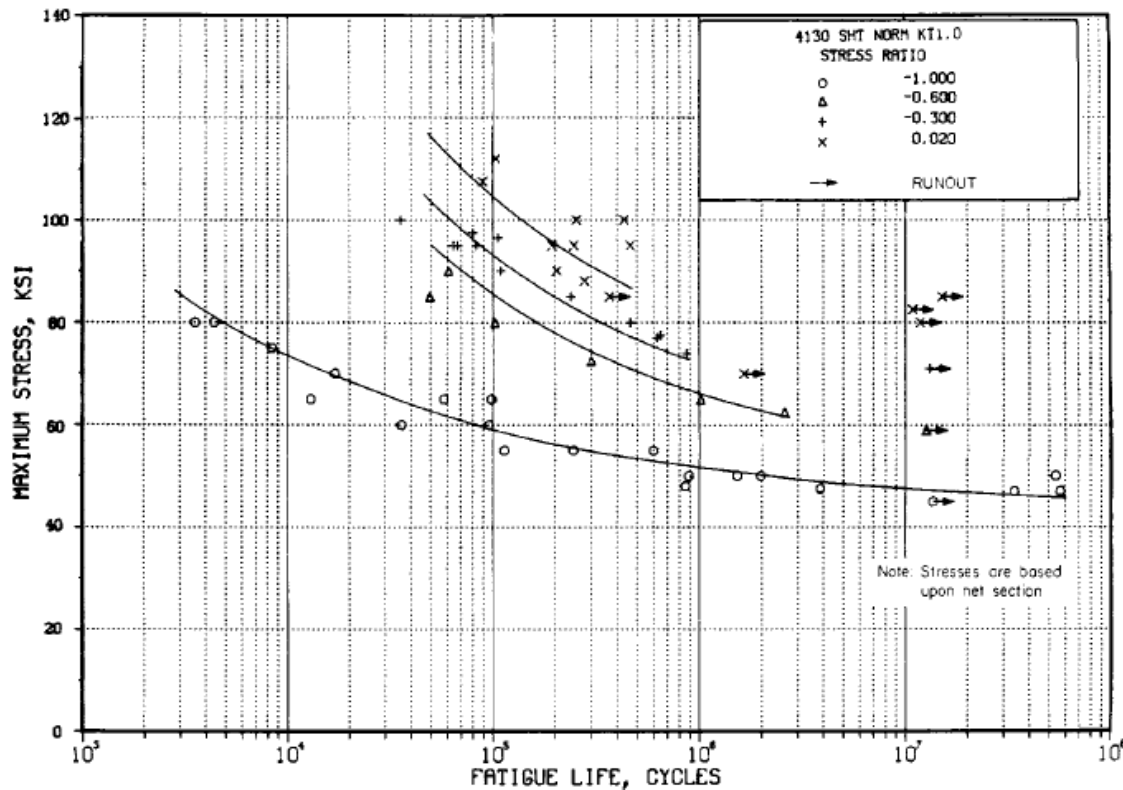


Figura 50 - Diagrama de Wöhler acero 4130





Las diferentes curvas difieren según la relación de tensiones máximas y mínimas (“stress ratio”). Se utiliza la curva que representa la carga alternada, es decir  $R=-1$  ; para un mejor entendimiento de lo que es una carga alternada, se muestra en la siguiente figura un diagrama de tensión vs tiempo:

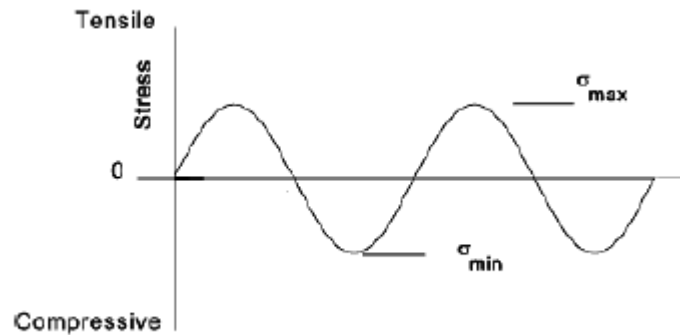


Figura 51 - Tensión de tipo alternada

Como se dijo antes, este caso es uno completamente ideal que en general no se da en el trabajo de la pieza a analizar, además se debe corregir el límite de tensión de fatiga por diferentes factores que se comentan en el siguiente título.

## 5.2 – Corrección de tensión límite de fatiga

El valor de  $\sigma'_{fat}$  se debe corregir ya que el que se obtiene en el diagrama de Wöhler es para una probeta determinada en un ensayo de laboratorio, para la corrección, se utiliza la siguiente ecuación:

$$\sigma_{fat} = k_{load} * k_{size} * k_{surf} * k_{temp} * \sigma'_{fat}$$

Donde:

$\sigma'_{fat}$  = tensión límite de fatiga.

$k_{load}$  (factor por el tipo de carga) : Para cargas combinadas  $k_{load} = 1$

$k_{size}$  (factor de tamaño), para determinar dicho factor se realizan los siguientes cálculos : Para componentes no rotantes: usar diámetro equivalente.

$$A_{95} = 0.0766 * d^2$$

$$d_{equiv} = \left(\frac{A_{95}}{0.0766}\right)^2$$

$$k_{size} = 0.869 * (d_{equiv})^{-0.097} = 0.8935$$



NOTA: las unidades en el ingreso de valores de este conjunto de fórmulas son unidades inglesas, por lo tanto se ingresó  $d = \frac{3}{4}$  [in]

$K_{surf}$  (factor de superficie), la determinación de dicho factor se realiza utilizando el siguiente gráfico:

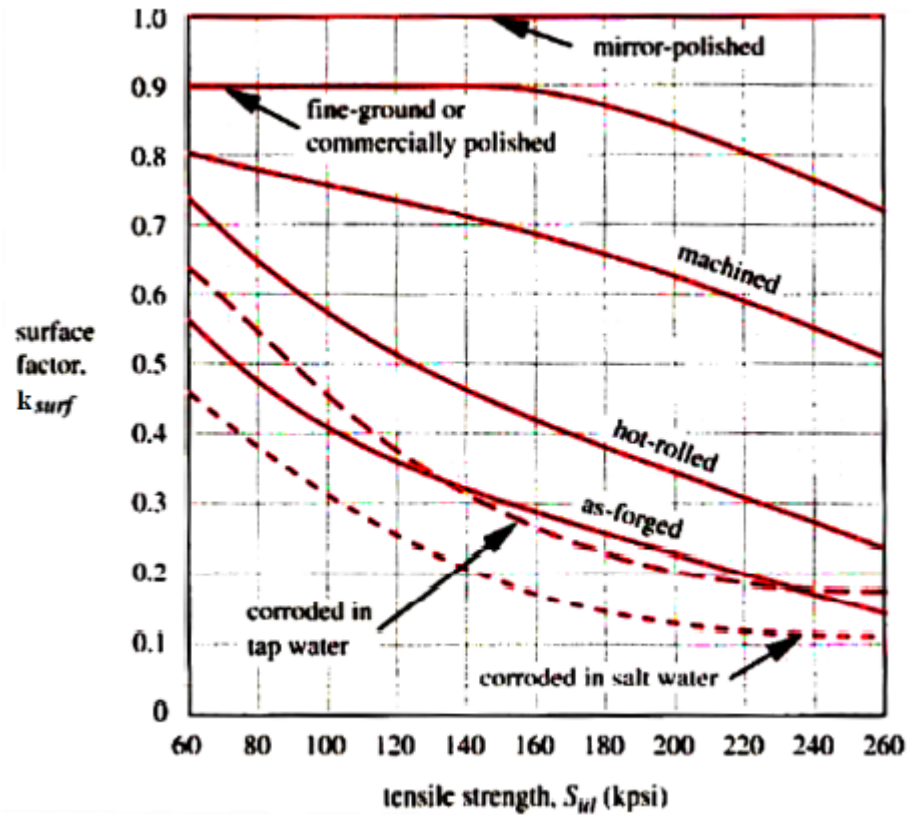


Figura 52 - Corrección por superficie (factor de superficie)

Sabiendo que la tensión última del acero 4130 es de 95[ksi], y sabiendo que se puede considerar como pulido comercial (suponer un pulido espejo no es real para este caso), se obtiene que  $K_{surf} = 0.9$

$K_{temp}$  (factor de temperatura), para temperaturas menores a 450°C,  $K_{temp} = 1$ .

$K_{rel}$  (factor de confianza), define la incertidumbre en las propiedades de los materiales, en este caso,  $K_{rel} = 1$

Definidos todos los factores, se procede a calcular el  $\sigma_{fat}$  que se utilizará para determinar los márgenes de seguridad:

$$\sigma_{fat} = 1 * 0.8935 * 0.9 * 1 * 1 * 42 [ksi] = 33.77 [ksi]$$



### 5.3 – Generación de la curva de Goodman.

Goodman propone la siguiente ecuación de recta para la generación de su diagrama:

$$\sigma_a = \sigma_{fat} \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_{tu}}\right)$$

Donde:

$\sigma_{fat}$  : tensión límite de fatiga.

$\sigma_a$  : tensión alternante.

$\sigma_m$  : tensión media.

$\sigma_{tu}$  : tensión última.

Para utilizar este criterio se deben definir algunas de las anteriores variables:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} = \text{tensión media}$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} = \text{tensión alternante}$$

Con este dato se puede mostrar un gráfico de Goodman de la estructura de la bancada, un gráfico típico de Goodman se muestra a continuación para luego, con los cálculos realizados, mostrar el gráfico particular de Goodman:

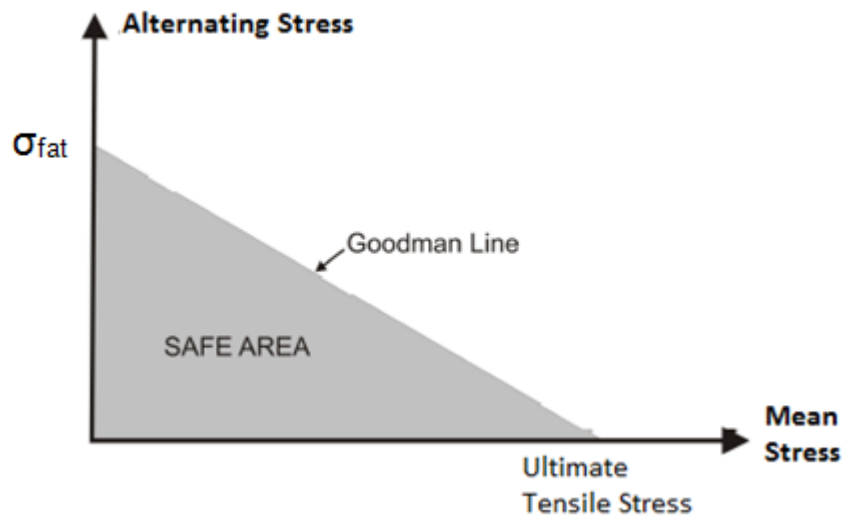


Figura 53 - Diagrama de Goodman típico

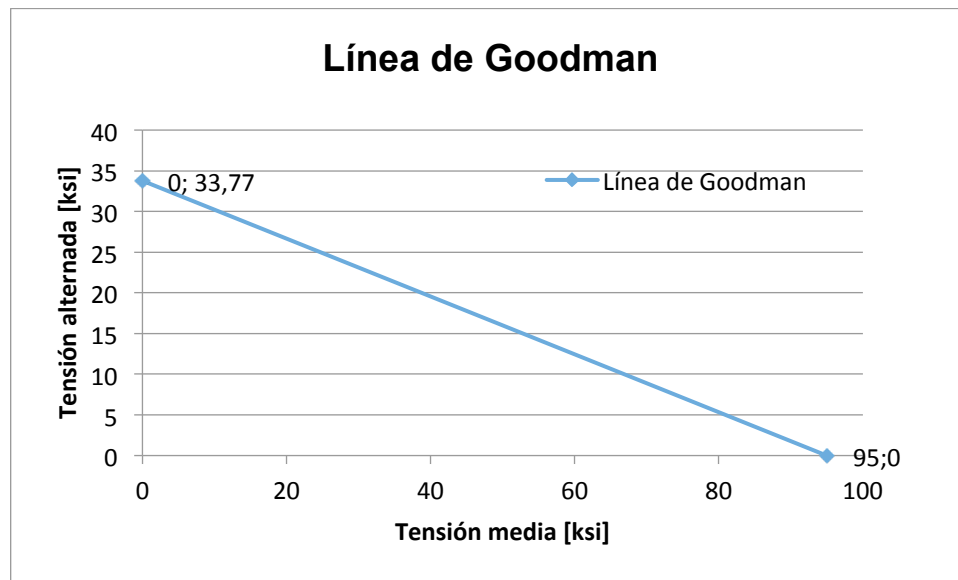


Figura 54 - Diagrama de Goodman de la estructura

#### 5.4 – Determinación de cargas actuantes.

Seguidamente, se debe determinar la carga alterna en la que trabaja la estructura, para realizar esta tarea se debe de contar con un perfil de misión típica de fumigación, se cuenta con los siguientes gráficos obtenidos de una misión típica de fumigación:

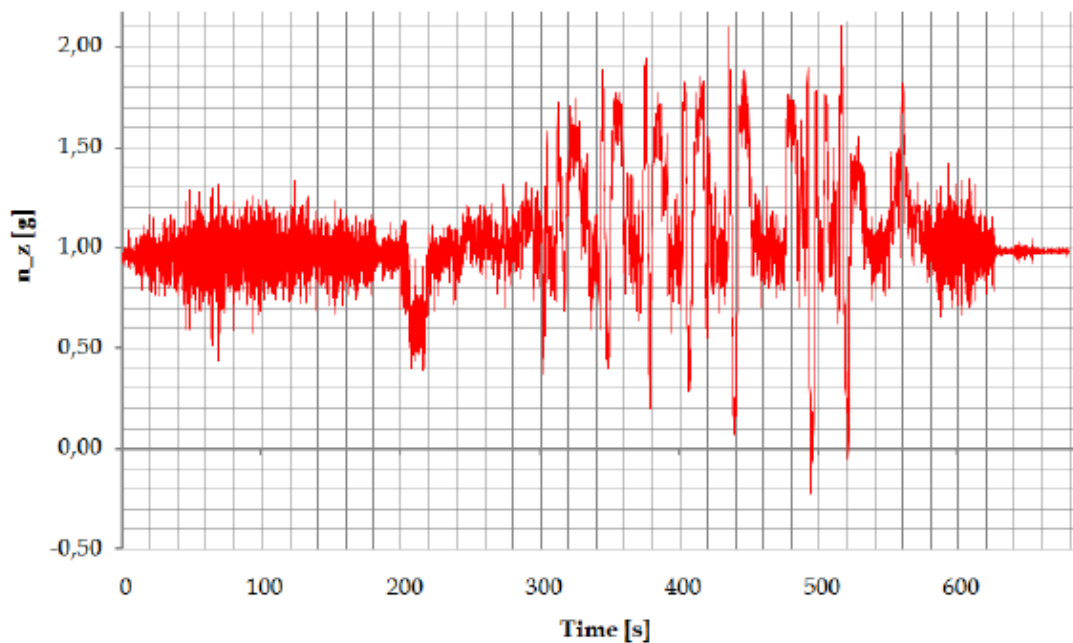


Figura 55 - Misión típica de fumigación



Como se puede observar en la figura, la carga es aleatoria pero está muy marcada que la carga media se encuentra con un factor de carga  $n = 1$ , la primer parte del gráfico corresponde al despegue y ascenso, la parte central a las maniobras de fumigación propiamente dichas, y por último el aterrizaje, para poder definir una carga cíclica de esta información, se deben separar en casos de carga definidos teniendo en cuenta cargas de empuje y torque, que predominan en despegue, y cargas de peso, que predominan en las maniobras, de esta manera se analizan tres casos de carga cíclica por separado y se ubican en el gráfico de Goodman para ver si se encuentran en la zona segura (por debajo de la curva).

Para tener un mayor detalle de la variación del factor de carga durante la misión de fumigación, se analiza el siguiente gráfico que muestra en detalle  $n$  vs  $t$  específicamente de una pasada completa, la misma consta de entrada a la pasada, vuelo recto y nivelado sobre el lote, salida de la pasada con toma de altura y viraje a la pasada siguiente:

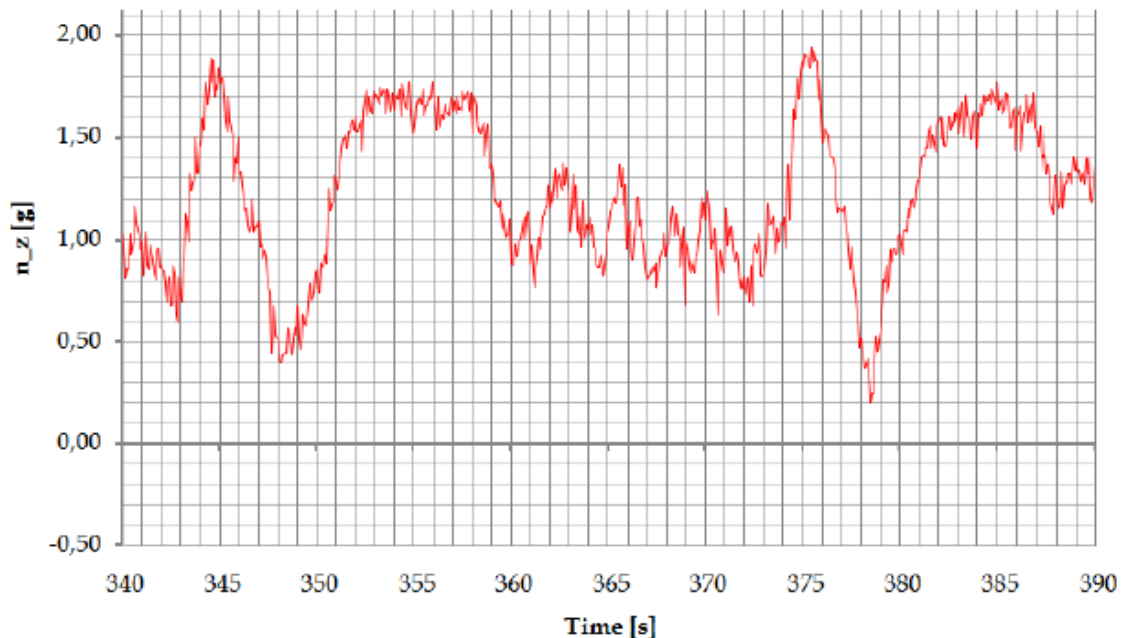


Figura 56 -  $n$  vs  $t$  pasada completa

Con esta información, se divide las cargas de la pasada en dos etapas, primera parte y segunda parte, y se analizan por separado, de esta manera se completan los tres casos de cargas, despegue y crucero, y dos etapas de maniobras, ingreso y salida de la pasada, se puede definir gráficamente dichos etapas de la siguiente manera:

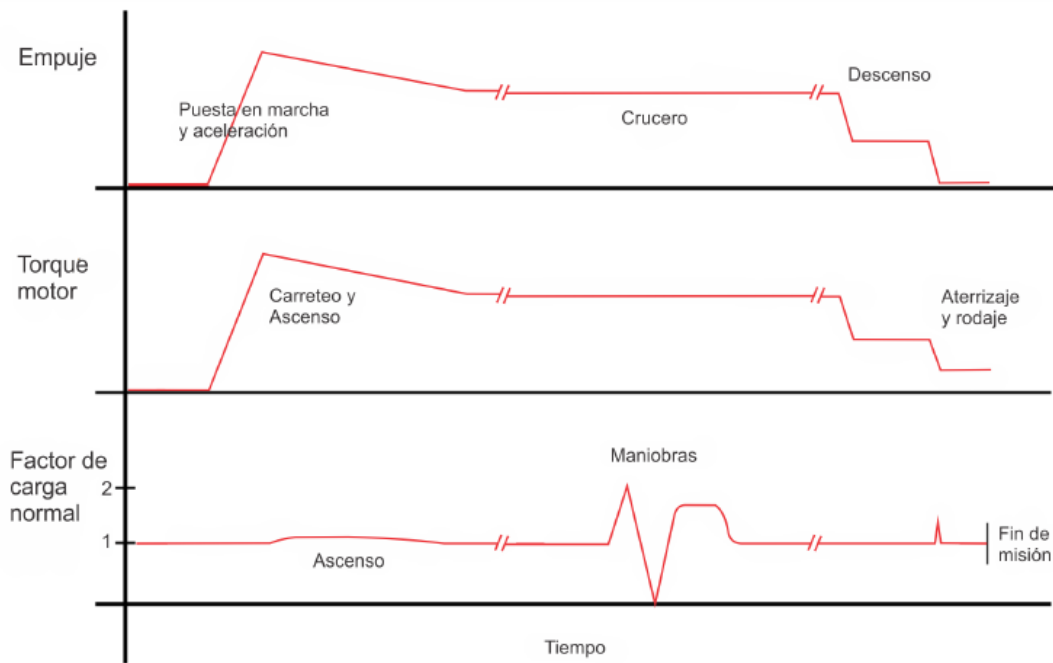


Figura 57 - Tipos de carga y sus aplicaciones en perfil de misión básico

Al analizar los dos primeros gráficos, se puede definir el ciclo como un valor máximo de carga y nulo al finalizar la misma, de esta forma, a factor de carga unitario, el perfil de las cargas de empuje y torque sería el siguiente:

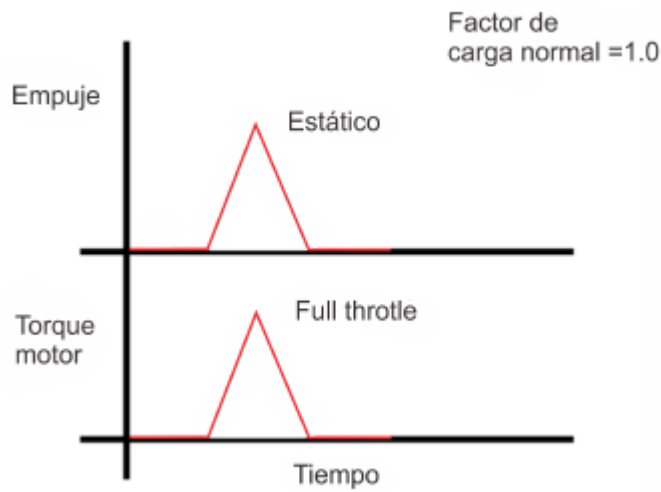


Figura 58 - Cargas de empuje y torque



Luego resta definir la entrada en la pasada y la salida, se considera que en el viraje de alineación se encuentra el factor de carga máximo (n=2), para luego en la picada de entrada se presenta un mínimo de factor de carga (n = 0), luego en la salida de la pasada, el factor de carga máximo llega a 1,7 y el mínimo 0,3; dicho esto se presenta el gráfico de la carga, la carga de torque y empuje en pasada corresponde a la potencia de crucero:

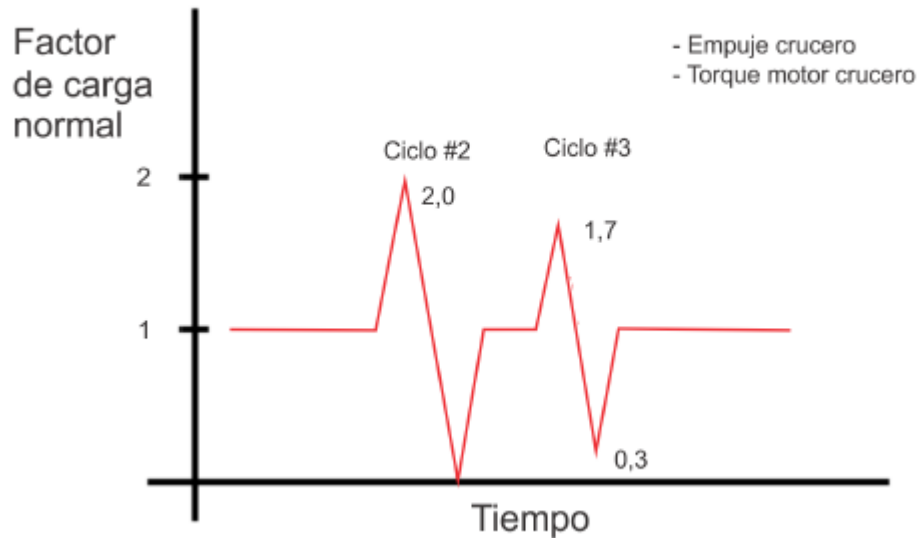


Figura 59 - Cargas en pasada

Definidos los ciclos de carga y los factores de carga correspondientes, se prosigue a mostrar el resumen de carga en la siguiente tabla:

Carga media.			
Caso	Torque [Lb-ft]	Fx [Lb]	Fz [Lb]
1	656.80	1378.47	522.12
2	525.44	1179.05	522.12
3	525.44	1179.05	522.12
Carga alternada.			
Caso	Torque [Lb-ft]	Fx [Lb]	Fz [Lb]
1	656.80	1378.47	0.00
2	525.44	1179.05	522.12
3	525.44	1179.05	365.48

Tabla 34 - Cargas medias y alternadas en cada caso de carga



5.5 – Cálculo de Factores de Seguridad.

Antes de seguir con los resultados de tensión en cada tubo y su respectivo factor de seguridad, se debe definir el cálculo de este último, para ello, observando la siguiente figura:

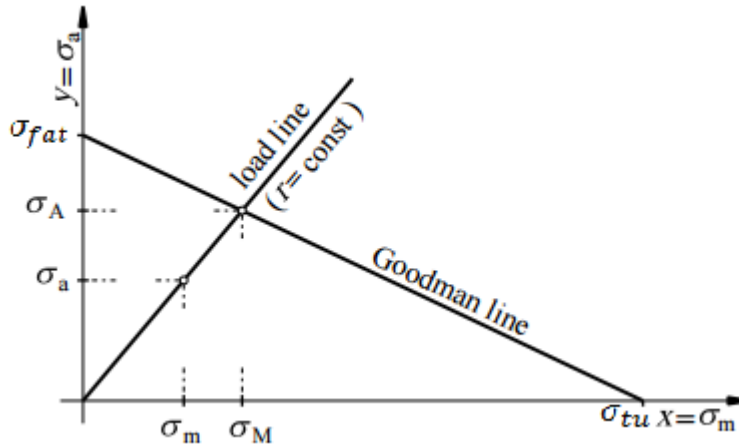


Figura 60 - Ubicación de cargas alternas y medias debajo de la línea de Goodman

Como se puede observar, todo conjunto de carga que se ubique sobre la línea de Goodman, corresponde a un factor de seguridad unitario, para puntos que se ubiquen dentro de la zona segura, el factor de seguridad sigue la siguiente fórmula:

$$F.S. = \frac{\sigma_A}{\sigma_a} = \frac{\sigma_A + \sigma_M}{\sigma_a + \sigma_m} = \frac{\sigma_M}{\sigma_m} = \frac{1}{\frac{\sigma_a}{\sigma_{-1}} + \frac{\sigma_m}{\sigma_F}}$$

Donde:

$$\sigma_{-1} = \sigma_{fat}$$

$$\sigma_F = \sigma_{tu}$$





Definidos estos factores, se presenta la tabla de resultados a continuación:

Resultados				
$\sigma_{-1}$ [ksi]	33.77	$\sigma_{tu}$ [ksi]	95	F.S.
Caso	Tubo	Tensión media [ksi]	Tensión alternada [ksi]	
1	1	-4.5	5.7	4.63
1	2	11.9	8.8	2.59
1	3	4.75	2.2	8.68
1	4	7.5	4.8	4.52
1	5	3.15	-2	10.82
1	6	3.5	9.7	3.09
1	7	8	4	4.93
2	1	-4.4	-4.4	5.66
2	2	10	10	2.49
2	3	4.5	4.5	5.54
2	4	6.7	6.7	3.72
2	5	3.3	3.3	7.55
2	6	2.3	2	11.99
2	7	7.5	7.7	3.26
3	1	-4.4	-3	7.40
3	2	10	9.4	2.61
3	3	4.5	3.8	6.25
3	4	6.7	6	4.03
3	5	3.3	2.5	9.19
3	6	2.3	3.8	7.31
3	7	7.5	6.5	3.68

Tabla 35 - Coeficientes de seguridad para vida infinita

### 5.6 – Conclusión de estudio de fatiga.

Se puede observar que los resultados obtenidos son muy favorables con respecto a la vida infinita de la bancada, no debería presentar novedades durante su uso.

Se debe realizar el análisis de fatiga correspondiente a las tomas de Al 7075, pero debido a que la realización de su cálculo implica correr modelos de elementos finitos complejos y que generan un coste de tiempo importante, se deja pendiente, y se aclara que para un estudio completo de bancada, deben de ser realizados para determinar los periodos de inspección de las tomas, como así un estimativo de vida útil de las mismas; ya que el aluminio no presenta características de vida infinita como los materiales ferrosos, tales como el acero 4130 utilizado en la bancada.

## Capítulo 6 - Estudio de Performance

### 6.1 - Grupo motopropulsor

El motor seleccionado para ésta modificación es un turbo-hélice, el cual posee un mejor desempeño en las velocidades y regímenes de vuelo en que se desarrolla el mismo.

El motor es un Pratt & Whitney PT 6-21 el cual será instalado en la nariz de la aeronave, en la misma disposición del motor anterior, modificando levemente el diseño externo del cowling nariz de la aeronave y utilizando un diseño completamente nuevo de bancada, de la cual se ha realizado el estudio.



Figura 61 - PT6A – 21

El proceso de remotorización lleva consigo un amplio estudio que busca determinar la potencia instalada mediante métodos de cálculo propuestos para obtener también las nuevas características de la aeronave.

El ciclo de re-diseño se desarrolla primero seleccionando el motor para luego comenzar el estudio de la selección de una nueva hélice. Esto es debido a que el motor instalado posee una potencia al eje mayor y debe ser transferida y convertida en tracción por una hélice de dimensiones y características específicas.

Una vez obtenidas estas características, se estudia la influencia de este nuevo sistema de propulsión instalado en la aeronave observando sus nuevas performances.

La comprobación de peso y centraje de la aeronave para verificar que la estabilidad de la misma no es afectada, también será un importante punto de estudio.

Si bien el análisis de estas nuevas cualidades deben ser exhaustivas y minuciosas, por cuestiones de tiempo y alcance de este trabajo final de grado, se han estudiado conceptos puntuales y limitados, que llevan a darnos una buena conclusión respecto el resultado de esta remotorización, dejando otros aspectos para estudios futuros.



## 6.2 - Selección de hélice.

El hecho de poseer una nueva planta motriz, nos hace llevar a cabo un estudio de selección de hélice. Si bien la misma esta referenciada por el fabricante del motor, el estudio que se realiza involucra las performances de nuestra aeronave, y devolverá como resultado las características que mejor reflejaran las dimensiones y propiedades que debemos implementar en el proceso.

Para poder estimar las performances y, por otro lado, los esfuerzos actuantes en la bancada, se requiere saber cuál es la tracción efectiva que el nuevo sistema propulsivo genera en cada condición, una vez que el mismo se encuentre instalado en el avión.

Para poder equipar el motor se realizó una selección de hélice de la cual se calcularon sus dimensiones en base a dos principales características, una especificadas por la normativa y otra por características físicas de la aeronave; el despeje al suelo mínimo para la configuración de tren de aterrizaje tipo convencional, y la segunda es el número Mach límite de puntera.

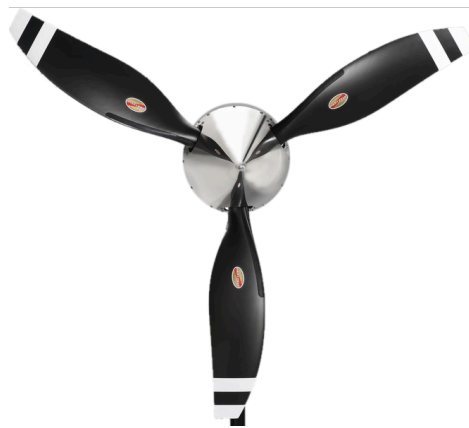


Figura 62 - Hélice tri-pala de velocidad constante.

Por lo expresado anteriormente, se hace necesario estudiar todos los parámetros relevantes, para las diferentes condiciones de vuelo en las que debe operar el avión, y en base a ello, elegir un diseño que permita operar de manera eficiente y segura, en la condición más crítica de operación.

Para nuestro caso de estudio, el motor opera a 2200 rpm, entregando 550 SHP en condiciones de despegue/ascenso y crucero a nivel del mar.

El límite por compresibilidad se obtiene de la siguiente manera.

$$D = \sqrt{\frac{a^2}{\pi^2 n^2} (M_{tip}^2 - M^2)}$$

Siendo  $n$  la velocidad de rotación de la hélice [rps],  $a$  la velocidad del sonido [m/s],  $M_{tip}$  el Mach de puntera de la pala y  $M$  el Mach de vuelo de estudio.



Para evitar pérdidas por compresibilidad, con los perfiles modernos que se pueden implementar, se observa que el número de Mach de puntera límite para evitar efectos de compresibilidad puede ser de 0.89.

De lo dicho anteriormente, se calculó que el diámetro máximo permitido para no exceder el límite de pérdida por compresibilidad es de 2,39 m. calculado para las condiciones de vuelo a nivel de crucero con un régimen de potencia al 80% , lo que implica una velocidad media de 150kts (0.24 M).

Una vez obtenido el diámetro límite por compresibilidad, se busca el límite por despeje al suelo especificado por norma, (§FAR 23.925), en el cual se indica que con el avión en posición nivelada, con ruedas desinfladas, la punta de hélice debe tener una distancia al piso superior o igual a 9 pulgadas, como se muestra en la siguiente figura.

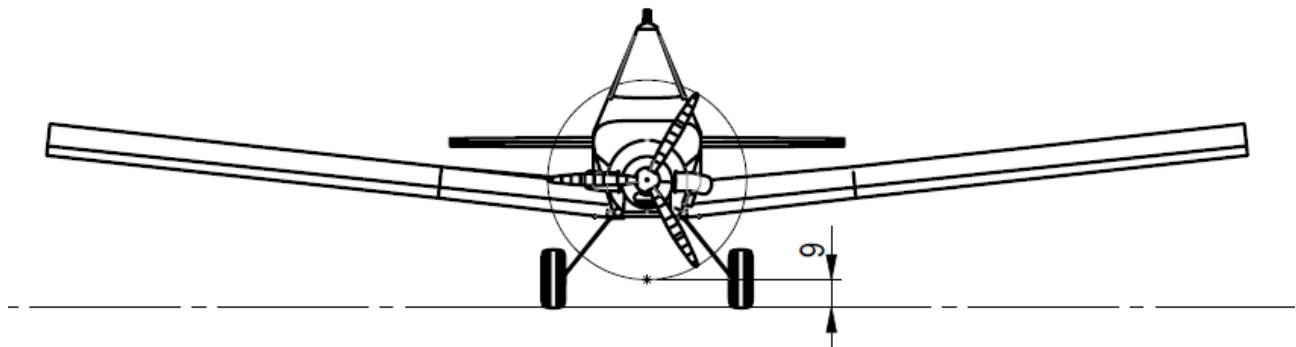


Figura 63 - Despeje de hélice según norma

Una vez instalado el grupo motor en la aeronave, la longitud del fuselaje aumenta 0,6 m. Teniendo en cuenta esta alteración, la nueva distancia entre la punta del cono de hélice y el piso es de 1,42 m. Considerando el despeje por norma, obtenemos un diámetro permitido de 2,38 m, el cual respeta el despeje mínimo al piso.

Se recomienda para reducir niveles de emisión de ruido, que el mach puntera no exceda 0.8. Para no alterar tanto la eficiencia de la hélice, se optó por instalar una hélice apenas menor, de 2,36 m, la cual es de menor diámetro que lo calculado, con el fin de atenuar los niveles de emisión de ruido, lo cual quedará pendiente de estudio.



Una vez que se obtiene la dimensión de hélice a instalar, se estudia la eficiencia que posee la misma instalada en la aeronave. Lo mismo se realiza obteniendo los correspondientes factores de avance (**AF**) y el CI de pala para las diferentes condiciones y observando cual es la eficiencia más conveniente para los casos de estudio.

Despegue y ascenso – 80kts					
V [m/s]	n [rpm]	n [rps]	h [m]	a [m/s]	M [-]
42	2200	36,7	0	340	0,12
Potencia [HP]	Potencia [W]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]			
550	410135	1,225			
D [m]	J [-]	Cp [-]	Mtip [-]		
2,1	0,544959128	0,165842592	0,702109516		
2,2	0,520188259	0,131425351	0,734588231		
2,3	0,497571378	0,105233344	0,767106443		
<b>2,36</b>	<b>0,484921258</b>	<b>0,092519342</b>	<b>0,786634291</b>		
2,4	0,476839237	0,085062147	0,799659334		
2,5	0,457765668	0,069357353	0,832242835		

Tabla 36 - Despegue y Ascenso

Crucero al 80% - 150kts					
V [m/s]	n [rpm]	n [rps]	h [m]	a [m/s]	M [-]
77	2200	36,7	4500	322,3	0,24
Potencia [HP]	Potencia [W]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]			
440	328108	0,77			
D [m]	J [-]	Cp [-]	Mtip[-]		
2,1	0,999091735	0,21107239	0,791911169		
2,2	0,953678474	0,167268629	0,826229418		
2,3	0,912214193	0,133933347	0,860679774		
<b>2,36</b>	<b>0,889022306</b>	<b>0,11775189</b>	<b>0,881406958</b>		
2,4	0,874205268	0,108260915	0,895246987		
2,5	0,839237057	0,088272994	0,929918025		

Tabla 37 - Crucero 80%



MPC – 165kts					
V [m/s]	n [rpm]	n [rps]	h [mts]	a [m/s]	M [ - ]
85	2200	36,7	4500	322,3	0,26
Potencia [HP]	Potencia [W]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]			
550	410135	0,77			
D [m]	J [-]	Cp [-]	Mtip [-]		
2,1	1,102893473	0,263840488	0,784922531		
2,2	1,052761952	0,209085786	0,818282084		
2,3	1,006989693	0,167416684	0,85179534		
2,36	0,98138826	0,147189863	0,871969702		
2,4	0,965031789	0,135326144	0,885444847		
2,5	0,926430518	0,110341243	0,919215643		

Tabla 38 - Máximo Continuo

Las tablas 36 a 38 nos muestran los valores de Mach de puntera en las diferentes condiciones, para la hélice seleccionada.

Con los datos obtenidos, se confeccionan gráficos los cuales muestran la relación entre el factor de avance AF y el CI de la pala. Esto debe estudiarse, para observar que condición presenta la mejor performance para la operación de la hélice.

AF \ Cli	ascenso y despegue			
	0,15	0,3	0,5	0,7
80	0,4	0,45	0,48	0,53
100	0,45	0,47	0,54	0,57
140	0,5	0,55	0,57	0,58
180	0,58	0,54	0,57	0,56

AF \ Cli	Crucero 80%			
	0,15	0,3	0,5	0,7
80	0,6	0,65	0,7	0,74
100	0,65	0,7	0,73	0,75
140	0,7	0,73	0,74	0,74
180	0,73	0,71	0,74	0,7

AF \ Cli	Crucero MPC			
	0,15	0,3	0,5	0,7
80	0,57	0,6	0,65	0,71
100	0,6	0,66	0,71	0,73
140	0,67	0,72	0,74	0,75
180	0,7	0,72	0,74	0,73

Tabla 39 - Factores de Actividad



Obteniendo de esta manera, los gráficos correspondientes para observar la eficiencia.

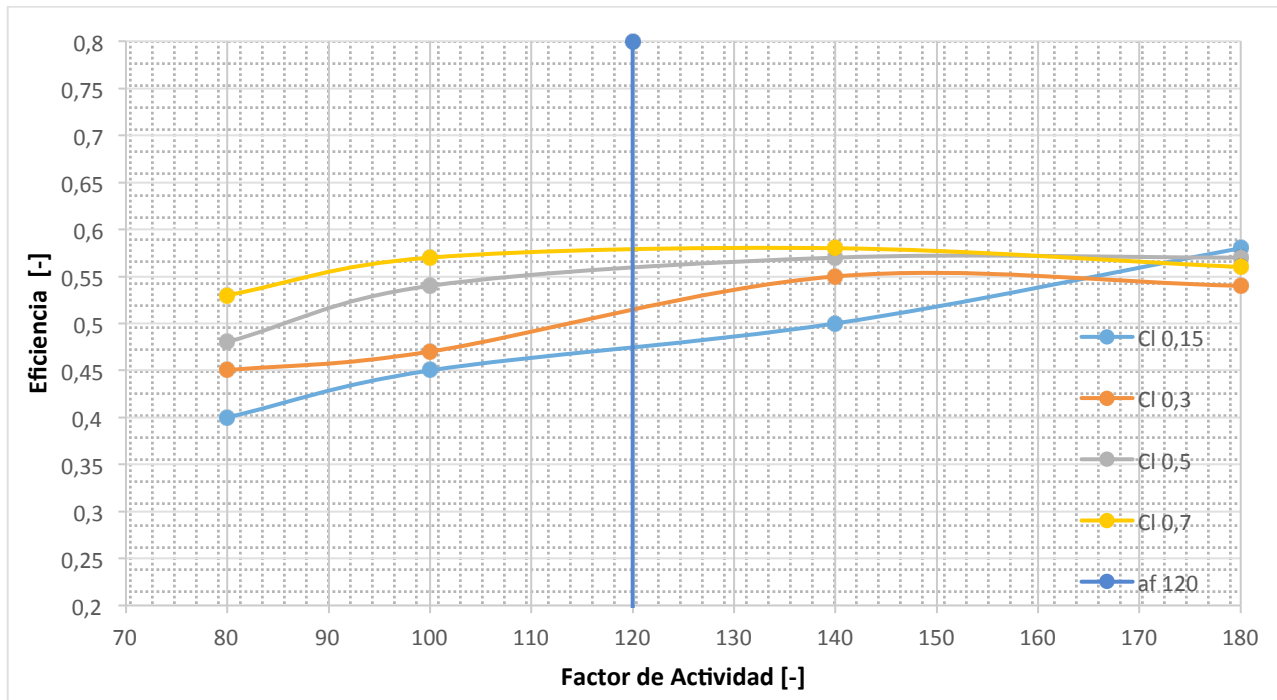


Figura 64 - Factor de Actividad vs CL pala - Despegue

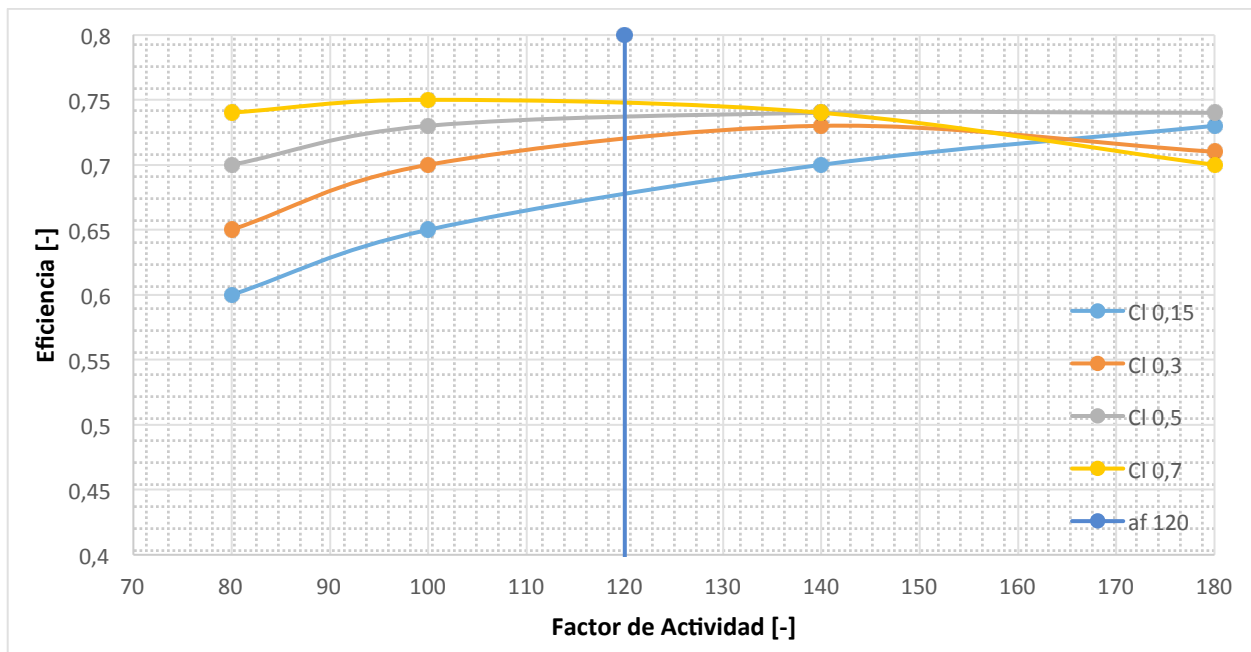


Figura 64 - Factor de Actividad vs CL pala – 80% de potencia

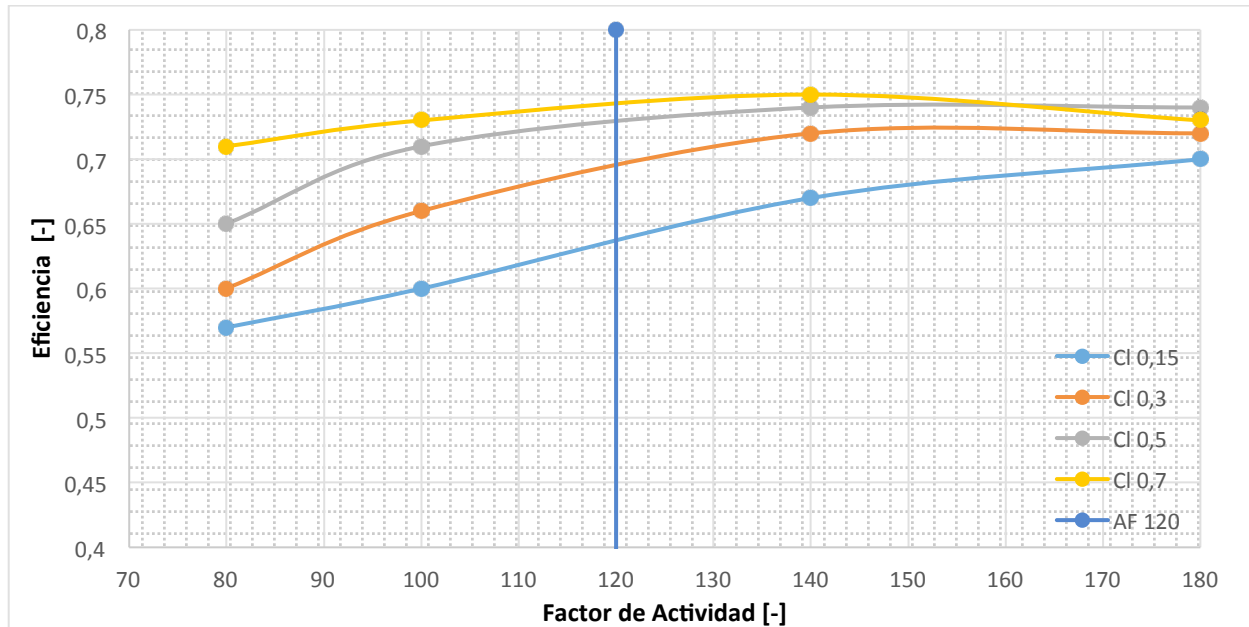


Figura 65 - Factor de Actividad vs CL pala – Crucero MPC

Por lo general, el conjunto motor – hélice va relacionado con el comportamiento de conjunto motor – avión. Esto quiere decir que si bien el fabricante del motor recomienda un rango y tipo de hélice a instalar, es muy necesario saber primero en que avión irá instalado para garantizar un correcto y eficiente funcionamiento.

Cómo no se encontró información respecto de cómo el motor seleccionado interactúa en este avión, se realizaron los cálculos precedentes para obtener de esta forma, la hélice y el comportamiento de el grupo motopropulsor completo.

Luego del estudio que se realizó, se selecciono una hélice tri-pala cuyas características se detallan a continuación:

**Diámetro: 2,36 m.**

**AF: 120**

**Cl: 0,7**

Se concluyó con los últimos gráficos que la hélice seleccionada posee una eficiencia cercana al 75%. Este valor es de gran utilidad para el futuro, dónde tendremos que estudiar la performance de la aeronave.

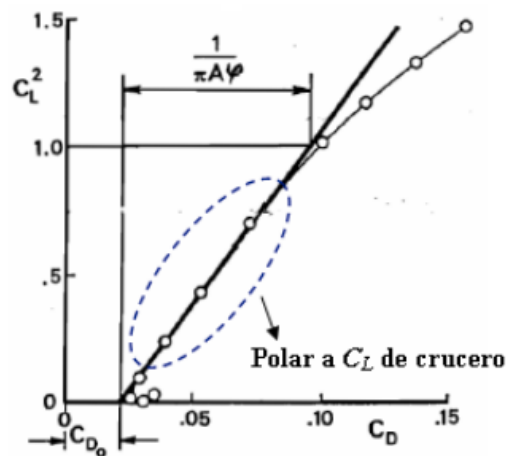
### 6.3 – Resistencia aerodinámica.

Para hacer uso y verificación de conceptos estudiados, se realizó el cálculo completo de la polar de la aeronave. La polar es una función que relaciona el coeficiente de resistencia ( $C_D$ ) con el de sustentación ( $C_L$ ). Esta función es de vital importancia para la estimación del comportamiento del avión y la comprobación de que se cumplen las especificaciones de proyecto.





La construcción de la polar se realiza considerando las distintas partes de la aeronave por separado e integrándolas luego con factores de corrección. Si bien no existe un único tipo de polar, el caso de aproximación polar parabólica simple proporciona buenos resultados y es uno de los casos más estudiados durante los cursos que, para el caso de cálculos preliminares, el alcance es suficiente.



$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e} \cdot C_L^2$$

Figura 66 – Polar

El cálculo de polar se realizó para dos condiciones diferentes. La primera fue el cálculo de polar para el avión estándar, y luego las estimaciones de polar para el avión con la modificación propuesta, con la finalidad de observar comportamientos teóricos de la aeronave antes y después.

El cálculo de polar para el avión sin modificación se realiza para obtener las performances de manera analítica con los métodos de cálculo vistos y luego corroborarlas con lo que se observa en el manual de vuelo de la aeronave emitido por el fabricante, de esta manera, se tiene un mismo resultado por método analítico y por tablas pudiendo así observar la precisión del método de cálculo y obtener un porcentaje de error a aplicar en los cálculos futuros.

Una vez que se obtuvo un aceptable grado de fiabilidad de los procedimientos realizados para los cálculos analíticos, se determina la nueva polar para el avión, esta vez, con la alteración aplicada, para obtener así las nuevas performances, llegando finalmente, a una justificación o conclusión sobre si se obtiene una mejora considerable en este proyecto.

### 6.3.1 - Cálculo de Polar

Para comenzar con el cálculo de la polar, se obtuvieron referencias del libro *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, en donde encuadra el cálculo de polar según el tipo de aeronave, sistema propulsivo y forma, bajo el título de *Low-speed drag estimation method*.

Considerando las características propias de nuestra aeronave, obtenemos el valor de aporte de resistencia parásita para la confección de nuestra polar.

$$C_{D0} \cdot S = r_{RE} \cdot r_{UC} \cdot [r_t \{ (C_D \cdot S)_w + (C_D \cdot S)_f \} + (C_D \cdot S)_n]$$



Para obtener el aporte de cada parte, se realizaron tablas, y se calculó lo que cada parte aporta en la ecuación.

### 6.3.2 - Aporte del Ala – Avión estándar.

$$r_w = 1$$

$$t/c = 0,18$$

$$\Delta_{25} = 0$$

$$S = 20,96$$

$$(C_D \cdot S)_w = 0.0054 \cdot S \cdot r_w \{1 + 3 \cdot (t/c) \cdot \cos^2(45)\}$$

$$(C_D \cdot S)_w = \mathbf{0,17430336}$$

### 6.3.3 - Aporte del Fuselaje – Avión estándar.

$$l_F = 8,38$$

$$b_F = 1,087$$

$$h_F = 1,90061$$

$$r_F = 1,3$$

$$(C_D \cdot S)_f = 0.0031 \cdot r_f \cdot l_f \cdot (b_f + h_f)$$

$$(C_D \cdot S)_f = \mathbf{0,101081}$$

### 6.3.4 - Aporte sistema propulsivo – Avión estándar.

$$b_F = 1,087$$

$$h_F = 1,90061$$

$$(C_D \cdot S)_n = 0.015 \cdot b_f \cdot h_f$$

$$(C_D \cdot S)_n = \mathbf{0,031078}$$

Obteniendo finalmente el valor de interés  $C_{D_o} \cdot S$ , que al dividir en la superficie alar, devuelve el valor de interés  $C_{D_o} = 0,034793$ .



## 6.3.5 - Aporte del Ala – Avión modificado.

$$r_w = 1$$

$$t/c = 0,18$$

$$\Delta_{25} = 0$$

$$S = 20,96$$

$$(C_{D.S})_w = 0.0054.S.r_w\{1 + 3.(t/c).\cos^2(45)\}$$

$$(C_{D.S})_w = \mathbf{0,17430336}$$

## 6.3.6 - Aporte del Fuselaje – Avión modificado.

$$l_F = 9,22 \text{ (largo máximo)}$$

$$b_F = 1,0923 \text{ (ancho máximo)}$$

$$h_F = 1,90061 \text{ (alto máximo)}$$

$$r_F = 1,3 \text{ (sección rectangular)}$$

$$(C_{D.S})_f = 0,0031.r_f.l_f.(b_f + h_f)$$

$$(C_{D.S})_f = \mathbf{0,1106895}$$

## 6.3.7 - Aporte sistema propulsivo – Avión modificado.

$$R_n = 1 \text{ (ring-type inlets)}$$

$$Pto = 550$$

$$\Phi to = 687,5$$

$$(C_{D.S})_n = 0.1.r_n.(Pto/\Phi to)$$

$$(C_{D.S})_n = \mathbf{0,031078}$$

Obteniendo finalmente el valor de interés  $C_{D_0} .S$ , que al dividir en la superficie alar, devuelve el valor de interés  $C_{D_0} = 0,04047534$ .

Obteniendo finalmente el valor deseado de  $C_{D_0}$ , para ir conformando de ésta manera, la polar de la aeronave.

$$C_D = C_{D_0} + \frac{Cl^2}{\pi.A.e}$$

Polar avión estandar se obtuvo  $C_{D_0} = 0,034793$

Polar avión alterado se obtuvo  $C_{D_0} = 0,04047534$



Para el valor de  $e$ , se utilizó el valor correspondiente a aeronave con equipo de aeroaplicación instalado indicado en la tabla 5-1 de la Ref. 5,  $e=0,7$ .

Donde:

$C_{D0}$  : Coeficiente de Resistencia parásita.

$S$  : Superficie alar.

$\Gamma_{RE}$  :Factor de corrección por número de Reynolds.

$\Gamma_{UC}$  :Factor de corrección por tren de aterrizaje.

$r_t$  :Factor de corrección por empenaje.

$r_w$  : Factor de corrección por ala según sea cantilever o con montante.

$(C_D \cdot S)_w$  :Ala.

$(C_D \cdot S)_f$  :Fuselage.

$(C_D \cdot S)_n$  :Sistema propulsivo.

$t/c$  : relación espesor – cuerda.

$\Delta_{25}$  : Flecha al 25% cam.

$l_F$  : largo de fuselaje.

$b_F$  : ancho máximo de fuselaje.

$h_F$  : alto máximo de fuselaje.

$r_F$  : Factor de forma, función de la sección transversal del fuselaje.

#### 6.4 - Distancias de despegue.

El primer cálculo de interés en el cual se enfocó el trabajo, fue en la obtención de las distancias de despegue.

Para poder obtener valores de distancias de despegue, se procedió como se comentó anteriormente, en el cálculo de la polar, diferenciando la misma según el avión se encuentre en la fase de despegue, en tierra o en aire, con los coeficientes correspondientes según la fase.

El proceso de despegue normalmente se lo divide en tres fases, distancia en tierra, distancia en el aire y ascenso.

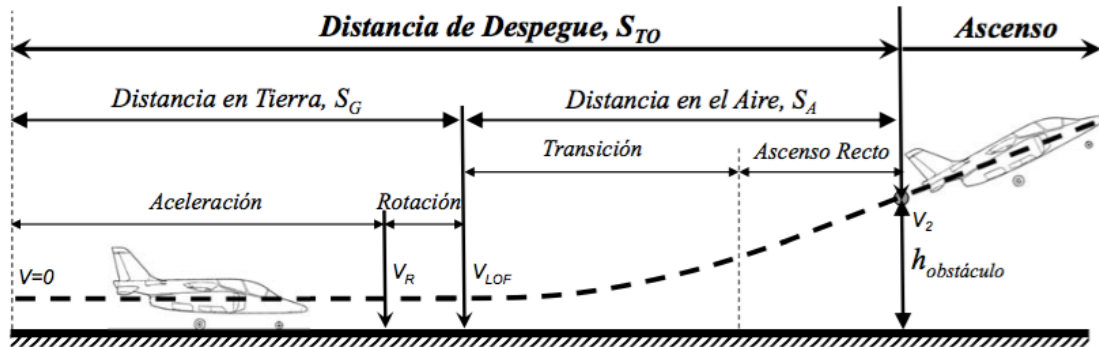


Figura 67 - Distancia de despegue

Diferenciando la etapa del despegue según sea la fase en la que se encuentra, podemos obtener la polar con su formato correspondiente como se muestra a continuación.

**Tierra**

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e} \cdot C_{Lground}^2 + \Delta C_D \text{ flap}$$

**Aire**

$$C_D = C_{D0} + \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e} \cdot (C_{L \text{ máx}} - \Delta C_L)^2 + \Delta C_D \text{ flap}$$

La polar para el segmento aire, está definida de esta forma ya que se realizaron comparaciones para varias posiciones de flaps. En la parte tierra, se asume que aún la resistencia inducida por flap no tiene efecto considerable.

Las condiciones en las que se realizó el cálculo fueron para peso máximo de despegue y sin utilización de flaps primero, para luego observar resultados con 15° y 20° de flaps. Estas últimas dos condiciones se realizaron simplemente a modo de observar comportamiento y no comparativas, ya que el manual de operación de la aeronave no posee tablas informativas para tales condiciones de despegue.

En base a ello, se calcularon los correspondientes valores de  $C_{L \text{ máx}}$ ,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_D \text{ prof}$ ,  $\Delta C_D \text{ flap}$ , para ingresar luego a la correspondiente ecuación.

Donde:

$C_D$ : Coeficiente de Resistencia.

$C_{D0}$ : Coeficiente de Resistencia parásita.

$C_L$ : Coeficiente de sustentación.

A: Alargamiento



e : Factor de Oswald

$\Delta C_D$  : Variación del coeficiente de resistencia.

$\Delta C_L$  : Variación del coeficiente de sustentación.

#### 6.4.1- Obtención de $C_{L\text{máx}}$

Para la condición de peso máximo de despegue **WTO = 4800 Lbs:**

Flaps 0°  $V_s = 77$  mph (34,4 m/s)

15°  $V_s = 73$  mph (32,6 m/s)

20°  $V_s = 70$  mph (31,3 m/s)

Con los datos de la velocidad de pérdida y la ecuación de sustentación;

$$C_{L\text{máx}} = \frac{2.W}{\rho.A.V^2}$$

Obtenemos los valores correspondientes de  $C_{L\text{máx}}$  que luego serán utilizados para la obtención de  $C_D$ .

$$C_{L\text{máx}} = 1,40$$

$$C_{L\text{máx}} = 1,56$$

$$C_{L\text{máx}} = 1,70$$

Para la condición de peso de despegue **WTO = 3800 Lbs:**

Flaps 0°  $V_s = 69$  mph (30,8 m/s)

15°  $V_s = 65$  mph (29,0 m/s)

20°  $V_s = 62$  mph (27,7 m/s)

De allí, obtenemos de la ecuación de sustentación, los valores correspondientes de  $C_{L\text{máx}}$  que luego serán utilizados para la obtención de  $C_D$ .

$$C_{L\text{máx}} = 1,38$$

$$C_{L\text{máx}} = 1,56$$

$$C_{L\text{máx}} = 1,71$$



### 6.4.2 - Obtención de $\Delta C_l$

La obtención del incremento de sustentación del ala por utilización de flaps se obtiene primero calculando el incremento de sustentación del perfil por la utilización de flaps y con ello, se obtiene el incremento del ala, de la forma que se indica a continuación.

$$\Delta C_l = \delta_f \cdot \left\{ \frac{C_{l\delta}}{C_{l\delta theory}} \right\} \cdot C_{l\delta theory}$$

El incremento de sustentación del perfil se analizó para las 3 condiciones de utilización de flaps. El procedimiento para ellos se baso en el punto 8.1.2 de la Referencia 6 “Trailing edge flaps”

$$\Delta C_l = \delta_f \cdot \{C_{l\delta} / C_{l\delta theory}\} \cdot C_{l\delta theory} \cdot K$$

Flaps 0	0
cf	0,4
t/c	0,166
cf/c	0,2283
K	1
$C_{l\delta theory}$	4
$C_{l\delta} / C_{l\delta theory}$	1
$\Delta C_l$	0

Flaps 15º	0,2618
cf	0,4
t/c	0,166
cf/c	0,2283
K	0,97
$C_{l\delta theory}$	4
$C_{l\delta} / C_{l\delta theory}$	1
$\Delta C_l$	1,015784

Flaps 20º	0,349
cf	0,4
t/c	0,166
cf/c	0,2283
K	0,82
$C_{l\delta theory}$	4
$C_{l\delta} / C_{l\delta theory}$	1
$\Delta C_l$	1,14472

Tabla 40 - Aumento de  $C_l$  por flaps

Nota: Para estos cálculos se utilizo un valor  $C_{l\alpha theory} = 2\pi$ . El valor de pendiente de sustentación se obtuvo de la curva  $C_l$  vs  $\alpha$  del perfil 633618

$$C_{l\alpha} = 6,7073 \text{ 1/rad}$$

Una vez obtenida el incremento de sustentación del perfil, se desarrolla el incremento de sustentación del ala, valor de utilidad para cálculo en la polar.

En el ala finita, el incremento de sustentación será el mismo que se calculó en el perfil, ya que se ve afectado por fenómenos de flujo 3D que cambian este valor. No obstante, una vez obtenido el incremento de sustentación del perfil se corrige el incremento de sustentación en el ala finita, tanto en el rango lineal como en una zona muy cercana a la pérdida.



Perfil			
$C\alpha$	$c_f/c$	$\cos \theta$	$\theta$
6,7072	0,2353	-0,5294	2,128689499
dCl/dnu			
3,97376376			
deflexion °	deflexion rad	$\Delta Cl$	
15	0,261799388	1,04032892	
20	0,34906585	1,387105227	

Ala finita				
$\Delta Cl_{max}/\Delta Cl$	envergadura total	%flap semi ala	largo de flap	
0,78	11,817	43%	5,08	
S flap	deflexión	$\Delta cl$ max perfil	$\Delta CL_{max}$	$\Delta CL_{max}$ no lineal
8,90	15°	1,015784	0,3590882	0,280088796
	20°	1,14472	0,404668156	0,315641162

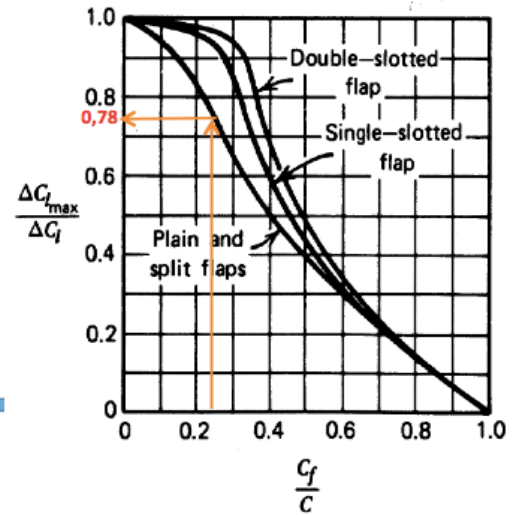


Tabla 41 - Corrección CL y CL max en ala finita

Así como es de interés observar el incremento de sustentación del ala con la actuación de sistemas hipersustentadores, es de vital importancia conocer también cómo se comporta la resistencia bajo el mismo efecto. Por tal motivo, se desarrollan las tablas que se muestran a continuación, para obtener los valores que aportan a la polar para la obtención de las performances de la aeronave.

Donde:

$C_f$ : Cuerda de flap.

$t/c$ : relación espesor-cuerda.

$C_f/c$ : Relación cuerda de flap – cuerda alar.

K: factor de corrección debido a la no-linealidad a grandes deflexiones de flap.

$\delta_f$ : deflexión de flap.

$C_{l\delta}$ : Factor de efectividad de flap.





6.4.3 - Obtención  $\Delta C_{D \text{ flap}}$ .

$$\Delta C_{D \text{ flap}} = \Delta C_{D \text{ prof flap}} + \Delta C_{D \text{ i flap}} + \Delta C_{D \text{ int flap}}$$

$$\Delta C_{D \text{ prof flap}} = \Delta C_{d \Lambda_{c/4=0}} \cdot \cos(\Lambda_{c/4}) \cdot S_{wf}/s$$

cf/c	0,2353
$\Delta C_{d \Lambda_{c/4=0}}$	0,02
$\cos(\Lambda_{c/4})$	1
$S_{wf}$	8,52 m <sup>2</sup>
S	20,96 m <sup>2</sup>

Fig 4.44 Roskam

$$\Delta C_{D \text{ i flap}} = K^2 (\Delta C_{l \text{ flap}})^2 \cdot \cos(\Lambda_{c/4})$$

$b_f/b$	0,0924
$b_{to}/b$	0,5213
k	0,27
$\Delta C_{l \text{ flap}}$	0
15°	0,359088
20°	0,404668
$\cos(\Lambda_{c/4})$	1

Fig 4.53 Roskam

$$\Delta C_{D \text{ interferencia}} = K_{in} \cdot \Delta C_{D \text{ prof flap}}$$

$K_{in}$	0
$\Delta C_{D \text{ interferencia}}$	0

$\Delta C_{D \text{ prof flap}}$	0,008129771
----------------------------------	-------------

$\Delta C_{D \text{ i flap}} 0^\circ$	0
$\Delta C_{D \text{ i flap}} 15^\circ$	0,0094
$\Delta C_{D \text{ i flap}} 20^\circ$	0,011938

$\Delta C_{D \text{ flap}}$	0,00813
	0,01753
	0,020068

Tabla 42 - Aumento de resistencia por flaps

Realizados todos los cálculos pertinentes a la obtención de la polar de la aeronave, según la fase de despegue en la que se encuentre, se optó por desarrollar las ecuaciones estudiadas en mecánica del vuelo para la obtención de las distancias de despegue.

Las ecuaciones utilizadas pueden diferenciarse según sea distancia en tierra ( $S_G$ ) o distancia en aire ( $S_A$ ).

**Distancia en Tierra**

$$S_G = \frac{k^2 W_{TO}^2}{\rho S C_{L_{mix}} g [T - D - \mu(W_{TO} - L) - W_{TO} \phi]} \Big|_{q=\bar{q}}$$

**Distancia en el Aire**

$$S_A = \frac{W_{TO}}{(T - D)_{q=\bar{q}}} \left[ h_{obstaculo} + \frac{(V_2^2 - V_{TO}^2)}{2g} \right]$$



Donde:

k: Factor de proporción entre  $V_{TO}$  y  $V_{stall}$

$W_{TO}$ : Peso de despegue

$\rho$ : Densidad del aire

S: Superficie alar

$C_{Lmax}$ : Coeficiente de sustentación máximo

g: Aceleración de la gravedad

T: Empuje

D: Resistencia

$\mu$ : Coeficiente de rozamiento por rodadura

$\Phi$ : Ángulo de inclinación de la pista

q: Presión dinámica

$V_2$ : Velocidad de seguridad

$V_{TO}$ : Velocidad de despegue.

Aplicando las ecuaciones anteriores se plasman los resultados obtenidos en gráficos. A continuación se presentan las curvas obtenidas donde podemos apreciar claramente la diferencia en carrera de despegue del avión remotorizado respecto del inicial.

El cálculo de las distancias de despegue fue estudiado para dos condiciones diferentes en las cuales podemos observar la utilización de sistemas hiper-sustentadores y 2 variables en la condición de peso máximo de despegue. Así mismo también puede observarse como varía esta diferencia con la altura.

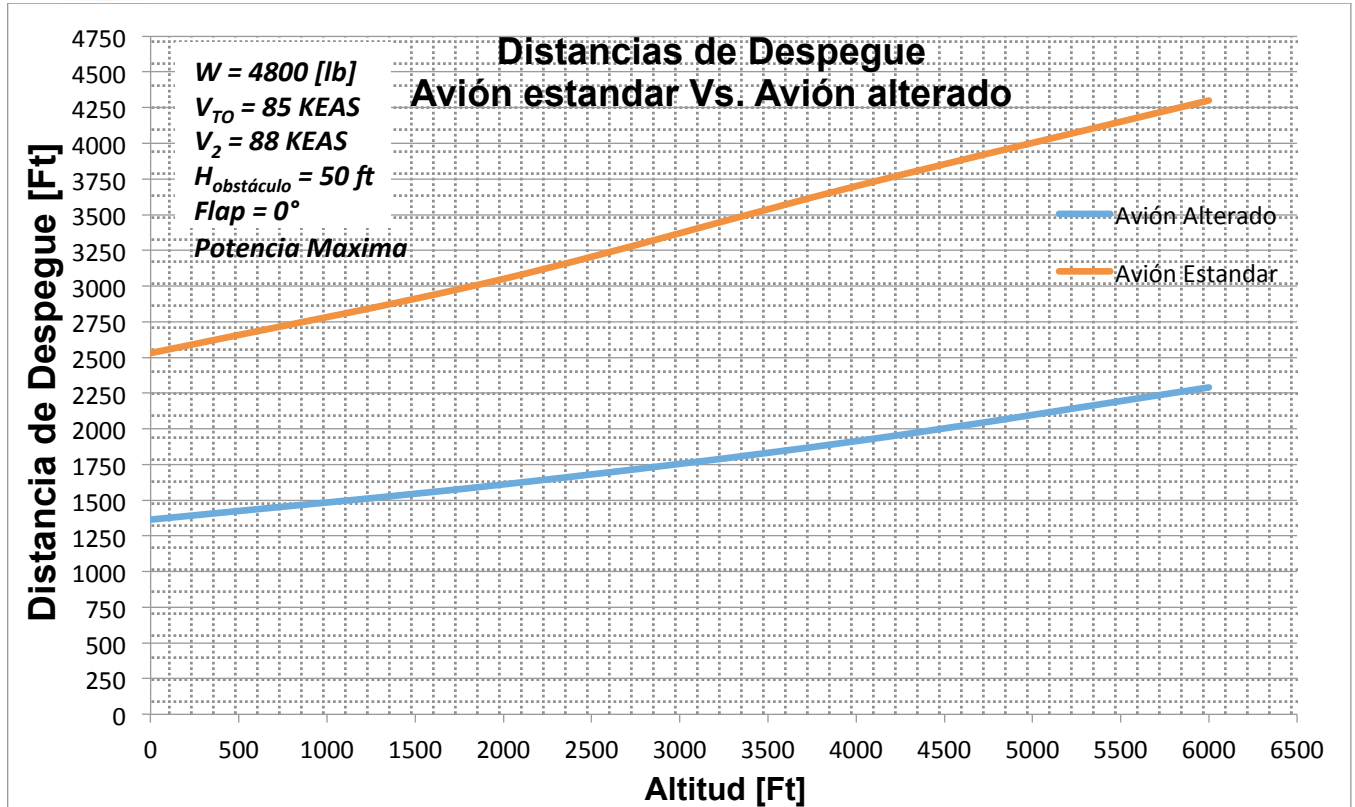


Figura 68 - Distancia de Despegue

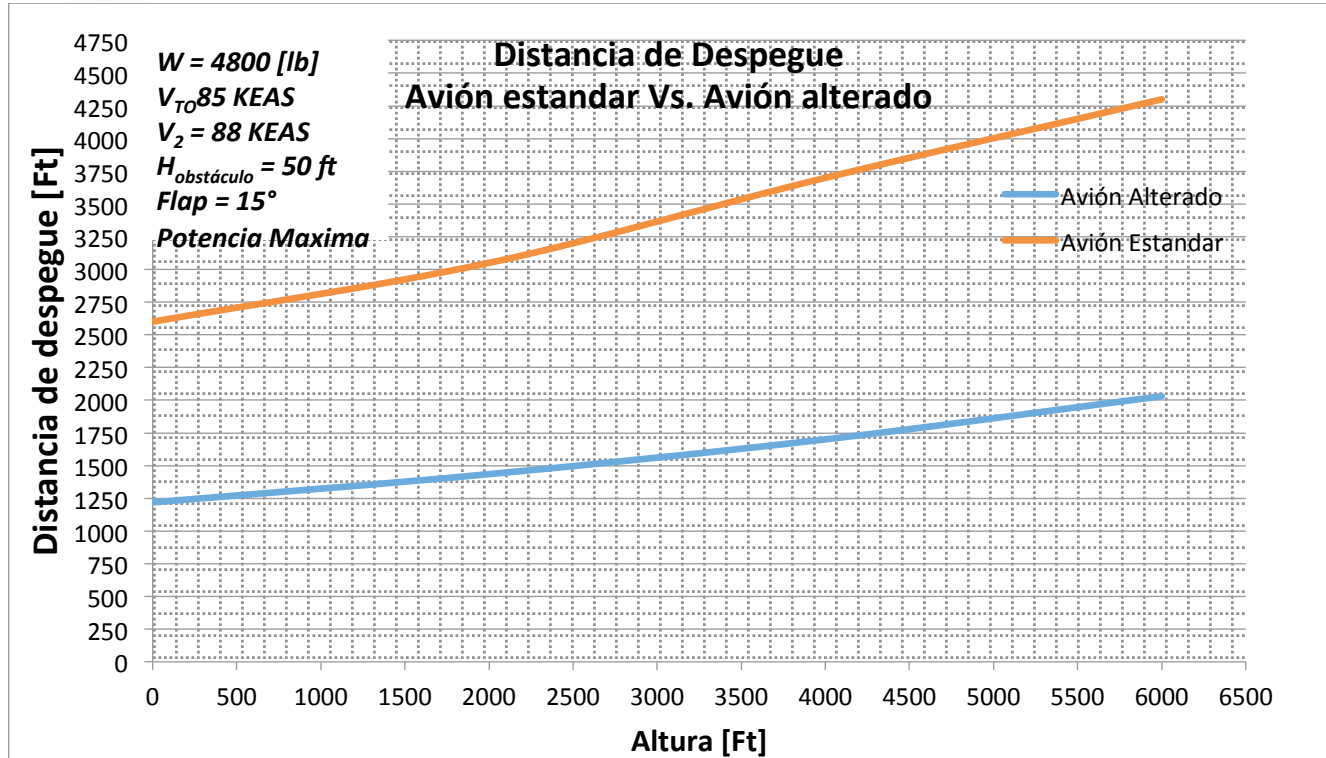


Figura 69 - Distancia de despegue

### 6.5 - Autonomía

El cálculo de interés que se concentrará en verificar, seguido de las distancias de despegue, y en función de la característica de la modificación implementada, es la de autonomía de la aeronave.

El incremento de potencia no es algo que se obtenga en forma gratuita, y la forma de compensarlo, generalmente, es con un mayor consumo, lo que limita la autonomía de vuelo.

Como nuestro trabajo se concentra en la modificación de planta propulsiva y su correspondiente diseño de bancada, todo lo que forma parte desde la línea de para-llamas de la aeronave, hacia atrás, no fue modificado ya que excede el alcance de este trabajo. Por tal motivo, para no generar grandes alteraciones del peso y balanceo, o cargas estructurales y aerodinámicas, el volumen de carga de combustible de la aeronave no ha sido modificado del original.

Por tal motivo, se realizó un estudio de autonomía de la aeronave para una condición de no modificación de tanques de combustible. Tal condición, puede ser mejorada en gran magnitud con la implementación de tanques suplementarios.



En la figura 71, se muestra como es la disposición de los tanques de combustible originales de la aeronave. Como proyección, los mismos pueden modificarse por unos de mayor volumen, o bien instalarse un tanque ventral, lo que resulta más simple y eficiente.

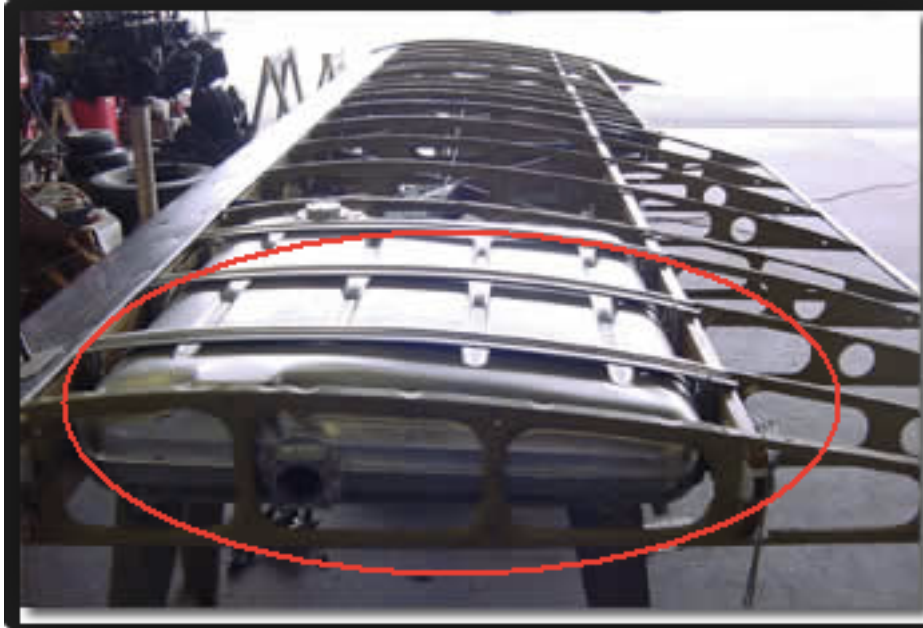


Figura 70 - Tanques alares

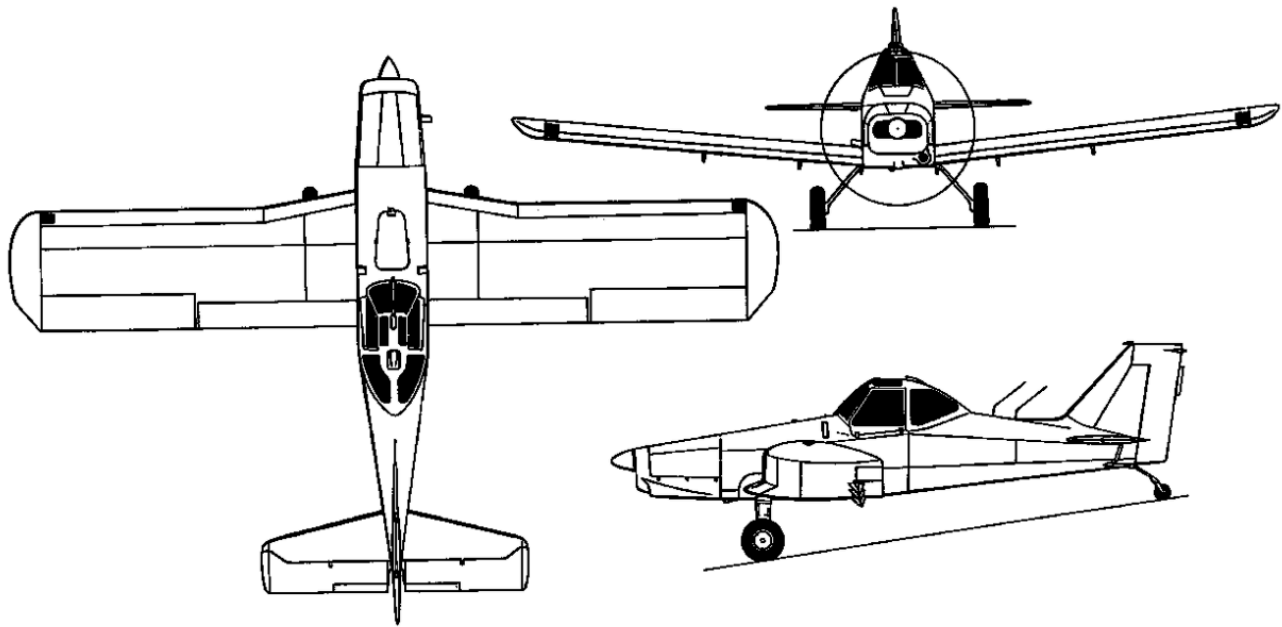


Figura 71 - 3 vistas del Piper Brave

Las características operativas y limitaciones del sistema de propulsión que determinan el consumo de un motor son muy complejas.

Los modelos simplificados de consumo de combustible que usaremos para desarrollar conclusiones son extraídas de bibliografía indicada [Ref 7], las cuales representan con certeza y en un amplio rango, el consumo de los motores, tanto sean alternativos o turbohélices.

La ecuación de autonomía utilizada, es la **ecuación de autonomía de Breguet para aviones a hélice**. Según las hipótesis realizadas, para que esta ecuación sea válida, se debe volar a ángulo de ataque constante y altura constante, que para este tipo de avión, es una condición bastante próxima a la condición normal de vuelo.

$$E = \sqrt{2\rho_0 S} \frac{\eta_p \sqrt{\sigma} C_L^{3/2}}{SFC C_D} \frac{1}{\sqrt{W_{inicio}}} \left( \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{W_{fuel}}{W_{inicio}}}} - 1 \right)$$



Donde:

E: Autonomía.

S: Superficie alar.

$\eta_p$  : Rendimiento de la hélice.

SFC : Consumo específico del motor.

$W_{inicio}$  : Peso de despegue.

$W_{fuel}$ : Peso del combustible.

$\rho_0$  : Densidad del aire a nivel del mar.

$\sigma$  : Relación de densidad.

La ecuación de autonomía fue utilizada inicialmente ingresando los datos ya conocidos de la aeronave estándar y obtener así de forma analítica la autonomía, la cual fue comparada con la leída del manual de vuelo, obteniéndose resultados fiables.

Una vez corroborado el método analítico, se ingresaron los datos de la aeronave remotorizada, obteniendo, como era de esperarse, una autonomía marcadamente menor a la anterior.

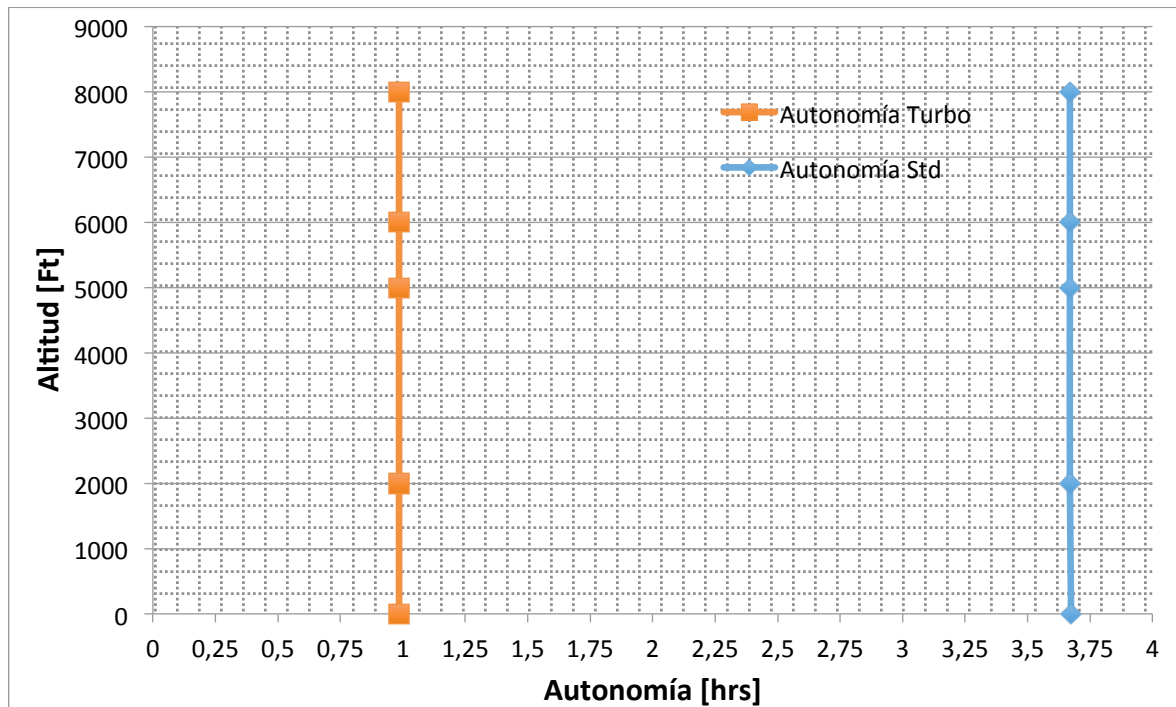


Figura 72 – Autonomía



Se observa una marcada disminución en la autonomía de la aeronave con la alteración implementada. Esto se debe al notable incremento en el consumo específico de la aeronave.

Se puede observar en la tabla comparativa que el consumo de la aeronave aumenta aproximadamente 3 veces. Esto es consecuencia del incremento de potencia, y se recomienda equipar la aeronave con tanques suplementarios. Este estudio no se realizó ya que supera el alcance de este trabajo.

Presentamos a continuación algunos datos técnicos de referencia a modo comparativo entre ambos motores.

Comparación de grupo moto-propulsor.		
	PT6-21	IO 720 D1C
Potencia al eje (SHP)	550 [HP]	400 [HP]
Peso (motor seco, con sistema de arranque pero sin sistema de gobernador de hélice ni escapes)	337 [Lb]	614 [lb]
Consumo de combustible	340 [ $\frac{Lb}{h}$ ]	120 [ $\frac{Lb}{h}$ ]
Tipo de combustible	Jet A-1	100 LL

## Capítulo 7 - Costo y confección de diseño comercial.

Para tener una idea aproximada de los costos totales de la conversión del motor, se confecciona la siguiente tabla con los ítems involucrados en el trabajo.

Descripción	Cantidad	Precio unitario	Total
PT6A-21	1	U\$S 200000	U\$S 200000
Hartzell HC-B3TN-3	1	U\$S 25000	U\$S 25000
Tubo 3/4 0.058	25 [ft]	U\$S 4,64	U\$S 116
Horas hombre	250 [hs]	U\$S 78	U\$S 19500
Varios	1	U\$S 5400	U\$S 5400
Total			U\$S 250016

Tabla 43 - Costo comercial

Se debe tener en cuenta que este resumen de costos es conservativo y posiblemente se pueda hacer una optimización de costos para mejorar el precio.

Estos valores estimativos fueron obtenidos de varias páginas web, entre ellas, las principales:

- [www.aircraftspruce.com](http://www.aircraftspruce.com)
- <http://www.trade-a-plane.com/>
- <https://www.barnstormers.com/>





## Conclusión

Al finalizar los estudios volcados en este trabajo final de grado, se llega a la conclusión de que el proceso es posible y conveniente como mejora a la aeronave.

En las cualidades mas notables se destacan el peso, que disminuye, el incremento de potencia, las distancias en despegues, la seguridad en la operación del avión, entre otras cosas.

El cálculo estructural fue satisfactorio, dando márgenes de seguridad positivos y asegurando, en principio, una vida infinita en la estructura de la bancada, a pesar de eso en algunos estudios hace falta profundización pero, por ser un primer loop de estudio, se considera que tanto la estructura de la bancada como la de las tomas y bulones soportan exitosamente las cargas definidas.

Los cálculos realizados respecto a la performance del avión confirman los beneficios del motor turbo helice, el único punto discutible es la autonomía ampliamente reducida, pero al tener un peso vacío menor, queda pendiente un estudio para ampliar la capacidad de combustible logrando el mismo peso vacío que el avión original, quedando este estudio fuera del alcance del trabajo y pendiente para futuras investigaciones.

El valor de la conversión se detalla y a pesar de ser un tanto elevado en un primer cálculo, los beneficios en el rendimiento del avión, debido a que con el incremento de potencia planteado, se puede despegar con el avión completo de carga paga a toda hora, esto amplía el rendimiento y por lo tanto los ingresos de la empresa o piloto que opere con el avión desde el punto de vista comercial, justificando así el precio de la conversión.

Además de todos estos objetivos cumplidos desde el punto de vista técnico, el trabajo sirvió a sus autores para aplicar varios de los conceptos aprendidos durante el transcurso de la carrera.



## Referencias

1. Bruhn, Elmer Franklin: Analysis and Design of Flight Vehicle Structures. (1973)
2. Federal Aviation Administration: FAR - Federal Aviation Regulations - Part 23: Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. Amendment 55.
3. Department of Defense: Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures - MIL-HDBK-5-H. 1998.
4. Liberatto A., Tonin A. y Zabala M.: Determinación de la Nucleación de Grietas por Fatiga en Componentes de Aeronaves.
5. Torenbeek, Egbert: Synthesis of Subsonic Airplane Design. 1982.
6. Roskam Jan: Airplane Aerodynamics and Performance. 1997.
7. Scarpín Gustavo: Mecánica del vuelo I. 2012.
8. Department of Defense: Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Test – MIL-STD-810E. 1989



## Anexos

## A1 - Cargas en cada tubo:

Caso de Carga	Tubo	Fuerza	Momento flector	Momento torsor
1	1	-19035	22.64	4.18
1	2	15386	7.74	4.94
1	3	5247.1	24.05	0.88
1	4	5521	24	-0.93
1	5	14748	8.24	-4.92
1	6	-18454	23	-4.16
1	7	-461.41	91	14.16
2	1	7615.3	9.05	-1.67
2	2	-6155.4	3.09	-1.97
2	3	-2099.2	9.62	-0.35
2	4	-2208.8	9.57	-0.37
2	5	-5900.4	3.29	1.97
2	6	7382.9	9.24	1.66
2	7	300	36.42	5.66
3	1	-18643	13.76	3.28
3	2	16331	5.46	3.79
3	3	1878.3	18.95	0.29
3	4	6199.1	17.04	-1.07
3	5	6274	9.91	-3.6
3	6	-9478.5	20.92	-2.97
3	7	-663	91.4	10.68
4	1	-23400	19.36	4.33
4	2	20175	6.65	5.02
4	3	3189.4	24.96	0.51
4	4	7578.7	23.02	-1.3
4	5	9959.2	11.97	-4.83
4	6	-14090	26.66	-4.01
4	7	-850.72	114.16	14.22
5	1	-9932.8	5.4	1.14
5	2	9648.7	4.8	1.23
5	3	-1450	6.6	-0.27
5	4	3897.8	4.27	-0.68
5	5	-2798.4	6.67	-1
5	6	1410.6	10.16	-0.75



5	7	-304.29	50.39	3.32
6	1	1404.4	12.5	-0.45
6	2	-4378.7	11.11	0.32
6	3	-4949.3	3.14	1.13
6	4	4949.3	3.14	1.13
6	5	4378.5	11.11	0.32
6	6	-1404.1	12.5	-0.45
6	7	263.69	27.04	3.15
7	1	-4695.5	6.85	0.93
7	2	3459.9	4.27	1.15
7	3	4885.7	16.4	1.19
7	4	4960.8	16.4	-1.19
7	5	3278.8	4.68	-1.18
7	6	-4705.3	7.43	-0.91
7	7	-173.13	21.25	-14.13
8	1	-5365.7	8.15	0.79
8	2	3271.2	4.41	1.32
8	3	1462.7	6.29	0.17
8	4	1295.4	5.88	-0.35
8	5	3775.6	3	-0.75
8	6	-2693.4	1.88	-1.17
8	7	-179.36	21.8	4.16
9	1	1288.7	23.57	1.78
9	2	5837.2	22.58	-0.87
9	3	4755.6	18.8	1.52
9	4	4865.3	18.86	-1.5
9	5	5558.2	20.94	0.75
9	6	896.08	21.7	-1.7
9	7	-162.22	19.48	-12.65
10	1	-10817	12.86	2.37
10	2	8743.4	4.4	2.8
10	3	2981.8	13.67	0.5
10	4	3137.4	13.6	-0.53
10	5	8381.2	4.68	-2.79
10	6	-10487	13.12	-2.36
10	7	-425.72	51.74	8.05
11	1	-5733.2	9.8	0.77
11	2	3233.9	6.46	1.35
11	3	5154.3	17.18	1.16
11	4	4999.9	16.8	-1.33
11	5	0.702	3.28	-0.81
11	6	-3202.7	2.6	-1.13



11	7	-182.19	22.46	14.89
12	1	921.12	22.1	1.76
12	2	5799.9	21.39	-0.84
12	3	8447.3	29.74	2.51
12	4	8569.8	29.81	-2.47
12	5	5484.6	19.35	0.69
12	6	386.71	19.78	-1.66
12	7	-166.09	24.91	23.43
13	1	-11185	14.21	2.36
13	2	8706.1	6.72	2.83
13	3	6673.5	24.6	1.49
13	4	6841.9	24.55	-1.51
13	5	8307.6	7.34	-2.86
13	6	-10996	14.98	-2.33
13	7	-428.55	52.19	18.83
14	1	250.11	20.54	1.62
14	2	5610.8	19.87	-0.67
14	3	5025.5	19.58	1.49
14	4	4905.7	19.25	-1.63
14	5	5981.1	25.68	1.12
14	6	2397.7	27.14	-1.92
14	7	-170.43	20.52	13.55
15	1	-11856	15.87	2.21
15	2	8517	7.02	3
15	3	3251.7	14.46	0.47
15	4	3177.8	14.01	-0.67
15	5	8804.1	2.54	-2.43
15	6	-8985.4	7.79	-2.59
15	7	-434.79	52.83	8.97
16	1	-5201.4	16.1	3.21
16	2	11083	20.07	0.81
16	3	6544.6	27	1.82
16	4	6747.7	27	-1.81
16	5	10587	18.28	-0.92
16	6	-5395.9	14.06	-3.11
16	7	-416.79	33.87	17.47
17	1	-117.44	19.08	1.61
17	2	5573.5	18.67	-0.64
17	3	8717.2	30.51	2.48
17	4	8610.1	30.21	-2.62
17	5	5907.5	24.06	1.06
17	6	1888.4	25.2	-1.89



17	7	-173.26	25.89	24.08
18	1	-13984	26.22	1.94
18	2	7746.1	16.34	3.66
18	3	5826.3	21.2	1.04
18	4	5750.3	20.75	-1.25
18	5	8039	9.51	-3.08
18	6	-11091	17.97	-2.32
18	7	-440.41	53.76	16.82
19	1	-5569	14.43	3.19
19	2	11046	19.01	0.84
19	3	10236	37.94	2.81
19	4	10452	37.97	-2.79
19	5	10513	16.84	-0.98
19	6	-5905.3	11.93	-3.08
19	7	-419.62	37.61	-28.26
20	1	-6240	13.1	3.05
20	2	10857	17.36	1
20	3	6814.5	27.78	1.79
20	4	6788.1	27.41	-1.95
20	5	11010	23.01	-0.55
20	6	-3894.3	19.45	-3.34
20	7	-425.86	51.56	18.18
21	1	-6607.5	11.39	3.03
21	2	10819	16.34	1.04
21	3	10506	38.71	2.78
21	4	10493	38.38	-2.93
21	5	10936	21.51	-0.61
21	6	-4403.7	17.36	-3.31
21	7	-428.69	52	28.91



A2 – Presupuesto comercial trabajo similar como referencia

**PRESUPUESTO****X**

[Documento No Valido Como Factura]

Compañía:	Aeronave:		
Atención:	Mod:	S/N:	Mat:
Tel:	Fecha: <b>18 de Agosto de 2016</b>		
Email:	Presupuesto: <b>16-379</b>		

Tenemos el agrado de dirigimos a Ud. con el objeto de elevar a su consideración el presupuesto por las siguientes tareas de mantenimiento, la cual consiste en este caso en la instalación de otro modelo de motor.

**MANO DE OBRA**

ITEM	TAREA	DESCRIPCION	PRECIO FINAL
1	Desmontaje	Desmontaje de Hélice Marca Mc Cauley, y Motor marca P&WC, Mod. PT6A-114A. Desmontaje de accesorios para su montaje en el nuevo motor, de acuerdo al DWG 201321-012. Embalaje de Motor desmontado.	USD 4.269
2	Montaje	Montaje de Motor Marca P&WC, moldeo PT6A-140, de acuerdo al DWG 201321-005. Instalación de Controles de motor de acuerdo al DWG 201321-005. Montaje de mangueras y drenajes de acuerdo al DWG 201321-002,	USD 5.069
3	Desm/Montaje	Montaje de nuevos Instrumentos de Motor, cantidad 5 (cinco), provistos por el STC.	USD 2.728
4	Modificación	Modificación Eléctrica de acuerdo a DWG varios. Instalación de Starter/Generator de acuerdo a DWG 201207-001/2.	USD 2.409
5	Montaje	Armado y montaje de Hélice de acuerdo al DWG 201321-008. Balanceo Dinámico.	USD 2.332
6	Modificación	Modificación de Cowling de acuerdo al DWG 201321-014.	USD 808
7	Reglaje	Reglaje de motor , y Ground Test	USD 320
8	P&W	Pesaje de aeronave	USD 1.082
<b>TOTAL MANO DE OBRA</b>			<b>USD 19.017,00</b>

Nota: DWG= Drawing de Ingeniería.





### TERMINOS GENERALES

En el presente presupuesto solo se cotiza la mano de obra de las tareas detalladas. Los consumibles y/o repuestos no significativos se informarán al finalizar la inspección. Los repuestos significativos se informarán en sucesivos presupuestos. Los adicionales que puedan surgir de los trabajos a realizar deberán quedar totalmente cancelados previo al retiro de la aeronave.

**Todos los repuestos serán provistos por AVIASER S.A. En caso de que los mismos sean provistos por el cliente se aplicará un recargo en concepto de "Inspección de recepción" equivalente al 15% del precio de lista publicado en la página de TextronCompany.**

**Lugar de realización de los trabajos:** AVIASER S.A.- Aeropuerto Internacional San Fernando (SADF).

**Garantía:** 6 meses sobre los trabajos realizados.

**Fecha estimada de ingreso:** 6 de Septiembre 2016.

Este presupuesto **NO incluye IVA ni percepciones, retenciones y/o gravámenes impositivos de ninguna naturaleza.**

La venta de repuestos que pudieran surgir durante la instalación, por partes componentes no provistas por el CTS, queda sujeta a aprobación de SIMI / LNA.

Los plazos de entrega contemplan tiempos normales en el proceso de compra e importación de repuestos, no seremos responsables de cualquier demora ocasionada por nuevas disposiciones de las autoridades competentes.

**Tiempo estimado ingreso de repuestos:** 20 días hábiles contados a partir de la aprobación de la SIMI / LNA y del cumplimiento de las condiciones de pago.

**Tiempo estimado de ejecución:** 15 días hábiles contados a partir del cumplimiento de las condiciones de pago.

### ACEPTACION DEL PRESUPUESTO

En caso de aceptación de este presupuesto y a efectos de cumplimentar normas administrativas, solicitamos tengan a bien remitirlo firmado pudiendo ser adelantado vía mail a [atencionalcliente@aviaser.com.ar](mailto:atencionalcliente@aviaser.com.ar) o por FAX al (+5411) 4005-7134.

**El presupuesto se considerará aprobado una vez acreditado el anticipo descrito en las "Condiciones de Pago". En caso de no recibir el anticipo correspondiente en los plazos establecidos en "Validez de Presupuesto", el mismo quedara sin efecto.**

**Validez de presupuesto:** 18/09/2016 inclusive.

### CONDICIONES

**Pago:**

**Mano de Obra:** Anticipo 50% para ingresar la aeronave al taller, 50% restante contra entrega de la aeronave.

**Forma de Pago:**

**Mano de obra:** Pesos (\*\*)

**Repuestos:** Se facturarán en dólares estadounidenses y deberá tenerse en cuenta el valor de esta moneda para la cancelación de la factura, considerando la cotización del cierre vendedor del Banco de la Nación Argentina del Dólar Estadounidense del día anterior a la fecha de pago. En el supuesto de abonarse con valores diferidos, se considerará la cotización citada previamente, del día de la efectiva acreditación del valor entregado. De producirse diferencias se confeccionará la Nota de Débito correspondiente la que deberá abonarse al contado.

(\*) **NOTA:** No se aceptan pagos diferidos.

**Modalidad de Pago:**

El pago puede realizarse mediante depósito o transferencia bancaria a la siguiente cuenta:



**HSBC**  
Nº Cuenta: 6913202315  
CBU: 1500691400069132023150  
[Los gastos por transferencia son a cargo del cliente]

Payment by Wire Transfer to:  
Bank of America, NA  
100 N Broadway St,  
Wichita, Kansas, USA  
Beneficiary: Aviaser S.A.  
ABA Routing: 026009593  
Account: 0190-9900-1018  
SWIFT: BOFAUS3N

A los fines de poder registrar su pago, será necesario que el mismo sea informado a la Srta. Yeny Jurado al mail de [cobranzas@aviaser.com.ar](mailto:cobranzas@aviaser.com.ar), adjuntando el comprobante de depósito o transferencia junto a las retenciones si las hubiera, indicando además las facturas que se están considerando.

Sin otro particular y agradeciendo la oportunidad de trabajar con ustedes, saludamos muy atentamente.

Ing Aer Julian Quintana  
AVIASER S.A.

.....  
Aprobado – Fecha, Firma y Aclaración



A3 – DataSheet de la aeronave.



DEPARTMENT OF TRANSPORTATION  
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

A9SO  
Revision 10  
Piper Aircraft, Inc  
  
PA-36-285  
PA-36-300  
PA-36-375  
  
August 7, 2006

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET A9SO

This data sheet which is a part of Type Certificate No. A9SO, prescribes conditions and limitations under which the product for which the Type Certificate was issued meets the airworthiness requirements of the Federal Aviation Regulations.

Type Certificate Holder Piper Aircraft, Inc.  
2926 Piper Drive  
Vero Beach, Florida 32960

Type Certificate Holder Record The new Piper Aircraft, Inc transferred TC A9SO to Piper Aircraft, Inc on August 7, 2006.

I. - Model PA-36-285. 1 PCLM (Normal Category). Approved May 31, 1972.

Engine 1 Teledyne Continental 6-285-B or 6-285-C with CMC injector with fuel flow schedule per curve No. 71-12, or  
1 Teledyne Continental 6-285-BA or 6-285-CA (See NOTE 9 for -BA and -CA engines) with CMC injector with fuel flow schedule per curve No. 77041. Propeller drive ratio to crankshaft 0.500:1.

Fuel 100/130 minimum grade aviation gasoline

Engine Limits For all operations, 4000 r.p.m. (2000 propeller r.p.m.) (285 hp)

Propeller and Propeller Limits 1 Hartzell, Hub Model HC-C2YF-1 ( )F, Blade Model F9587A  
Pitch Setting: High 27° to 29°, Low 18° ± 0.2° at 30" station.  
Diameter: Not over 95", not under 93".  
No further reduction permitted.  
Spinner: Hartzell A4203 Spinner Assembly is required.  
Propeller Governor: Hartzell Model F-4-6A  
OR  
1 Hartzell, Hub Model HC-C3YF-1 ( )F, Blade Model F9684-1  
Pitch Setting: High 29° to 31 °, Low 16.3° to 16.5° at 30" station.  
Diameter: Not over 95", not under 93".  
No further reduction permitted.  
Spinner: Hartzell A4203-1 (See NOTE 5 for data on spinner.)  
Propeller Governor: Hartzell Model F-4-6A

Propeller Limitations Hartzell Model HC-C2YF-1 ( )F only.  
Avoid continuous operation on the ground between 950 and 1150 propeller r.p.m. in wind above 15 mph.

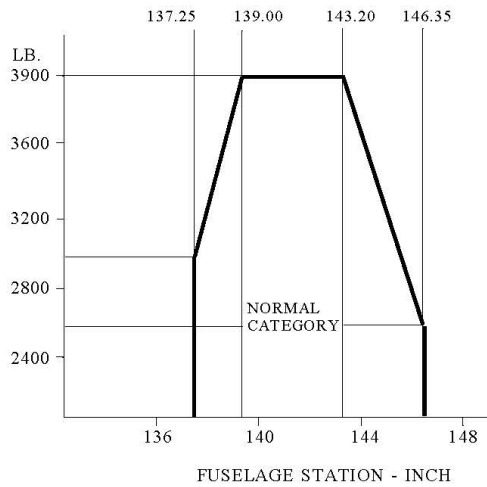
Airspeed Limits (CAS)

V <sub>ne</sub>	Never exceed	182 mph	(158 knots)
V <sub>no</sub>	Maximum structural cruising	150 mph	(130 knots)
V <sub>p</sub>	Maneuvering	136 mph	(118 knots)
V <sub>fe</sub>	Flaps Extended	115 mph	(100 knots)

Page No.	1	2	3	4	5	6	7
Rev. No.	9	9	9	9	9	9	9



Center of Gravity Range (+137.25) at 3000 lb. or less  
 (+139.00) to (+143.20) at 3900 lb.  
 (+146.35) at 2600 lb. or less  
 Straight line variation between points given.



Empty Weight C.G. Range None

Maximum Weight 3900 lb.

No. of Seats 1 (+196.0)

Maximum Baggage None

Fuel Capacity 89 gallons at (+138.4) (2 wing tanks) (87 gallons usable)  
 See NOTE 1 for data on unusable fuel.

Oil Capacity 9 quarts (5 quarts usable)  
 See NOTE 1 for data on system oil.

Manufacturer's Serial Numbers 36-7360001 through 36-7660135 (See NOTE 6 for airworthiness certification eligibility in the United States)

II. - Model PA-36-300, 1 PCLM (Normal Category), Approved November 22, 1974.  
 Same as Model PA-36-285 except engine installation.

Engine 1 Lycoming IO-540-K1G5 with one 5th order and one 6th order pendulum damper.

Fuel 100/130 minimum grade aviation gasoline

Engine Limits For all operations, 2700 r.p.m. (300 hp)



Propeller and Propeller Limits 1 Hartzell, Hub Model HC-C2YF-1 ( )F, Blade Model F8475R  
 Pitch Setting: High  $29^{\circ} \pm 1^{\circ}$ , Low  $12.0^{\circ} \pm 0.2^{\circ}$  at 30" station.  
 Diameter: Not over 84", not under 82.3".  
 No further reduction permitted.  
 Spinner: Piper Drawing 99374 (See NOTE 5 for data on spinner.)  
 Propeller Governor: Hartzell Model F-4-11A  
 OR  
 1 Hartzell, Hub Model HC-C3YR-1 ( )F, Blade Model F8468A-6  
 Pitch Setting: High  $26^{\circ} \pm 1^{\circ}$ , Low  $11.8^{\circ} \pm 0.2^{\circ}$  at 30" station.  
 Diameter: Not over 80", not under 78".  
 No further reduction permitted.  
 Spinner: Hartzell 835-36 (See NOTE 5 for data on spinner.)  
 Propeller Governor: Hartzell Model F-4-11A

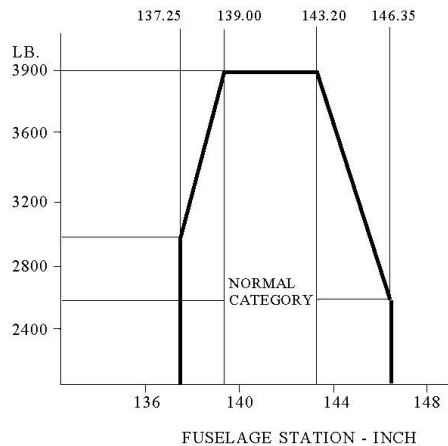
Airspeed Limits

$V_{ne}$	Never exceed	182 mph CAS, 177 m.p.h. IAS
$V_{no}$	Maximum structural cruising	150 mph CAS, 146 m.p.h. IAS
$V_p$	Maneuvering	136 mph CAS, 132 m.p.h. IAS
$V_{fe}$	Flaps Extended	115 mph CAS, 116 m.p.h. IAS

Center of Gravity Range

(+137.25)	at	3000 lb. or less
(+139.00) to (+143.20)	at	3900 lb.
(+146.35)	at	2600 lb. or less

Straight line variation between points given.



Empty Weight C.G. Range None

Maximum Weight 3900 lb.

No. of Seats 1 (+196.0)

Maximum Baggage None

Fuel Capacity 89 gallons at (+138.4) (2 wing tanks) (87 gallons usable)  
 See NOTE 1 for data on unusable fuel.

Oil Capacity 12 quarts (9¼ quarts usable)  
 See NOTE 1 for data on system oil.



Manufacturer's Serial Numbers 36-7560001 through 36-8160023 (See NOTE 6 for airworthiness certification eligibility in the United States).

III. - Model PA-36-375, 1 PCLM (Normal Category), Approved October 4, 1977.

Engine 1 Lycoming IO-720-D1CD or IO-720-D1C with one 3.5 order, six 4th order and one 5th order pendulum damper.

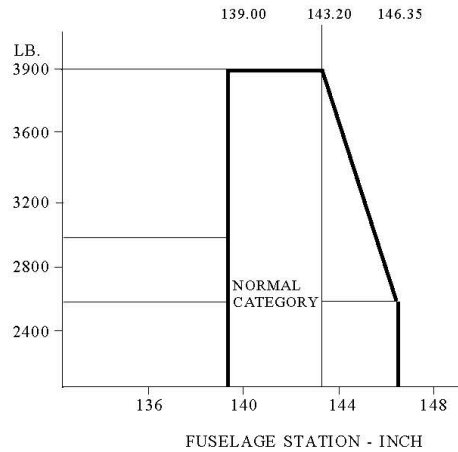
Fuel 100/130 minimum grade aviation gasoline

Engine Limits For all operations, 2500 r.p.m. (375 hp)

Propeller and Propeller Limits 1 Hartzell, Hub Model HC-C3YR-1 ( )F, Blade Model F8475R  
 Pitch Setting: High  $27^\circ \pm 1^\circ$ , Low  $13.3^\circ \pm 0.2^\circ$  at 30" station.  
 Diameter: Not over 86", not under 84".  
 No further reduction permitted.  
 Spinner: Hartzell 835-36 (See NOTE 5 for data on spinner.)  
 Propeller Governor: Hartzell Model F-4-23

<u>Airspeed Limits</u>	$V_{ne}$	Never exceed	189 mph CAS,	184 mph IAS
	$V_{no}$	Maximum structural cruising	150 mph CAS,	147 mph IAS
	$V_p$	Maneuvering	136 mph CAS,	134 mph IAS
	$V_{fe}$	Flaps Extended	120 mph CAS,	121 mph IAS

Center of Gravity Range (+139.00) at 3900 lb. or less  
 (+139.00) to (+143.20) at 3900 lb.  
 (+146.00) at 2740 lb. or less  
 Straight line variation between points given.



Empty Weight C.G. Range None

Maximum Weight 3900 lb.

No. of Seats 1 (+196.0)

Maximum Baggage None



Fuel Capacity 89 gallons at (+138.4) (2 wing tanks) (87 gallons usable)  
See NOTE 1 for data on unusable fuel.

Oil Capacity 17 quarts (14 quarts usable)  
See NOTE 1 for data on system oil.

Manufacturer's Serial Numbers 36-7802001 through 36-8302025 (See NOTE 6 for airworthiness certification eligibility in the United States).

#### DATA PERTINENT TO ALL MODELS

Datum 126.0 inches forward of the wing leading edge at the intersection of the straight and tapered section.

Leveling Means Two screws right side fuselage, inside below window.

<u>Control Surface Movements</u>	Aileron	(± 1°)	Up	20°	Down	17°	
	Elevator	(± 1°)	Up	30°	Down	20°	
	Elevator Tabs	(+3°, -1°)	Up	15.5°	Down	22.5°	Elevator Neutral
	Rudder	(± 1°)	Left	25°	Right	25°	
	Flaps	(± 1°)	Up	0°	Down	30°	for PA-36-285 and PA-36-300
		(± 1°)	Up	0°	Down	20°	for PA-36-375

See NOTE 7 for flap travel restriction.

Certification Basis FAR Part 23, effective February 1, 1965; and including Amendments 23-1 through 23-6 dated August 1, 1967.

Application for Type Certificate dated April 30, 1969.  
Type Certificate issued May 31, 1972. Obtained by the manufacturer under delegation option procedures.

Production Basis Approved for manufacture of spare parts only under Production Certificate No. 206.

Equipment The basic required equipment as prescribed in the applicable airworthiness regulations (see certification basis) must be installed in the aircraft for certification. In addition, the following items of equipment are required:

1. VB-645 approved August 19, 1974, for Model PA-36-285, S/N 36-7360001 through 36-7460041.
2. VB-682 approved January 31, 1975, for Model PA-36-285, S/N 36-7560001 through 36-7660135.
3. Piper Report 2032 issued November 22, 1974, and Piper Report 2035 issued November 20, 1974, for Model PA-36-300, S/N 36-7560001 through 36-8160023.
4. Piper Report 2114 issued October 11, 1977, and Piper Report 2115 issued October 11, 1977, for Model PA-36-375, S/N 36-7802001 through 36-8302025.





- NOTE 1 Current Weight and Balance Report, including list of equipment included in certificated empty weight and loading instructions when necessary, must be provided for each aircraft at the time of original certification.
- The certificated empty weight and corresponding center of gravity locations must include undrainable system oil (not included in oil capacity) and unusable fuel as noted below:
- PA-36-285:  
Fuel: 12.0 lb. at +138.4  
Oil: 7.5 lb. at +87.0
- PA-36-300:  
Fuel: 18.0 lb. at +138.4  
Oil: 3.5 lb. at +88.5
- PA-36-375:  
Fuel: 18.0 lb. at +138.4  
Oil: 3.5 lb. at +90.5
- NOTE 2 All placards required in the approved Airplane Flight Manual and approved Airplane Flight Manual Supplements must be installed in the appropriate locations.
- NOTE 3 The PA-36-285 engine installation consists of the basic Teledyne Continental Motors Model 6-285-B, 6-285-BA, 6-285-C, or 6-285-CA engine with Teledyne Continental Customer Specifications No. 2.
- NOTE 4 Model PA-36-285, S/N 36-7360001 through 36-7460041 are eligible for multiple airworthiness certification in the Restricted and Normal Categories in accordance with FAR 21.187. Conversion between categories may be accomplished in accordance with Piper Report VB-592.
- NOTE 5 PA-36-285 aircraft may be operated with Hartzell A4201-1 spinner dome removed. Spinner backup plate must remain installed.
- PA-36-300 two-blade propeller aircraft may be operated with spinner dome and forward bulkhead removed. Piper aft bulkhead P/N 67791 is required for flight.
- PA-36-300 three-blade propeller aircraft may be operated with spinner dome and filler plates removed. Hartzell aft bulkhead P/N C-885-3 is required for flight.
- PA-36-375 three-blade propeller aircraft may be operated with spinner dome and filler plate removed. Hartzell aft bulkhead P/N C-885-3 or P/N C-4549 is required for flight.
- NOTE 6 The following serial numbered aircraft are not eligible for import certification to the U.S.:
- Model PA-36-285:  
36-7360050, 36-7460011, 36-7460012, 36-7460013, 36-7460014, 36-7460015, 36-7560088, 36-7660085, 36-7660088, 36-7660091, and 36-7660094.
- Model PA-36-300:  
36-7760018, 36-7760034, 36-7760047, 36-7760051, 36-7760055, 36-7760120, 36-7760121, 36-7760123, 36-7760125, 36-7760129, 36-7760132, 36-7860010, 36-7860011, 36-7860012, 36-7860043, 36-7860045, 36-7860047, 36-7860049, 36-7860050, 36-7860051, 36-7860069, 36-7860071, 36-7860073, 36-7860089, 36-7860090, 36-7860091, 36-7860092, 36-7860093, 36-7860094, 36-7860095, 36-7860096, 36-7860097, 36-7860098, 36-7860102, 36-7860103, 36-7860104, 36-7860105, 36-7860109, 36-7860111, 36-7860112, 36-7860122, 36-7860123, 36-7960001, 36-7960007, 36-7960008, 36-7960009, 36-7960010, 36-7960011, 36-7960012, 36-7960013, 36-7960014, 36-7960015, 36-7960016, 36-7960017, 36-7960018, 36-7960019, 36-8060002, 36-8060003, 36-8060007, 36-8060010, 36-8060015, 36-8060020, 36-8060021, 36-8060022, and 36-8060023.
- Model PA-36-375:  
36-7802034, 36-7802050, 36-7802061, 36-7802062, 36-7802063, 36-7802074, 36-7902001, 36-7902002, 36-7902003, 36-7902020, 36-7902022, 36-7902024, 36-7902033, 36-7902035, 36-7902037, 36-7902048, 36-7902049, 36-7902050, 36-7902051, 36-8002005, 36-8002006, 36-8002011, 36-8002013, 36-8002016, 36-8002018, and 36-8002025.



NOTE 7 Wing flap travel on Models PA-36-285 and PA-36-300, S/N 36-7360001 through 36-7460041, is 0° (± 1°) Up, and 20° (± 1°) Down.

NOTE 8 The following life limits are required:

For all PA-36 models:

The wing main spar lower attachment bolts, Piper P/N 77245-00, must be replaced upon the accumulation of 2000 hours time-in-service (TIS) and every 2000 hours TIS thereafter (Ref. Piper Service Bulletin No. 501). The wing main spar upper attachment bolts, Piper P/N 77245-00, must be replaced upon the accumulation of 4100 hours TIS and every 4100 hours TIS thereafter (Reference Piper Service Bulletin 744). The wing carry-through spar fittings, Piper P/N 97713-00, 97713-02 or 97713-03, must be replaced upon the accumulation of 4100 hours TIS and every 4100 hours TIS thereafter with P/N 97713-03 (Reference Piper Service Bulletin 744). The wing spar fittings, Piper P/N 97712-00, must be replaced upon the accumulation of 4100 hours TIS and every 4100 hours TIS thereafter (Reference Piper Service Bulletin 744).

For Models PA-36-285 and PA-36-300, S/N 36-7360001 through 36-7560003 and 36-7660123 through 36-8160023, and Model PA-36-375, S/N 36-7802001 through 36-8302025:

The spar carry-through assembly, Piper P/N 97370-00 or P/N 76824-02, as applicable, must be replaced upon the accumulation of 4100 hours TIS and every 4100 hours TIS thereafter with P/N 76824-02 (Reference Piper Service Bulletins 552 and 744).

For Models PA-36-285 and PA-36-300, S/N 36-7560056 through 36-8160023 and Model PA-36-375, S/N 36-7802001 through 36-8302025:

The spar assembly, Piper P/N 97701-00 (Rev. P) and P/N 97701-01 (Rev. P) must be replaced with Piper Kit 764 393, left spar assembly, and Kit 764 394, right spar assembly, upon the accumulation of 4100 hours TIS and every 4100 hours TIS thereafter (Reference Piper Service Bulletin 744).

For Models PA-36-285 and PA-36-300, S/N 36-7560004 through 36-7660122:

The spar carry-through assembly, Piper P/N 76767-00 must be replaced upon the accumulation of 4000 hours TIS with Piper P/N 76824-02; and P/N 76824-02 must be replaced every 4100 hours TIS thereafter (Reference Piper Service Bulletin 744).

For Models PA-36-285 and PA-36-300, S/N 36-7360001 through 36-7560055:

The spar assemblies, Piper P/N 97701-00 (Rev. N or earlier) and P/N 97701-01 (Rev. N or earlier) must be replaced upon the accumulation of 3100 hours TIS with Piper Kit 764 393 (left spar assembly) and Kit 764 394 (right spar assembly), as applicable; and Kits 764 393 and 764 394 must be replaced every 4100 hours TIS thereafter (Reference Piper Service Bulletin 744).

NOTE 9 Field installation of Teledyne Continental engines 6-285-BA and 6-285-CA require the following:

- (a) Engine installed in accordance with instruction per Teledyne Continental Kit EQ6534, EQ6535, EQ6539 or EQ6540 (Ref. Teledyne Continental Newsletter dated April 4, 1977).
- (b) Engine cowl modified in accordance with Piper Service Letter No. 774 (Applicable to S/N 36-7360001 through 36-7660102).
- (c) The following Airplane Flight Manual (AFM) required:

<u>Aircraft Serial Numbers</u>	<u>AFM</u>
36-7360001 through 36-7460041	VB-645
36-7560001 through 36-7660102	VB-682

....END....



A3 – DataSheet del motor PT6-21

U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION  FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION  TYPE CERTIFICATE DATA SHEET  E4EA	TCDS NUMBER E4EA REVISION: 27* DATE: October 1, 2015
	PRATT & WHITNEY CANADA MODELS: PT6A-6                      PT6A-25                      PT6A-40                      PT6A-61 PT6A-6A                    PT6A-25A                    PT6A-41                      PT6A-61A PT6A-6B                    PT6A-25C                    PT6A-41AG                  PT6A-65B PT6A-6/C20                PT6A-27                      PT6A-42                      PT6A-65R PT6A-11                    PT6A-28                      PT6A-42A                    PT6A-65AR PT6A-11AG                PT6A-29                      PT6A-45                      PT6A-65AG PT6A-15AG                PT6A-34                      PT6A-45A                    PT6A-110 PT6A-20                    PT6A-34B                    PT6A-45B                    PT6A-112 PT6A-20A                  PT6A-34AG                  PT6A-45R                    PT6A-114 PT6A-20B                  PT6A-35                      PT6A-50                      PT6A-114A PT6A-21                    PT6A-36                      PT6A-60                      PT6A-116 PT6A-38                      PT6A-60A                    PT6A-121 PT6A-60AG                  PT6A-135 PT6A-135A PT6A-52 PT6A-140A PT6A-140AG PT6A-140 PT6B-9 PT6B-35F PT6D-114A

Engines of models described herein conforming with this data sheet (which is part of Type Certificate Number E4EA) and other approved data on file with the Federal Aviation Administration, meet the minimum standards for use in certificated aircraft in accordance with pertinent aircraft data sheets and applicable portions of the Federal Aviation Regulations, provided they are installed, operated, and maintained as prescribed by the approved manufacturer's manuals and other approved instructions.

TYPE CERTIFICATE (TC) HOLDER: Pratt & Whitney Canada Corp.  
 (Formerly Pratt & Whitney Canada, Inc., Pratt & Whitney Aircraft of Canada, Ltd., and United Aircraft of Canada, Ltd.)  
 Longueuil, Quebec, Canada J4G 1A1

I. MODEL TYPE (see pages 2, 3, 4, 5, 6, 7)	PT6A-6, -6A, -6B, -6/C20, -11, -11AG, -15AG, -20, -20A -20B, -21, -25, -25A, -25C, -27, -28, -29, -34, -34B, -34AG, -35, -36, -110, -112, -114, -114A, -116, -121, -135, -135A, -140, -140AG, -140A, PT6D-114A  Free turbine turbo-prop / 3 axial plus one centrifugal stage compressor / single annular combustion chamber, single-stage gas generator turbine / single-stage power turbine
II. MODEL TYPE (see pages 8, 9, 10)	PT6A-38, -40, -41, -41AG, -42, -42A, -45, -45A, -45B, -45R, -50, -60, -60A, -60AG, -61, -61A, -52  Free turbine turbo-prop / 3 axial plus one centrifugal stage comp / single annular combustion chamber / single stage gas generator turbine / two stage power turbine
III. MODEL TYPE (see pages 10-11)	PT6A-65B, -65R, -65AR, -65AG  Free turbine turbo-prop / 4 axial plus one centrifugal stage comp / single annular combustion chamber / single stage gas generator turbine / two stage power turbine
IV. MODEL TYPE (see pages 11-12)	PT6B-9, -35F  Free turbine turboshaft (free turbine turboprop -35F) / 3 axial plus one centrifugal stage comp / single annular combustion chamber / single stage gas generator turbine / single stage power turbine

*	PAGE	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
	REV.	27	27	27	22	27	27	27	27	27	27	27	27	25	27	24	25	27	25	27	27	25	27	27	26	27	27

LEGEND: "-" INDICATES "SAME AS PRECEDING MODEL"  
 "-" NOT APPLICABLE  
 NOTE: SIGNIFICANT CHANGES ARE BLACK-LINED IN THE LEFT MARGIN.



I. MODELS	PT6A-6	PT6A-6A	PT6A-6B	PT6A-11, -11AG	PT6A-20, -20A, - 20B,-6/C20
REDUCTION GEAR RATIO	.0668:1	--	--	--	--
RATINGS					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp.	525	--	--	528(580,11A G)	579
Shaft hp.	500	--	--	500(550,- 11AG)	550
Jet thrust, lb.	62	--	--	70(75,-11AG)	72
Output rpm	2,200	--	--	--	--
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	--
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp.	578	--	--	528(580,- 11AG)	579
Shaft hp.	550	--	--	500(550,- 11AG)	550
Jet thrust, lb.	70	--	--	--(75, 11AG)	72
Output rpm	2,200	--	--	--	--
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	--
Maximum reverse					
Shaft hp.	--	500	--	475	500
Output rpm (max)	--	2,100	--	--	--
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See P&WC Installation Drawing)	--	--	--	--
I FUEL	See NOTE 8	--	--	--	--
OIL	See NOTE 9	--	--	--	--
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.3	--	--	--	--
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--	--	--	--
USABLE OIL WHEN INVERTED, gal.	--	--	--	--	--
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length	61.89	--	--	--	--
Nominal diameter	18.29	--	--	--	--
Maximum radius (excluding exhaust ports)	10.85	--	--	11.50	-10.85
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but ex- cludes propeller governor (-6 and -20models only) and ignition power source)	280	284	--	339 340(-11AG)	286(20, 6/C20) 289(20A, 20B)



I. MODELS (cont.)	PT6A-6	PT6A-6A	PT6A-6B	PT6A-11, -11AG	PT6A-20, -20A, -20B, -6/C20
<b>CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)</b>					
Forward of mount plane	4.20	4.40	--	3.18	4.14(20, 6/C20 4.58(20A, 20B)
Aft of forward mount plane	---	---	---	---	---
Below engine centerline	0.34	--	--	0.26	0.45(20, 6/C20 20A, 20B)
Right of engine centerline	0.32	--	--	0.36	0.07(20, 6/C20) 0.08(20A, 20B)
	PT6A-21,-25, -25A	PT6A-25C	PT6A-15AG, -27, -28	PT6A-29	PT6A-34,-34AG, -34B, -36
<b>REDUCTION GEAR RATIO</b>	.0668:1	.0663:1	--	--	--
<b>RATINGS</b>					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp.	580	783	715	778	783
Shaft hp.	550	750	680	750	--
Jet thrust, lb.	75	82	90	71	82
Output rpm	2,200	--	--	--	--
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	--
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp	580	783	715	778	783
Shaft hp.	550	750	680	750	--
Jet thrust, lb.	75	82	90	71	82
Output rpm	2,200	--	--	--	--
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	--
Maximum reverse					
Shaft hp	500	720	620	750	720
Output rpm (max)	2,100	--	--	--	--
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See P&WC Installation Drawing)	--	--	--	--
I FUEL	See NOTE 8	--	--	--	--
OIL	See NOTE 9	--	--	--	--



I. MODELS (Cont.)	PT6A-21, -25, -25A	PT6A-25C	PT6A-15AG, -27, -28	PT6A-29	PT6A-34, -34AG, -34B, -36
OIL TANK CAPACITY, gal	2.8(-25, -25A)	--	2.3	--	--
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--	--	--	--
USABLE OIL WHEN INVERTED, gal.	.25(-25, -25A)	--	---	---	---
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length	61.89((62.91,- 25,-25A)	62.91	61.89	--	--
Nominal diameter	18.29(23.00, - 25, -25A)	23.00	18.29	--	--
Maximum radius (excluding exhaust ports)	10.85(16.00, - 25, -25A)	16.00	11.50	--	--
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but ex- cludes propeller governor (-6, -20, and PT6D-114A models only) and ignition power source)	337 (-21) 362 (-25) 352 (-25A)	355	337	--	340 (353 -34B)
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)					
Forward of mount plane	3.04(-21) 3.00(-25, -25A)	3.00	3.04	--	--(3.38 -34B)
Aft of forward mount plane	---	---	---	---	---
Below engine centerline	0.32(-21) 0.47(-25, -25A)	0.47	0.32	--	--(0.37 -34B)
Right of engine centerline	0.20(-21) 0.29(-25, -25A)	0.29	0.20	--	--(0.38 -34B)
	PT6A-110	PT6A-112	PT6A-114	PT6A-114A	PT6A-116
REDUCTION GEAR RATIO	.0576:1	--	--	--	--
RATINGS					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp	502	528	632	725	736
Shaft hp	475	500	600	675	700
Jet thrust, lb.	68	70	79	124	89
Output rpm	1,900	--	--	--	--
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	--
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp	502	528	632	725	736
Shaft hp	475	500	600	675	700
Jet thrust, lb.	68	70	79	124	89
Output rpm	1,900	--	--	--	--
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	--



I. MODELS (cont.)	PT6A-110	PT6A-112	PT6A-114	PT6A-114A	PT6A-116
Maximum reverse					
Shaft hp.	455	475	600	675	672
Output rpm (max)	1,825	--	--	--	--
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594± .005: diameter (See PWC Installation Drawing)	--	--	--	--
FUEL	See NOTE 8	--	--	--	--
OIL	See NOTE 9	--	--	--	--
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.3	--	--	--	--
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--	--	--	--
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length, in.	61.89	--	61.89		--
Nominal diameter	18.29	--	18.29		18.06
Maximum radius (excluding exhaust ports)	11.50	--	11.73		11.50
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but ex- cludes propeller governor (-6, -20, and PT6D-114A models only) and ignition power source)	343	--	359	360	348
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)					
Forward of mount plane	3.80	--	3.88	--	3.87
Aft of forward mount plane	--	--	--	--	--
Below engine centerline	0.26	--	--	--	0.25
Right of engine centerline	0.34	--	0.38	--	0.35
	PT6A-121	PT6A-135,- 135A	PT6D-114A	PT6A-35	PT6A-140
REDUCTION GEAR RATIO	.0576:1	--	.1875	.0663:1	.0582:1
RATINGS					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp.	647	787	729	787	912
Shaft hp.	615	750	680	750	867
Jet thrust, lb.	80	93	124	93	119
Output rpm	1,900	--	6,188	2,190	1900
Gas generator rpm	38,100	--	38,100	--	38850
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp.	647	787	729	787	912
Shaft hp.	615	750	680	750	867
Jet thrust, lb.	80	93	124	93	119
Output rpm	1,900	--	6,188	2,190	1900
Gas generator rpm	38,100	--	--	--	38850



I. MODELS (cont.)	PT6A-121	PT6A-135, -135A	PT6D-114A	PT6A-35	PT6A-140
Maximum reverse					
Shaft hp.	591	720	680	720	867
Output rpm (max)	1,825	--	5,940	2,100	1825
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing	--	--	--	--
I FUEL	See NOTE 8	--	--	--	--
OIL	See NOTE 9	--	--	--	--
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.3	--	--	--	2.36
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--	--	--	.98
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length	61.89	--	52.8	61.89	64.14
Nominal diameter	18.29	--	18.29	--	18.92
Maximum radius (excluding exhaust ports)	11.50	--	11.73	--	14.32
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but excludes propeller governor (-6, -20 and PT6D-114A models only) and ignition power source)	343	347	297	334	416.7
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)					
Forward of mount plane	3.8	3.87	0.19	3.87	4.27
Aft of forward mount plane	---	---	---	---	---
Below engine centerline	0.26	0.25	0.31	0.25	0.47
Right of engine centerline	0.34	0.35	0.25	0.35	0.36





I. MODELS (cont.)	PT6A-140AG	PT6A-140A
REDUCTION GEAR RATIO	.0582:1	.0582:1
RATINGS		
Maximum continuous at sea level		
Equivalent shaft hp.	911	911
Shaft hp.	867	867
Jet thrust, lb.	117	117
Output rpm	1900	1900
Gas generator rpm	38850	38850
Takeoff (5 min.) at sea level		
Equivalent shaft hp.	911	911
Shaft hp.	867	867
Jet thrust, lb.	117	117
Output rpm	1900	1900
Gas generator rpm	38850	38850
Maximum reverse		
Shaft hp.	867	867
Output rpm (max)	1825	1825
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)	--
FUEL	See NOTE 8	--
OIL	See NOTE 9	--
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.36	--
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	.98	--
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.		
Length	64.14	--
Nominal diameter	18.62	--
Maximum radius (excluding exhaust ports)	11.40	--
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but excludes propeller governor (-6, -20 and PT6D-114A models only) and ignition power source)	385	--
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)		
Forward of mount plane	4.47	--
Aft of forward mount plane	.33	--
Below engine centerline	.26	--



II. MODELS	PT6A-38	PT6A-40	PT6A-41, -41AG, -42 -42A	PT6A-45	PT6A-45A, -45B
REDUCTION GEAR RATIO	.0663:1	--	--	.0568:1	--
RATINGS					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp.	801	749	903	1,070	--
Shaft hp.	750	700	850	1,020	--
Jet thrust, lb.	127	122	134	127	--
Output rpm	2,000	--	--	1,700	--
Gas generator rpm	38,100	39,000	38,100	38,100	39,000
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp.	801	749	903	1,174	1,229
Shaft hp.	750	700	850	1,120	1,173
Jet thrust, lb.	127	122	134	136	--
					140(-45B)
Output rpm	2,000	--	--	1,700	--
Gas generator rpm	38,100	39,000	38,100	38,100	39,000
Maximum reverse					
Shaft hp.	700	--	800	900	--
Output rpm (max)	1,900	--	--	1,650	--
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)	--	--	--	--
I FUELS	See NOTE 8	--	--	--	--
OIL	See NOTE 9	--	--	--	--
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.5	--	--	--	--
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--	--	--	--
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length	66.47	--	--	72.62	--
Nominal diameter	18.29	--	--	--	--
Maximum radius (excluding exhaust ports)	12.84	--	--	--	--
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but ex- cludes propeller governor (-6, -20 and PT6D-114A models only) and ignition power source)	405	419	--	445	--
CENTER OF GRAVITY (dry weight)(in.)					
Forward of mount plane	2.49	--	--	5.38	5.38
Aft of forward mount plane	---	---	---	---	---
Below engine centerline	0.32	--	--	0.12	0.12
Right of engine centerline	0.19	--	--	0.27	0.27



II. MODELS (cont.)	PT6A-45R	PT6A-50	PT6A-60, -60A	PT6A-61, -61A	PT6A-60AG	PT6A-52
REDUCTION GEAR RATIO	.0568:1	.0438:1	.0568:1	.0663:1		.0663:1
RATINGS						
Maximum continuous at sea level						
Equivalent shaft hp.	1,070	1,022	1,113	902	1,081	898
Shaft hp.	1,020	973	1,050	850	1,020	850
Jet thrust, lb.	127	124	157	132	154	120
Output rpm	1,700	1,210	1,700	2,000	1,700	2000
Gas generator rpm	39,000	38,100	39,000	--	--	--
Takeoff (5 min.) at sea level						
Equivalent shaft hp.	1,254	1,174	1,113	902	1,113	898
Shaft hp.	1,197	1,120	1,050	850	1,050	850
Jet thrust, lb.	141	136	157	132	157	120
Output rpm	1,700	1,210	1,700	2,000	1,700	2000
Gas generator rpm	39,000	38,500	39,000	--	--	--
Maximum reverse						
Shaft hp.	900	1,120	900	800	900	800
Output rpm (max)	1,650	1,210	1,650	1,900	1,650	1900
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)	Flanged 5.125" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)	--	--	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)
I FUEL	See NOTE 8	--	--	--	--	--
OIL	See NOTE 9	--	--	--	--	--
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.5	3.0	2.5	--	--	--
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	1.0	1.5	--	--	--
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.						
Length	72.62	79.89	72.09	66.76	72.09	66.76
Nominal diameter	18.29	--	18.29	--	--	--
Maximum radius (excluding exhaust ports)	12.84	15.44	12.84	--	--	--
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but ex- cludes propeller governor (-6, -20, and PT6D-114A models only) and ignition power source)	459	622	487	443	489	449



II. MODELS (cont.)	PT6A-45R	PT6A-50	PT6A-60, -60A	PT6A-61, -61A	PT6A-60AG	PT6A-52
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)						
Forward of mount plane	5.38	---	5.22	2.630	5.22	2.51
Aft of forward mount plane	---	See NOTE 17	---	---	---	---
Below engine centerline	0.12	See NOTE 17	.300	--	--	.260
Right of engine centerline	0.27	See NOTE 17	.28	.29	.28	.330

III. MODELS	PT6A-65B	PT6A-65R	PT6A-65AR	PT6A-65AG	
REDUCTION GEAR RATIO	.0568:1	--	--	--	
RATINGS					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp.	1,249	--	1,298	--	
Shaft hp.	1,173	--	1,220	--	
Jet thrust, lb.	189	--	194	--	
Output rpm	1,700	--	--	--	
Gas generator rpm	39,000	--	--	--	
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp.	1,249	1,459	1,509	1,381	
Shaft hp.	1,173	1,376	1,424	1,300	
Jet thrust, lb.	189	209	214	202	
Output rpm	1,700	--	--	--	
Gas generator rpm	39,000	--	--	--	
Alternative takeoff (5 min. at sea level)					
Equivalent shaft hp.	---	1,308	--	---	
Shaft hp.	---	1,230	--	---	
Jet thrust, lb.	---	195	--	---	
Output rpm	---	1,700	--	---	
Gas generator rpm	---	39,000	--	---	
Maximum reverse					
Shaft hp.	900	--	--	--	
Output rpm (max)	1,650	--	--	--	
Output Shaft	Flanged 4.250" B.C., 8 holes .594 ± .005" diameter (See PWC Installation Drawing)	--	--	--	
I FUEL	See NOTE 8	--	--	--	
OIL	See NOTE 9	--	--	--	
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.5	--	--	--	
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--	--	--	
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length	74.79	--	--	--	
Nominal diameter	18.29	--	--	--	
Maximum radius	12.84	--	--	--	



III. MODELS (cont.)	PT6A-65B	PT6A-65R	PT6A-65AR	PT6A-65AG	
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but excludes propeller governor (-6,-20, and PT6D-114A models only) and ignition power source)	495	496	501	--	
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)					
Forward of mount plane	3.75	--	--	--	
Aft of forward mount plane	---	---	---	---	
Below engine centerline	.29	--	--	--	
Right of engine centerline	.17	--	--	--	

IV. MODELS	PT6B-9	PT6B-35F			
REDUCTION GEAR RATIO	.1889:1	.1875:1			
RATINGS					
Maximum continuous at sea level					
Equivalent shaft hp.	---	684			
Shaft hp.	500	650			
Jet thrust, lb.	124	---			
Output rpm	6,230	6,188			
Gas generator rpm	38,100	--			
Takeoff (5 min.) at sea level					
Equivalent shaft hp.	---	684			
Shaft hp.	550	650			
Jet thrust, lb.	136	---			
Output rpm	6,230	6,188			
Gas generator rpm	38,100	--			
Maximum reverse					
Shaft hp.	---	---			
Output rpm (max)	---	---			
OUTPUT SHAFT	SAE Aero Std. 84d Spline 1.5 in P.D.	36 teeth, 1.5 in. P.D. See Installation Manual			
FUEL	See NOTE 8	--			
OIL	See NOTE 9	--			
OIL TANK CAPACITY, gal.	2.3	--			
USABLE OIL TANK CAPACITY, gal.	1.5	--			
PRINCIPAL DIMENSIONS, in.					
Length	58.68	--			
Nominal diameter	18.06	--			
Maximum radius (excluding exhaust ports)	10.85	12.6			
WEIGHT (DRY) (includes basic engine, fuel and ignition systems but excludes propeller governor (-6,-20, and PT6A-114A models only) and ignition power source)	255	305			



IV. MODELS (cont.)	PT6B-9	PT6B-35F			
CENTER OF GRAVITY (dry weight) (in.)					
Forward of mount plane	---	---			
Aft of forward mount plane	22.08	23.56 RH/23.3 LH*			
Below engine centerline	0.13	.52 RH/.63 LH			
Right of engine centerline	0.52	.16 RH/.15 LH			

**CERTIFICATION BASIS** Applicable to the following engines and serial numbers: FAR 21.29, CAR 13. (Except Serial numbers shown below which were certified under FAR 21.21, FAR 33-5 NOTE 19)

<u>MODEL</u>	<u>S/N</u>	<u>DATE OF APPLICATION</u>	<u>DATE TYPE CERTIFICATE NO. E4EA ISSUED/REVISED</u>
PT6A-6	All	June 4, 1962	December 31, 1963
PT6A-6A	All	April 6, 1965	May 28, 1965
PT6A-6B	All	November 30, 1967	December 20, 1967
PT6B-9	All	June 4, 1962	May 28, 1965
PT6A-11	All	August 19, 1977	September 16, 1977
PT6A-11AG	All	January 10, 1979	May 17, 1979
PT6A-15AG	All	January 9, 1978	January 27, 1978
PT6A-20	All	April 9, 1965	October 29, 1965
PT6A-20A	All except 024103-024160	February 19, 1973	March 9, 1973
PT6A-20B	All	August 20, 1973	October 2, 1973
PT6A-6/C20	All	February 19, 1973	March 9, 1973
PT6A-21	All	December 2, 1974	December 10, 1974
PT6A-25	All except 058013-058018 058025-058040 058042-058047 058049-058055 058059-058064 058068-058073 058077-058084 058089-058204	May 5, 1976	May 6, 1976
PT6A-25A	All	December 13, 1976	December 28, 1976
PT6A-25C	All	March 5, 1990	June 8, 1990
PT6A-27	All except 044878-040879 040883-040884 040894-040895 040899-040921 040929-040934 040937-040943 040946-040949 040982-040988 040993-040999 041006-041007 041015-041021 041027-041032 041036 041041-041044 041050-041053 041060-041063 041067-041098 041105-041110 041113-041146 041152-041156 041162-041175 041180-041194 041199-041201	November 15, 1966	December 20, 1967
PT6A-28	All except 050676-050925 050928-050934	January 27, 1969	March 11, 1969



PT6A-29	All	October 6, 1967	October 28, 1968
PT6A-34	All except 056071-056075 056080-056081 056086-056090 056098-056107	April 29, 1971	November 11, 1971
PT6A-34B	054011, 054012 only prior to 054007	July 20, 1976	August 4, 1976
PT6A-34AG	All	February 3, 1977	February 14, 1977
PT6A-35	All	October 24, 2001	May 29, 2002
PT6B-35F	All	August 10, 1979	March 26, 1982
PT6A-36	All	December 13, 1973	December 13, 1973
PT6A-38	079156, 079157 only prior to 079153	May 12, 1975	May 30, 1975
PT6A-40	All	April 19, 1983	July 13, 1983
PT6A-41	All	August 30, 1973	October 2, 1973
PT6A-41AG	All	December 21, 1978	May 17, 1979
PT6A-42	All	July 11, 1979	October 12, 1979
PT6A-42A	All	September 21, 1998	December 4, 1998
PT6A-45	All	May 12, 1975	May 30, 1975
PT6A-45A	All	March 25, 1976	April 22, 1976
PT6A-45B	All	March 2, 1979	March 29, 1979
PT6A-45R	All	June 25, 1980	August 1, 1980
PT6A-50	All	September 21, 1976	October 22, 1976
PT6A-60	All	April 20, 1982	March 15, 1983
PT6A-60A	All	April 19, 1983	November 7, 1983
PT6A-60AG	All	October 1, 1996	October 10, 1996
PT6A-61	All	April 20, 1982	March 15, 1983
PT6A-61A	All	January 6, 1984	May 1, 1985
PT6A-65B	All	April 20, 1982	September 17, 1982
PT6A-65R	All	April 20, 1982	September 17, 1982
PT6A-65AR	All	January 6, 1984	May 1, 1985
PT6A-65AG	All	July 23, 1987	August 19, 1987
PT6A-110	All	August 8, 1980	February 15, 1981
PT6A-112	All	October 12, 1978	October 30, 1978
PT6A-114	All	December 21, 1982	May 21, 1984
PT6A-114A	All	October 4, 1989	March 19, 1990
PT6A-116	All	October 4, 1984	May 1, 1985
PT6A-121	All	April 12, 1982	August 3, 1982
PT6A-135	All	September 9, 1977	September 12, 1977
PT6A-135A	All	February 3, 1982	April 29, 1982
PT6D-114A	All	October 30, 1996	September 22, 1997
PT6A-52	All	May 26, 2006	May 31, 2007

Certification Basis :

14 CFR Part 33, effective February 1, 1965, including Amendments 33-1 through 33-20.

The following models comply with 14 CFR Part 34, amendment 5a, effective October 23, 2013. See Note 23 for detailed summary of the certification basis for fuel venting and exhaust emissions.

MODEL	S/N	DATE OF APPLICATION	DATE OF TYPE CERTIFICATE NO. E4EA ISSUED/REVISED
PT6A-140	ALL	March 9, 2011	December 17, 2012
PT6A-140AG	ALL	May 15, 2014	October 1, 2015
PT6A-140A	ALL	May 15, 2014	October 1, 2015

IMPORT  
REQUIREMENTS:



To be considered eligible for installation on U.S. registered aircraft, each engine to be exported to the United States shall be accompanied by a Certificate of Airworthiness for export or certifying statement endorsed by the exporting cognizant civil airworthiness authority which contains the following language:

- (1) This engine conforms to its United States type design (Type Certificate Number E4EA) and is in a condition for safe operation.
- (2) This engine has been subjected by the manufacturer to a final operational check and is in a proper state of airworthiness.

Reference FAR Section 21.500, which provides for the airworthiness acceptance of aircraft engines or propellers manufactured outside of the U.S. for which a U.S. type certificate has been issued.

Additional guidance is contained in FAA Advisory Circular 21.23, Airworthiness Certification of Civil Aircraft, Engines, Propellers and Related Products, Imported into the United States.

**NOTES**

NOTE 1.

**Maximum permissible temperatures:**

	PT6A-20, -20A, -20B, -6/C20 PT6A-6, -6A, -6B, PT6A-28, -29	PT6B-9	PT6A-11, -11AG
	Measured Rated Turbine Temperature as Indicated by the Average of 24 Gas Temp. Thermocouples	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 or 10 Gas Temp. Thermocouples	--
Takeoff	1821°F (994°C) 1382°F(750°C) (PT6A-20,-20A,-20B,-6/C20)	1382°F (750°C)	1292°F (700°C)
Maximum Continuous	1745°F (952°C) 1382°F(750°C) (PT6A-20,-20A,-20B,-6/C20)	1382°F (750°C) 1319°F (715°C) (PT6B)	1292°F (700°C)
Starting Transient (2 sec.)	1900°F (1038°C) 1994°F(1090°C) (PT6A-20,-20A,-20B,-6/C20)	1994°F (1090°C)	--
	PT6A-21	PT6A-25, -25A	PT6A-15AG, -27, -112, -121
	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 or 10 Gas Temp. Thermocouples	--	--
Takeoff	1283°F (695°C)	1283°F (695°C)	1336°F (725°C)
Maximum Continuous	1283°F (695°C)	1283°F (695°C)	1336°F (725°C)
Starting Transient (2 sec.)	1994°F (1090°C)	--	1994°F (1090°C)
	PT6A-34, -34B, -34AG, -25C	PT6A-35,-36,-114,-114A,-116,-135,-135A,-PT6B-35F,PT6D-114A	PT6A-110
	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average 8 or 10 Gas Temp. Thermocouples	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 Gas Temp. Thermocouples	--

NOTE 1.(continued)





Takeoff	1454°F (790°C)	1481°F (805°C)	1265°F (685°C)
Maximum Continuous	1454°F (790°C)	1481°F (805°C)	1265°F (685°C)
Starting Transient (2 sec.)	1994°F (1090°C)	--	--
	<b>PT6A-38</b>	<b>PT6A-41, -41AG</b>	<b>PT6A-45</b>
			<b>PT6A-42, -42A, -45A, -45B, -50, -40</b>
	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 Gas Temp. Thermocouples	--	-- (8 or 10)
Takeoff	1301°F (705°C)	1382°F (750°C)	1400°F (760°C)
Maximum Continuous	1301°F (705°C)	1382°F (750°C)	1400°F (760°C)
Starting Transient (5 sec.)	1832°F (1000°C)	--	--
Alternate Takeoff	---	---	---
	<b>PT6A-45R</b>	<b>PT6A-60</b>	<b>PT6A-61</b>
			<b>PT6A-60A, -61A, -60AG, -52</b>
	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 Gas Temp. Thermocouples	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 or 10 Gas Temp. Thermocouples	--
Takeoff	1553°F (845°C)	1472°F (800°C)	--
Maximum Continuous	1494°F (812°C)	1472°F (800°C)	--
Starting Transient (5 sec.)	1832°F (1000°C)	--	--
Alternate Takeoff	1472°F (800°C)	---	---
	<b>PT6A-65B</b>	<b>PT6A-65R</b>	<b>PT6A-65AR</b>
			<b>PT6A-65AG</b>
	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 or 10 Gas Temp. Thermocouples	--	--
Takeoff	1508°F(820°C)	1553°F(845°C)	1571°F (855°C)
Maximum Continuous	1490°F (810°C)	1539°F (835°C)	1544°F (840°C)
Starting Transient	1832°F (1000°C)	--	--
Alternate Takeoff	---	1490°F (810°C)	1508°F (820°C)



NOTE 1.(continued)

	PT6A-140	PT6A-140AG	PT6A-140A	
	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 Gas Temp. Thermocouples	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 Gas Temp. Thermocouples	Measured Rated Inter-Turbine Temperature as Indicated by the Average of 8 Gas Temp. Thermocouples	
Takeoff	1562 °F (850 °C)	1598 °F (870 °C)	--	
Maximum Continuous	1517 °F (825 °C)	--	--	
Starting Transient	1994 °F (1090 °C)	--	--	
Alternate Takeoff	---	---	---	

All except:PT6A-40,-41,-42,-42A,-45,-45A,-45B,-45R,-60,-60A,-60AG,-61,-61A,-65AG,-65AR,-65B,-65R,-140,-140AG and -140A models, Oil Temperature Continuous minus 40°F (-40°C) to 210°F (99°C) except for MIL-L-7808 (where approved; See NOTE 9) for which the maximum allowable temperature is 185°F (85°C). Limited periods of 10 minutes of 220°F (104°C) are allowable, except on A-25, A-25A, A-25C, A-11 and A-11AG (5 minute maximum), and A-50 (15 minutes maximum).

PT6A-40,-41,-42,-42A, and -61A, Oil Temperature Continuous minus 40°F(-40°C) to 220°F(104°C). Maximum ground operation 230°F(110°C).

PT6A-45,-45A,-45B,-45R,-52,-60,-60A,-60AG,-61,-65AG,-65AR,-65B,-65R, Oil Temperature Continuous minus 40°F(-40°C) to 230°F(110°C).

PT6A-140,-140AG, and -140A, Oil temperature continuous at idle minus 40°F(-40°C) to 210°F (99°C). Oil temperature continuous at Take off and Max continuous 90 °F (32 °C) to 210°F (99°C). Limited periods of 10 minutes of 220°F (104°C) are allowable

Fuel temperature maximum fuel pump inlet of 135°F (57°C). Fuel temperature minimum fuel pump inlet of minus 65°F (-54°C) or 12 centistokes. See the specific installation manuals for additional details.

NOTE 2. **Fuel and Oil Pressure Limits:**

Fuel: Minimum pressure at inlet to the engine fuel system shall not be less than 5 p.s.i. above true vapor pressure of the fuel. For emergency operation, with airframe boost pump inoperative, it must be such that vapor liquid ratio does not exceed 0.1 for continuous operation and does not exceed 0.3 for more than 10 hours in a pump overhaul life. PT6A-140 refer to the installation manual

**Oil: Operating range:**

**PT6A-6, -6A, -6B, -20, -20A, -20B, -6/C20, PT6B-9**

28000 rpm gas generator speed and above: 65-85 p.s.i.g., 80 p.s.i.g. (max. B-9)  
 Below 28000 rpm gas generator speed: 40 p.s.i.g. (min.)

**PT6A-11, -11AG, -15AG, -21, -27, -28, -29, -50, -110, -112, -121**

27000 rpm gas generator speed and above, with an oil temperature of 140-158°F: 80-100 p.s.i.g.  
 Below 27000 rpm gas generator speed: 40 p.s.i.g. (min) 60 p.s.i.g. (-50)

**PT6A-25, -25A, -25C**

27000 rpm gas generator speed and above, with an oil temperature of 140-160°F: 65-85 p.s.i.g. 75-95 p.s.i.g. (A-25C)  
 Below 27000 rpm gas generator speed: 40 p.s.i.g. (min)



- NOTE 2.** **Oil:** **Operating range:**  
**(Cont.)** PT6A-34, -34B, -34AG, -35, -135, -135A, -36, -114, -114A, -116,  
PT6B-35F, PT6D-114A, PT6A-140, -140AG, -140A  
 27000 rpm gas generator speed and above, with an oil temperature of 140-158°F: 85-105 p.s.i.g. 75-100 p.s.i.g. (B-35F)  
 85-120 p.s.i.g. (A-140, A-140AG, A-140A)
- Below 27000 rpm gas generator speed: 40 p.s.i.g. (min)
- PT6A-38, -40, -41, -41AG, -42, -42A  
 27000 rpm gas generator speed and above, with an oil temperature of 140-160°F: 85-135 p.s.i.g. (PT6A-38)  
 105-135 p.s.i.g. (PT6A-41, -41AG)  
 100-135 p.s.i.g. (PT6A-40, -42, -42A)
- Below 27000 rpm gas generator speed: 60 p.s.i.g. (min)
- PT6A-45, -45A, -45B, -45R, -52, -60, -61, -65B, -65R, -60A, -60AG, -61A, -65AR, -65AG  
 27000 rpm gas generator speed and above, with an oil temperature of 140-160°F: 90-135 p.s.i.g.
- Below 27000 rpm gas generator speed: 60 p.s.i.g. (min)
- NOTE 3.** The engine ratings are based on static sea level condition 29.92 in Hg pressure, compressor intake screen installed, no external accessory loads and no airbleed. These ratings are available up to the following compressor inlet air (dry) temperatures.

	Maximum Continuous	Takeoff		Maximum Continuous	Takeoff
PT6A-6, -6A, -6B	64°F	70°F	PT6A-45R	92°F	73, 52(1)°F
PT6A-20, -20A, -20B, -6/C20	70	70	PT6A-50	90	59, 93(2)
PT6A-11, -	108	108	PT6A-60, -60A	77	77
PT6A-11AG	90	90			
PT6A-21	91	91	PT6A-60AG	63	79
PT6A-25, -25A	93	93	PT6A-61, -61A	115	115
PT6A-25C	87	87			
PT6A-15AG, -27	71	71	PT6A-65B	101	101
PT6A-28	70	70	PT6A-65R	101	82, 76(1)
PT6A-29	73	73	PT6A-65AR	101	82, 84(1)
PT6A-34, -34B, -34AG	86	86	PT6A-65AG	101	71
PT6A-35, -135A	93	93			
PT6A-36	97	97	PT6A-110	101	101
PT6A-38	102	102	PT6A-112	133	133
PT6A-40	135	135	PT6A-114	136	136
PT6A-41, -41AG, -42, -42A	106(86, -42A)	106	PT6A-114A	115	115



NOTE 3.

(Cont.)

	Maximum Continuous	Takeoff		Maximum Continuous	Takeoff
PT6A-45	79	59	PT6A-116	105	105
PT6A-45A	79	46	PT6A-121	91	91
PT6A-45B	84	52	PT6A-135	85	85
			PT6B-9	72	77
			PT6B-35F	110	110
			PT6D-114A	104	104
			PT6A-52	142	142
			PT6A-140	80	102
			PT6A-140AG	78.8	111.2
			PT6A-140A	80.6	111.2

1. Alternative Takeoff

2. Takeoff with Augmentation Fluid

NOTE 4. Accessory Drive Provisions: (All Models except -50)

The following accessory drive provisions are available and are included in the basic engine weight.

Driven by Gas Generator Turbine	Rotating Facing Drive Pad	Speed Ratio (to Turbine)	Maximum Torque		Maximum Overhang (in. - lbs.)
			Continuous	Static	
Tachometer, Accessory Gearbox	CC	0.112	7	100	10
Starter and/or Generator	C	0.293	170	1600	150 (6, 6A, 6B, 6/C20, 20, 20A, 20B, 25, 25A, 25C, 34B)  150 or 250 when engine has a wet spline starter generator arrangement -see installation manuals for details (11, 11AG, 15AG, 21, 27, 28, 34, 34AG, 36, 110, 112, 135)  250 (35, 38, 40, 41, 42, 42A, 41AG, 45, 45A, 45B, 45R, 52, 60, 60A, 60AG, 61, 61A, 65B, 65R, 65AR, 65AG, 114, 114A, 116, B- 35F, D-114A, 121, 135A, 140, 140AG, 140A)
Vacuum Pump	CC	0.103 .1019 (-140, - 140AG, -140A)	60	800	25
Hydraulic Pump	CC	0.203 .2041 (-140, - 140AG, -140A)	150	800	25



NOTE 4.

(Cont.)

Driven by Gas Generator Turbine	Rotating Facing Drive Pad	Speed Ratio (to Turbine)	Maximum Torque		Maximum Overhang (in. - lbs.)
			Continuous	Static	
Aircraft Accessory Drive	Drive Pad	(to Turbine)	135	Overhang	25

Driven by Power Turbine	Rotating Facing Drive Pad	Speed Ratio (to Turbine)	Maximum Torque		Maximum Overhang (in. - lbs.)
			Continuous	Static	
Tachometer (Tachometer and overspeed governor for PT6A-6,-6A,-6B and-20 only)	C	0.1264(PT6A-15AG,-25C,-27,-28,-29,-34,-34B,-34AG,-35,-36,-38,-40,-41,-41AG,-42,-42A,-52,-61,-61A) 0.1263 (B-35F); 0.1273(PT6A-6,-6A,-6B,-11,-11AG,-20,-20A,-20B,-6/C20,-21,-25,-25A,-110,-112,114,114A,-116,121,-135,-135A); 0.1405 (45, 45A, 45B, 45R, 60, 60A, 60AG, 65B, 65R, 65AR, 65AG) .1286 (-140, -140AG, -140A)	7	100	10

Driven by Power Turbine	Rotating Facing Drive Pad	Speed Ratio (to Turbine)	Maximum Torque		Maximum Overhang (in. - lbs.)
			Continuous	Static	
Propeller Governor and Overspeed Governor*	C	0.1264(PT6A-15AG,-25C,-27,-28,-29,-34,-34B,-34AG,-35,-36,-38,-40,-41,-41AG,-42,-42A,-52,-61,-61A) 0.1273(PT6A-6,-6A,-6B,-11,-11AG,-20,-20A,-20B,-6/C20,-21,-25,-25A,-110,-112,114,114A,-116,121,-135,-135A); 0.1405(PT6A-45, 45A, 45B, 45R, 60, 60A, 60AG, 65B, 65R, 65AR, 65AG) .1286 (-140, -140AG, -140A)	50	850	25

\* May be an optional drive, which is not included in the basic engine weight, is included.

The hydraulic pump drive requires the aircraft accessory drive to complete the train.



NOTE 4.  
(Cont.)

	<p>Cabin pressurization may be provided by the approved combination of the Beech Aircraft Corporation Gearbox No. 50-9903 with the Godfrey Engineering type 9 cabin supercharger, mounted directly on the accessories gearbox.</p> <p>PT6A-38,-40,-41,-41AG,-42,-42A are approved for operation with an accessory mounted on the reduction gearbox and belt driven from the propeller assembly provided that the accessory is mounted and driven in accordance with the location dimensions and weight prescribed in Sheet 5 of Drawing Number 3018500, revision dated August 20, 1973.</p> <p>C = Clockwise CC = Counterclockwise</p>
--	--

Accessory Drive Provisions: (PT6A-50 only)

Driven by Gas Generator Turbine	Rotating Facing Drive Pad	Speed Ratio (to Turbine)	Maximum Torque		Maximum Overhang (in. - lbs.)
			Continuous	Static	
Tachometer	CC	0.112	7	100	10
Accessory Gearbox					
Starter and/or Generator	C	0.293	170	1600	230
Hydraulic Pump*	CC	0.204	150	800	30
Driven by Power Turbine					
Tachometer	CC	0.1400	7	100	10
Alternator	C	0.529	120	1600	105
Prop. Governor	CC	0.1400	100	1700	40
Prop. Overspeed Governor	CC	0.1400	50	850	25

NOTE 5. External airbleed shall not exceed 5.25%, except as specified in specific installation manuals. A maximum of 1.5 lbs. Per minute may be bled during starting. Bleed air meets the requirements of Paragraph 3.18 of MIL-E-5007C.

NOTE 6. Maximum Allowable Torque:  
The Maximum allowable steady state and acceleration torque, as measured by the torquemeter, are:

<u>Model</u>	<u>Continuous lb. Ft.</u>	<u>Transient Acceleration lb. Ft.</u>
PT6A-11, 11AG	1194	1500
PT6A-6, 6A, 6B, 20, 20A, 20B, 6/C20, 21, 25, 25A	1315	1500
PT6A-15AG, 27	1628	2100
PT6A-28	1786	2100
PT6A-29, 34, 34B, 34AG, 35, 36, 25C	1970	2100
PT6A-38	1970	2750
PT6A-40	2230	2750
PT6A-41, 41AG, 42, 42A	2230	2750



NOTE 6.

(Cont.)			
	PT6A-45, 45A, 45B	3625	5100
	PT6A-45R	3625	5100
	PT6A-50	4860	5900
	PT6A-135, 135A	2080	2400
	PT6B-9	464	---
	PT6A-112	1480	1900
	PT6A-110	1313	1700
	PT6A-60, 60A, 60AG	3625	5100
	PT6A-61, 61A	2230	2750
	PT6A-65B	3625	5100
	PT6A-65R	4250 (3800 Alternative Takeoff)	5100
	PT6A-114, 114A	1980	2400
	PT6A-121	1710	2200
	PT6B-35F	570	658
	PT6A-65AR	4400(3800 Alternative Takeoff)	5100
	PT6A-116	1940	2400
	PT6A-65AG	3800	5100
	PT6D-114A	610	740
	PT6A-52	2230	2750
	PT6A-140	2500	2625
	PT6A-140AG, -140A	2500	2800

NOTE 7.

The maximum output shaft overspeed limit is 110 percent (except 100% for PT6A-38, 41, 41AG, 42 and 42A only) at all ratings and may be employed for sustained periods in emergencies. The normal steady state output shaft operating limit speeds are defined as 2200 rpm (100%) for the PT6A-6, 6A, 6B, 6/C20, 11, 11AG, -15AG, -20, -20A, -20B, -21, -25, -25A, -25C, -27, -28, -29, -34, -34B, -34AG, -36, 2190 rpm (99.6%) for the PT6A-35, 2000 rpm (90.7%) for the PT6A-38, -40, -41, -41AG, -42, -42A, -52, -61, and -61A, 1700 rpm (100%) for the PT6A-45, -45A, -45B, -45R, -65B, -65R, -60, -60A, -60AG, -65AR, -65AG, 1900 rpm for the -135, 135A, 110, 112, 114, 114A, 121, 116, 140, 140AG, 140A, 1210 rpm (100%) for the PT6A-50, 6230 rpm (100%) for the PT6B-9 and 6188 rpm (100%) for the PT6B-35F and PT6D-114A and is the normal steady state operating limit. The normal steady state operating limit speed rises linearly as power is decreased, reaching a maximum of 105% at idle power for the PT6B-9.

100% gas generator speed is defined as 37,468 rpm. Unlimited and limited gas generator speeds are:

Model	Unlimited Speed, rpm	Limited Speed, rpm	Duration
PT6A-6,-6A,-6B,-11,-11AG,-20,-20A,-20B,-6/C20,-21,-25,-25A,-25C,-27,-28,-29,-34,-34B,-34AG,-36,-38,-41	38,100 (101.7%)	38,500 (102.8%)	10 Sec
PT6A-35,-110,-112,-114,-114A,-116,-121,-135,-135A,PT6D-114A	38,100 (101.7%)	38,500 (102.8%)	2 Sec
PT6A-50	38,500 (102.8%)	---	---
PT6A-40,-42,-42A	38,100 (101.7%)	39,000 (104.1%)	10 Sec
PT6A-45,-45A,-45B,-45R,-52,-60,-60A,-60AG,-61,-61A,-62,-65B,-65R,-65AR,-65AG	39,000 (104.1%)	---	---
PT6A-140,-140AG,-140A	38,850 (103.7%)	40,000 (106.8%)	20 Sec



- NOTE 8.** Fuels conforming to the current P&WC specification CPW 204, CPW46 and CPW381 (for AG engines). Refer to the current revision of Service Bulletins or Maintenance manuals as follows for approved fuel types:
- |                            |  |
|----------------------------|--|
| SB 1244                    | PT6A-6, 6A, 6B, 6/C20, 20, 20A, 20B, 21, 27, 28, 34, 34B, 36, 114, 114A, 116, 135, 135A, 35, 25, 25A, 25C, 140 |
| SB 12044                   | PT6A-110, 112, 121, 11   |
| SB 12144                   | PT6A-15AG, 11AG  |
| SB 1344                    | PT6A-34AG  |
| SB 1604                    | PT6D-114A  |
| SB 3044                    | PT6A-38, 41, 42, 42A, 45A, 45B, 45R  |
| SB 13044                   | PT6A-52, 60A, 61, 65B, 65R, 65AR   |
| SB 13244                   | PT6A-60AG, 65AG  |
| SB 4044                    | PT6A-50  |
| Maintenance Manual 3079582 | PT6A-140AG   |
| Maintenance Manual 3077182 | PT6A-140A  |

Emergency use of MIL-G-5572, Grades 80/07, 91/98, 100/130 and 115/145 is permitted for a total time period not exceeding 150 hours during any overhaul period. It is not necessary to purge the unused fuel from the system when switching fuel type.

- NOTE 9.** The following oils are eligible for these engines: PWC PT6 Engine Service Bulletin Nos. 1001, 1601, 3001, 4001, 12001, 13001 list approved brand oils, PT6A-140AG MM 3079582 and PT6A-140A MM 3077182.

- NOTE 10.** These engines meet FAA requirements for operation in icing conditions when the intake system conforms with the PWC Installation Manual instruction for inertial separation of snow and icing particles; when the alternative approved alcohol system is used, flight in visible moisture is restricted as specified in the PWC Installation Manual. These engines also meet FAA requirements for adequate disk integrity and rotor blade containment and do not require external armoring.

- NOTE 11.** For reversing application the PT6A-6A and PT6A-20 engines must be equipped with Woodward Propeller Governor Type X210XXX.

- NOTE 12.** Fuel controls approved for each engine model are listed in the applicable Parts Catalog.

- NOTE 13.** The above models incorporate the following characteristics:

<u>Model</u>	<u>Characteristics</u>
PT6A-6	Basic model
PT6A-6A	Incorporates provisions for reversing propeller.
PT6A-6B	Incorporates provisions for reversing propeller, PT6A-20 mechanism.
PT6B-9	Single stage reduction gearing. (Output shaft speed 6,230 r.p.m.)
PT6A-20	Maximum continuous rating equal to takeoff. Provisions for reversing.
PT6A-20A	Similar to PT6A-20 except for exhaust port configuration and optional propeller reversing system.
PT6A-20B	Similar to PT6A-20 except for optional propeller reversing system.
PT6A-11	Similar to PT6A-21 except derated.

<u>Model</u>	<u>Characteristics</u>
PT6A-11AG	Similar to PT6A-11, intended for agricultural aviation. Permissible rotor component lives, overhaul, inspection intervals and fuel requirements are listed in PWC Engine Service Bulletin Nos. 12102, 12103, and 12144 respectively.
PT6A-15AG	Similar to PT6A-27, intended for agricultural aviation. Permissible rotor component lives, overhaul inspection intervals and fuel requirements are listed in PWC Engine Service Bulletin Nos. 12102, 12103, and 12144 respectively.
PT6A-6/C20	Similar to PT6A-20 except this configuration previously PT6A-6 converted to PT6A-20 by service bulletin.
PT6A-21	Similar to PT6A-27 except derated.
PT6A-25	Similar to PT6A-27 except for modifications required for inverted flight optional torque controller, and aluminum alloy castings.





NOTE 13.  
(Cont.)

PT6A-25A	Similar to PT6A-25 except for magnesium alloy major castings in place of aluminum alloy.
PT6A-25C	Similar to PT6A-25A except for A-34 hot section; T-3B first stage compressor blades and long inducer propeller; A-100 large bore reduction gears; and A-25A installation features. Ratings and limits are the same as the A-34.
PT6A-27	Features higher ratings, revised engine parts and integrated propeller reversing control.
PT6A-28	Similar to PT6A-27 except for higher inter-turbine temperature limit.
PT6A-29	Features higher ratings, revised first stage reduction gearing.
PT6A-34	Similar to PT6A-27 except incorporates a compressor turbine similar to PT6T-3 for higher ratings.
PT6A-34B	Similar to PT6A-34, except for aluminum alloy major castings in place of magnesium alloy.
PT6A-34AG	Similar to PT6A-34, intended for agricultural aviation. Permissible rotor component lives, overhaul, inspection intervals and fuel requirements are listed in P&WACL Engine Service Bulletin Nos. 1302, 1303, and 1344 respectively.
PT6A-35	Similar to PT6A-135 but incorporating the reduction gearbox of the PT6A-34.
PT6A-36	Similar to PT6A-34 except for increased turbine inlet temperature limits.
PT6A-38	Similar to PT6A-41 except derated.
PT6A-40	Similar to PT6A-42 except for increased flat rating and manual fuel control override.
PT6A-41	Features an enlarged compressor and two stage power turbine for higher ratings.
PT6A-41AG	Similar to PT6A-41, intended for agricultural aviation.
PT6A-42	Similar to PT6A-41 except for increased cruise rating and increased inter-turbine temperature limits with improved compressor and reduced loss exhaust ducts.
PT6A-42A	Same as PT6A-42 except for addition of fuel control unit with manual override, compressor wash ring, accessory gearbox chip detector, P3 filter drain, and oil filler neck with check valve.
PT6A-45	Similar to PT6A-41 except for increased ratio reduction gearbox and higher ratings.
PT6A-45A	Similar to PT6A-45 except for increased takeoff rating and increased inter-turbine temperature limits.
PT6A-45B	Similar to PT6A-45A except for increased augmentation fluid flow for takeoff rating to a higher air inlet temperature.
PT6A-45R	Similar to PT6A-45B except for provision for automatic power increase from alternate takeoff power to takeoff power.
PT6A-50	Similar to PT6A-45A except for new reduction gearbox.
PT6A-112	Similar to PT6A-27 except incorporates PT6A-41 fuel system concepts and PT6A-135 reduction gearbox.
PT6A-114	Similar to PT6A-135 with a single port exhaust and PT6A-41 fuel system concepts and PT6A-135 reduction gearbox.
PT6A-114A	Throttle push version of -114 incorporating the -135A compressor, and a new strengthened propeller shaft.
PT6A-135	Similar to PT6A-36 except for new reduction gearbox and higher cruise rating.
PT6A-135A	Similar to PT6A-135 except for increased thermodynamic capability compressor.
PT6A-110	Similar to PT6A-11 except for incorporation of PT6A-135 reduction gearbox.
PT6A-65B	Similar to PT6A-45 except for additional axial compressor stage and increased diameter gas producer turbine wheel.
PT6A-65R	Identical to PT6A-65B except for reserve takeoff rating.

Model	Characteristics
PT6A-65AR	Up-rated maximum continuous power PT6A-65R.
PT6A-65AG	Similar to PT6A-65, intended for Agricultural Aviation. Ratings similar to the 65AR without automatic reserve power.
PT6A-60	Up-rated PT6A-42, featuring new first stage compressor gas producer turbine from PT6A-65 and gearbox from PT6A-45.
PT6A-60A	Up-rated altitude performance PT6A-60.
PT6A-60AG	Similar to PT6A-60A, but with derated max continuous power, and intended for agricultural aviation.
PT6A-61	Similar to PT6A-60 except for PT6A-42 gearbox.
PT6A-61A	Updated altitude performance PT6A-61.
PT6A-116	Similar to PT6A-135 except for reduced takeoff and maximum continuous power and torque limit with PT6A-121 externals.
PT6A-121	Similar to PT6A-21 except for a PT6A-135 reduction gearbox and a PT6A-112 power turbine.



NOTE 13. (Cont'd)	PT6B-35F	Combines the aerodynamic components of the PT6A-135, the mechanical layout of the PT6A-34 and the PT6T-3 generator and exhaust case. Intended for remote drive propeller applications.
	PT6D-114A	Based on the PT6A-114A with the main difference being the deletion of the second stage reduction gearing and output shaft. Intended for integration with a combining gearbox incorporated power turbine governors and a propeller output shaft.
	PT6A-52	Similar to the PT6A-61 with the PT6A-60A thermal rating.
	PT6A-140	Similar to the PT6A-114A with a new RGB for increased mechanical power and improved turbomachinery for increased thermodynamic power.
	PT6A-140AG	Similar to PT6A-140 with a dual port exhaust duct and intended for agricultural aviation.
	PT6A-140A	Similar to PT6A-140 with a dual port exhaust duct.

NOTE 14. Certain engine parts are life limited. These limits are listed in P&WC Engine Service Bulletin Nos. 1002, 1302, 1402, 1602, 3002, 4002, 12002, 12102, 13002, and 13202 as revised. PT6A-140 refer to AWL section of the maintenance manual P/N 3075742; PT6A-140AG refer to AWL section of the maintenance manual P/N 3079582; PT6A-140A refer to AWL section of the maintenance manual P/N3077182. Permissible overhaul and inspection intervals are listed in PWC Engine Service Bulletin Nos. 1003, 1303, 1403, 1603, 1703, 1803, 3003, 3303, 4003, 12003, 12103, 13003, 13203, 13303, 1903 as revised, and PT6A-140AG MM 3079582 and PT6A-140A MM 3077182.

NOTE 15. Fuel anti-icing additives conforming to specifications 3GP526A PFA 55MB, MIL-I-27686E may be used, at a concentration not exceeding 0.15% by volume.

NOTE 16. For PT6A-34, PT6A-34B, PT6A-36, PT6A-45, PT6A-45A and PT6A-45B power may be restored in hot day conditions by means of water or water/methanol injection when accomplished in accordance with the requirements of the PWC Installation Manual.

NOTE 17. For PT6A-50 C.G. location (dry weight) is 27.69 in. behind forward mounting ring, 0.27 in. below horizontal centerline and 0.15 in. left of vertical centerline.

NOTE 18. Augmentation fluid, when used, must meet the requirements of PWC Specification CPW No. 328.

NOTE 19. This Type Certificate Data Sheet reflects the certification basis and approval for those serial numbered model PT6A, PT6B and PT6D series engines listed under "Certification Basis". Two Type Certificates have been issued for administrative purposes: E4EA under FAR 21.29 for engines produced in Canada and E2NE under FAR 21.21 for engines produced in the United States. The type design for each model engine, regardless of where produced, is identical. The information on this Type Certificate Data Sheet applies to all Pratt & Whitney model PT6A, PT6B and PT6D series engines, including:

(A) Those serial numbered engines listed on and certificated under FAA Type Certificate E2NE, originally issued to Pratt & Whitney Aircraft Division of United Technologies Corporation, East Hartford, Connecticut, U.S.A. and reissued to Pratt & Whitney of Canada Ltd. (Formerly United Aircraft of Canada, Ltd.), Longueuil, Quebec, Canada.

(B) Those serial numbered engines listed above under "Certification Basis," certificated under this Type Certificate, E4EA, issued to Pratt & Whitney Canada Corp, Longueuil, Quebec, Canada.

NOTE 20. Service Bulletins, structural repair manuals, vendor manuals, aircraft flight manuals, and overhaul and maintenance manuals, which contain a statement that the document is Transport Canada approved, are accepted by the FAA and are considered FAA approved. These approvals pertain to the type design only.

NOTE 21. The PT6A-140, A-140AG and A-140A engines may be overhauled or maintained as two modules, the gas generator module and the power section module. The separation point is the "C" flange.

	PT6A-140	PT6A-140AG	PT6A-140A
Gas generator module (P/N)	3076223	3079409	3079592
Power section module (P/N)	3076225	3079410	3079593

NOTE 22. Removed at Revision 26.



NOTE 23. The following emissions standards promulgated in 14 CFR Part 34, Amendment 5a, effective October 23, 2013, and 40 CFR Part 87, effective October 31, 2012, have been complied with for: PT6A-140, -140AG and -140A.

Fuel Venting Emission Standards: 14 CFR §§ 34.10(b) and 34.11; in addition 40 CFR §§ 87.10(b) and 87.11.

For the PT6A-140, -140AG and -140A the engine manufacturer has declared that compliance has also been demonstrated with the CAEP/6 emission standards in ICAO's Annex 16, Volume II, Third Edition, dated July 2008. The fuel venting requirements are applicable. The smoke and emissions requirements are not applicable because the PT6A-140, -140AG and -140A, at 867 shp (647 kw), is under the power threshold of 1000 KW for applicability to turboprops.

NOTE 24. Transport Canada approved Installation Manual no. 3075740, dated May 2012, for the PT6A-140 engine model.

Transport Canada approved Parts List for the first production PT6A-140 engine – Engine assembly drawing no, 3076226 change A and subsequent.

Transport Canada approved Installation Manual no. 3079605, dated November 2014, for the PT6A-140A engine model.

Transport Canada approved Installation Manual no. 3079575, dated November 2014, for the PT6A-140AG engine model.

Transport Canada approved Parts List for the first production PT6A-140A engine – Engine assembly drawing no, 3079594 change A and subsequent.

Transport Canada approved Parts List for the first production PT6A-140AG engine – Engine assembly drawing no, 3079411 change A and subsequent.

	<b>Maintenance Manual</b>	<b>Overhaul Manual</b>
PT6A-140	3075742	3075743
PT6A-140A	3077182	3077183
PT6A-140AG	3079582	3079583

---END---



A4 – Datasheet Lycoming IO-720



DEPARTMENT OF TRANSPORTATION  
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

1E15  
Revision 6  
Textron Lycoming  
IO-720-A1A, -A1B, -A1BD,  
-B1A, -B1B, -B1BD,  
-C1B, -C1BD, -D1B,  
-D1BD, -D1C, -D1CD  
February 15, 1988

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET NO. 1E15

Engines of models described herein conforming with this data sheet (which is a part of Type Certificate No. 1E15) and other approved data on file with the Federal Aviation Administration meet the minimum standards for use in certificated aircraft in accordance with pertinent aircraft data sheets and applicable portions of the Civil Air Regulations/Federal Aviation Regulations provided they are installed, operated and maintained as prescribed by the approved manufacturer's manuals and other approved instructions.

Manufacturer Textron Lycoming/Subsidiary of Textron, Inc.  
Williamsport Plant  
Williamsport, Pennsylvania 17701

Model	Lycoming	IO-720-A1A, -A1B, -A1BD -B1A, -B1B, -B1BD -C1B, -D1B, -D1C-C1BD -D1BD, -D1CD
Type	8H0A Direct Drive	--
Rating		
Max. continuous hp., r.p.m., full throttle at:		
Sea level pressure altitude:		400-2650*
Takeoff, hp., r.p.m., full throttle at:		
Sea level pressure altitude:		400-2650
Fuel (Min. grade aviation gasoline), Service Instruction No. 1070		100/130
Lubricating oil (Lubricating should conform to the Specifications as listed or subsequent revisions thereto)		Lycoming Spec. No. 301-F Service Instruction No. 1014
Bore and stroke, in.		5.125 x 4.375
Displacement, cu. in.		722
Compression ratio		8.7:1
Weight (dry), lb.		See NOTE 9
Propeller shaft flange, SAE No.		Type 2 modified
Crankshaft dampers (torsional)		one 3.5 order six 4th order one fifth order
Fuel injection		Bendix RSA-10AD1 RSA-10ED1 (-B1B, -B1BD)
Fuel pump		See NOTE 2 RG9080-J4A (D1B, -D1C)
External fuel filtration requirements		150 micron, max.
Ignition, dual		See NOTE 9
Ignition timing °BTC		20°
Spark plugs		See NOTE 6
Oil sump capacity, qt.		19
Usable oil sump capacity, qt.		16
NOTES		1,2,3,4,5,6,7,8,9

\*Models IO-720-D1B, -D1C, -D1BD, -D1CD have an alternate rating of 375 hp at 2500 r.p.m.

Page No.	1	2	3
Rev. No.	6	6	6

Reformatted 1/95



Certification basis:

<u>Regulations &amp; Amendments</u>	<u>Model</u>	<u>Date of Application</u>	<u>Date Type Certificate 1E15 Issued/Revised</u>
CAR 13 as amended to June 15, 1956 & 13-1, 13-2, 13-3	IO-720-A1A	December 6, 1960	October 25, 1961
13-4	IO-720-B1A	February 19, 1963	November 4, 1965
	IO-720-A1B	February 12, 1971	February 22, 1971
	IO-720-B1B	February 12, 1971	February 22, 1971
	IO-720-C1B	December 16, 1971	December 22, 1971
	IO-720-D1B	October 22, 1973	October 29, 1973
	IO-720-A1BD	August 21, 1975	December 30, 1976
	IO-720-B1BD	December 28, 1976	December 30, 1976
	IO-720-C1BD	January 24, 1977	January 28, 1977
	IO-720-D1BD	January 24, 1977	January 28, 1977
	IO-720-D1CD	June 6, 1977	June 10, 1977
	IO-720-D1C	March 11, 1982	April 15, 1982

Production basis: Production Certificate No. 3

NOTE 1. Maximum permissible temperatures are as follows:  
 Cylinder head 500°F (well-type thermocouple)  
 Oil inlet 245°F

NOTE 2. Fuel pressure limits:

<u>Inlet to fuel pump when supplied with engine</u>	<u>Maximum</u>	<u>Minimum</u>	<u>Idle (min.)</u>
-D1B, -D1C	55 p.s.i.	-2 p.s.i.	#
All others	45 p.s.i.	-2 p.s.i.	#
<u>Inlet to injector</u>			
-B1A, -B1B	35 p.s.i.	25 p.s.i.	#
All others	45 p.s.i.	18 p.s.i.	12 p.s.i.
<u>Oil pressure limits:</u>			
Idling	#	25 p.s.i.	
Normal operation	95 p.s.i.	55 p.s.i.	(50 p.s.i.: -A1A, -A1B)
Start & warm-up	115 p.s.i.		
<u>Fuel Pump (optional)</u>		<u>Lear Siegler Model</u>	
-A1A, -A1B, -A1BD		RG17980 or RG9080	
-B1BD, -C1B, -C1BD, -D1B, -D1BD, -D1C, -D1CD		RG9080	

NOTE 3. The following accessory drive provisions are available.

IO-720 Model	Accessories				Rotation Facing Drive Pad	Speed Ratio to Crankshaft	Maximum Torque (in.-lb.)		Maximum Overhang Moment (in.-lb.)
	-B1B -A1B	-D1C -D1B	-C1BD -B1BD	-D1CD -D1BD			Cont.	Static	
Starter	X		X		CC	13.556:1	#	450	150
Alternator	X		X		C	3.20:1	60	120	175
Generator (Optional)	X		X		C	2.50:1	60	120	175
Generator (Opt)	X		X		C	3.1:1	60	120	175
Accessory #1	X		X		CC	1.3:1	70	450	25
Accessory #2	X		#		C	1.3:1	100	800	40
Accessory #2	#		X		C	1.3:1	180	2200	40
Accessory #2 (Opt)	#		X		C	1.3:1	180	2200	100
Tachometer	X		X		C	0.5:1	7	50	5
Fuel Pump	X		#		CC	1:1	25	450	25
Fuel Pump	#		X		C	1:1	25	450	25
Spray Pump (Opt)	X		X		C	1.346:1	250	1600	40
Propeller Gov	X		X		C	0.895:1	125	1200	25

"C" - Clockwise "CC" - Counter-clockwise.  
 "#" indicates "does not apply"



NOTE 4. These engines incorporate provisions for absorbing propeller thrust in both tractor and pusher type installations.

NOTE 5. These engines are equipped with all-weather ignition harness as standard equipment.

NOTE 6. Spark plugs: See latest revision of Lycoming Service Instruction No. 1042 for approved equipment.

NOTE 7. These engines incorporate the following additional characteristics:

<u>Model</u>	<u>Characteristics</u>
IO-720-A1A	Basic model. Eight cylinder, horizontally opposed, air-cooled direct drive fuel injection engine, internal oil jet piston cooling.
IO-720-A1B	Same as -A1A except equipped with Bendix S8LN-1208 and S8LN-1209 magnetos.
IO-720-B1A	Same as -A1A except for top exhaust cylinders and offset exhaust valve shroud tubes.
IO-270-B1B	Same as -B1A except equipped with Bendix S8LN-1208 and S8LN-1209 magnetos and Bendix RSA-10ED1 fuel injection.
IO-720-C1B	Same as -A1B except that it has up-exhaust cylinder heads.
IO-720-D1B	Same as -A1B except has a rear type air inlet housing instead of a front inlet.
IO-720-D1C	Same as -D1B except equipped with an angled fuel injector adapter.
IO-720-A1BD	Same as -A1B except has a dual magneto.
IO-720-B1BD	Same as -B1B except has a dual magneto.
IO-720-C1BD	Same as -C1B except has a dual magneto.
IO-720-D1BD	Same as -D1B except has a dual magneto.
IO-720-D1CD	Same as -D1C except has a dual magneto.

NOTE 8. Starters, generators and alternators approved for use on these engines are listed in the latest revision of AVCO Lycoming Service Instructions No. 1154.

NOTE 9. IO-720 Model, Weight (dry), ignition, dual, and C.G.

<u>Model</u>	<u>Weight</u>	<u>Magnetos</u>	<u>C.G. Location (dry) including starter and generator</u>		
			<u>Propeller Flange Front Face, in.</u>	<u>Below Crankshaft C.L., in.</u>	<u>Off Crankshaft C.L. in.</u>
-A1A	565	Bendix S8LN-701, S8LN-705	21.33	0.91	0.20 Left
-A1B	565	S8LN-1208, S8LN-1209	21.33	0.91	0.20 Left
-B1A	557	S8LN-701, S8LN-705	21.90	0.80	0.10 Left
-B1B	557	S8LN-1208, S8LN-1209	21.90	0.80	0.10 Left
-C1B	566	S8LN-1208, S8LN-1209	21.33	0.91	0.20 Left
-D1B	580	S8LN-1208, S8LN-1209	21.33	0.91	0.20 Left
-A1BD	561	D8LN-2200	21.13	0.81	0.00 Left to Right
-B1BD	557	D8LN-2230	21.70	0.70	0.10 Right
-C1BD	563	D8LN-2230	21.13	0.81	0.0 Left to Right
-D1BD, -D1CD	571	D8LN-2200	21.70	0.70	0.10 Right
-D1C	580	S8LN-1208, S8LN-1209	21.33	0.91	0.20 Left

.....END.....