



## 4<sup>to</sup> Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



# DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE TURBOHÉLICE FAR 23 CAT. NORMAL “PEGASUS”

**M. M. Hoffmann<sup>a</sup>**

<sup>a</sup>*Departamento Desarrollos Aeronáuticos y Armamento, Centro de Investigaciones Aplicadas, Fuerza Aérea Argentina, Av. Fuerza Aérea 5000 (CP 5000) Córdoba, Argentina.*

**Palabras Clave :** Diseño, Aeronave, Performance, Aerodinámica

### Resumen

---

El objetivo del presente Trabajo Final de Grado es desarrollar una aeronave desde el punto de vista del diseño preliminar, puntualizando las áreas de aerodinámica, performance, propulsión, estabilidad y control, tren de aterrizaje, peso y balanceo. La aeronave a diseñar es tipo “Aviación General”, a certificar bajo norma FAR 23, Categoría Normal. La primera fase de diseño comprende la estimación paramétrica de las características geométricas, máscas y de performance en base a información estadística de aeronaves similares en configuración, carga paga, motorización y misión. El propósito es identificar la zona de diseño factible del prototipo diseñado y evaluar si los requerimientos provistos son adecuados, en miras de la obtención de la zona de diseño. Además de tener en cuenta especificaciones inherentes a las cualidades de vuelo y prestaciones de la aeronave, se observan las buenas prácticas de diseño del layout de cabina de vuelo y pasajeros. Para ésta última, más específicamente, se aplicó un criterio de utilitarismo, flexibilidad y fácil acceso; los asientos y elementos propios de la versión ejecutiva son removibles; se retiran para traslados sanitarios o bien instalar un equipo de reconocimiento del terreno, o transporte de carga paga. La puerta de acceso principal es rebatible, y al abrirse conforma una escalera. Esto permite acceder a cabina cómodamente, sin depender de elementos externos tales como escaleras o plataformas. Esta versatilidad permite que las aplicaciones sean numerosas: uso privado, transporte ejecutivo de personas, carga ligera y reconocimiento del terreno (fotografía). La segunda fase comprende la optimización de las principales partes de la aeronave (ala, sistema propulsivo, fuselaje, grupo empenaje y tren de aterrizaje). Para tal fin se han implementado métodos y modelos propuestos por la bibliografía especializada en diseño de aeronaves los que aplicados en bucles de convergencia permiten completar el diseño en la zona de factibilidad. Una vez logrado el diseño preliminar de la aeronave, el mismo es congelado, se estiman las prestaciones teóricas y se evalúa el cumplimiento de los requerimientos. De este análisis se extraen las conclusiones que constituyen la base de posteriores desarrollos.

---

## 1. CONVENCION DE SIGNOS

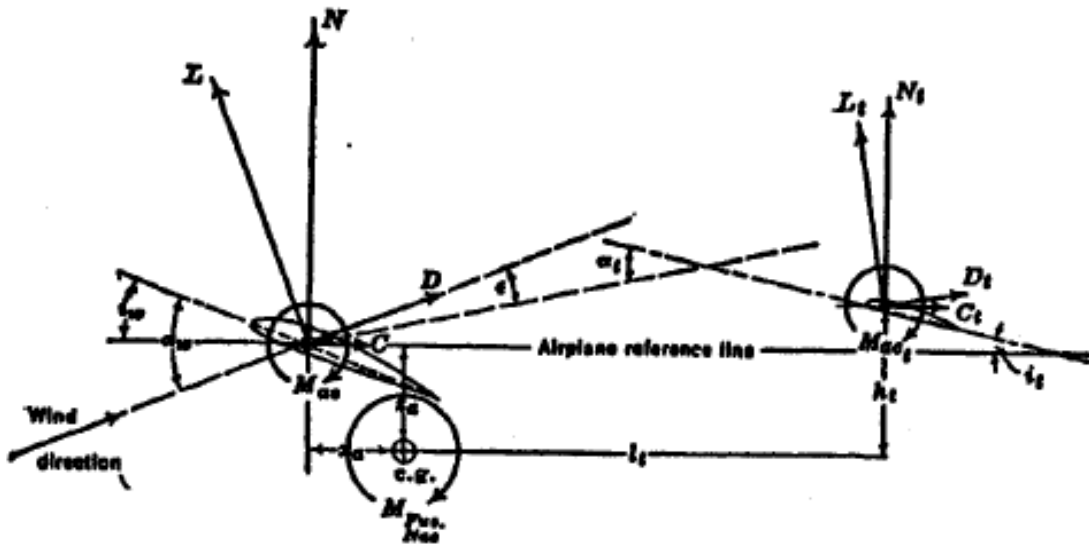


Figura 1: Fuerzas y momentos en el plano de simetría

## 2. ACRÓNIMOS Y ABREVIATURAS

Abreviatura	Definición	Unidad
$\bar{c}$	Cuerda aerodinámica	[m]
$\bar{p}$	Velocidad de rolido adimensionalizada	[-]
$\dot{m}_a$	Caudal másico de aire	[kg/s]
$\dot{V}_H$	Volumen de cola	[-]
$A$	Alargamiento	[-]
$A_e$	Área de la sección de entrada del sistema de inducción de aire	[m <sup>2</sup> ]
$A_e$	Área de la sección de escape del motor	[m <sup>2</sup> ]
$b$	Envergadura	[m]
$b_b$	Ancho del fuselaje	[m]
$C$	Cuerda	[m]
$cam$	Cuerda media aerodinámica	[m]
$C_a$	Cuerda de alerón	[m]
$C_r$	Cuerda raíz	[m]
$C_t$	Cuerda puntera	[m]
$C_d$	Coefficiente de resistencia aerodinámica de perfil	[-]
$C_D$	Coefficiente de resistencia aerodinámica	[-]
$C_{Di}$	Coefficiente de resistencia aerodinámica inducido	[-]
$C_{D0}$	Coefficiente de resistencia parásita	[-]
$C_{D \cdot S}$	Área de resistencia	[m <sup>2</sup> ]
$C_L$	Coefficiente de sustentación	[-]
$C_l$	Coefficiente de sustentación de perfil	[-]
$Cl$	Coefficiente de rolido	[-]
$C_{L0}$	Coefficiente de sustentación a ángulo de ataque nulo	[-]
$C_{Lmax}$	Coefficiente de sustentación máximo	[-]
$C_{L\alpha}$	Pendiente de sustentación	[1/°]
$C_M$	Coefficiente de momento de cabeceo	[-]

Abreviatura	Definición	Unidad
$C_{M1/4}$	Coeficiente de momento de cabeceo referenciado al 25 % CAM	[–]
$C_{M0}$	Coeficiente de momento libre de cabeceo	[–]
$C_n$	Coeficiente de momento de guiñada	[–]
$C_{n\psi}$	Derivada del coeficiente de momento de guiñada respecto al ángulo de deslizamiento	$[\frac{1}{\circ}]$
$D$	Diámetro de la hélice	[m]
$d_{exh}$	Diámetro del tubo de escape	[m]
$E$	Autonomía	[hs]
$\frac{F_W}{n}$	Fuerza en el mando por g	[lbs/g]
$h_b$	Alto del fuselaje	[m]
$i$	Calaje	[°]
$i_w$	Calaje del ala	[°]
$i_t$	Calaje del empenaje horizontal	[°]
$J$	Factor de avance	[–]
$l_b$	Longitud del fuselaje	[m]
$l_p$	Distancia X entre el CG y la hélice	[m]
$M$	Número de Mach	[–]
$M_0$	Momento de cabeceo libre	[kg.m]
$M_{tip}$	Número de Mach de puntera	[–]
$n$	Velocidad de rotación de la hélice	[RPM]
$n_z$	Factor de carga	[–]
$p$	Velocidad de rolido	[°/seg]
$P_{ext}$	Potencia extraída	[HP]
$R$	Alcance	[nm]
$Re$	Número de Reynolds	[–]
$Re_r$	Número de Reynolds en la raíz del ala	[–]
$Re_t$	Número de Reynolds en la puntera del ala	[–]
$Re_{\bar{c}}$	Número de Reynolds en la cuerda geométrica media del ala	[–]
$Re_{cam}$	Número de Reynolds en la cuerda media aerodinámica del ala	[–]
$S$	Superficie	[m <sup>2</sup> ]
$S_{exp}$	Superficie expuesta del ala	[m <sup>2</sup> ]
$S_W$	Superficie alar	[m <sup>2</sup> ]
$S_{wet}$	Superficie mojada	[m <sup>2</sup> ]
$SHP$	Potencia de salida medida en el eje motriz	[HP]
$SHP_{SL}$	Potencia de salida medida en el eje motriz, a nivel del mar	[HP]
$S_{LAND}$	Distancia de aterrizaje	[m]
$S_{TO}$	Distancia de despegue	[m]
$S_P$	Superficie del disco propulsivo	[m <sup>2</sup> ]
$S_R$	Superficie del rudder	[m <sup>2</sup> ]
$S_V$	Superficie del empenaje vertical	[m <sup>2</sup> ]
$T$	Tracción	[kg]; [N]
$t/c$	Espesor relativo	[–]
$TAS$	Velocidad verdadera	[m/s]; [knot]
$V_A$	Velocidad de aproximación durante el aterrizaje	[knot]
$V_{asc}$	Velocidad de ascenso	[knot]
$V_C$	Velocidad de crucero	[knot]
$V_D$	Velocidad de picada de diseño	[knot]
$V_S$	Velocidad de pérdida	[knot]

Abreviatura	Definición	Unidad
$V_R$	Velocidad de rotación	[ <i>knot</i> ]
$W$	Peso	[ <i>kg</i> ]
$W_E$	Peso vacío de la aeronave	[ <i>kg</i> ]
$W_{fuel}$	Peso de combustible	[ <i>kg</i> ]
$W_{pl}$	Peso de la carga paga	[ <i>kg</i> ]
$W_{TO}$	Peso de despegue	[ <i>kg</i> ]
$W_w$	Peso del ala	[ <i>kg</i> ]
$W_{MZF}$	Peso máximo sin combustible	[ <i>kg</i> ]
$AC$	Centro aerodinámico	[—]
$CG$	Centro de gravedad	[—]
$x_a$	Posición X del centro aerodinámico del ala	[ <i>m</i> ]
$X_{CG}$	Posición X del CG de la aeronave	[ <i>m</i> ]
$Y_{cg}$	Posición Y del CG de la aeronave	[ <i>m</i> ]
$Z_{cg}$	Posición Z del CG de la aeronave	[ <i>m</i> ]
$\alpha$	Ángulo de ataque	[°]
$\alpha_w$	Ángulo de ataque del ala	[°]
$\alpha_{L0}$	Ángulo de ataque de sustentación nula	[°]
$\beta$	Ángulo de deslizamiento	[°]
$\Delta_f C_L$	Incremento del coeficiente de sustentación por deflexión de flap	[—]
$\Delta_f C_D$	Incremento del coeficiente de resistencia por deflexión de flap	[—]
$\Delta_f C_M$	Incremento del coeficiente de momento de cabeceo por deflexión de flap	[—]
$\delta$	Deflexión	[°]
$\epsilon_t$	Upwash del fuselaje	[—]
$\epsilon$	Alabeo geométrico del ala	[°]
$\eta_p$	Rendimiento propulsivo	[—]
$\eta_t$	Relación entre presión dinámica de empenaje y corriente libre	[—]
$\lambda$	Ahusamiento	[—]
$\mu$	Viscosidad dinámica	[ <i>Pa · s</i> ]
$\Phi$	Ángulo de rolido	[°]
$\Psi$	Ángulo de guiñada	[°]
$\rho$	Densidad del aire	[ <i>kg/m<sup>3</sup></i> ]
$\rho_0$	Densidad del aire a nivel del mar	[ <i>kg/m<sup>3</sup></i> ]
$\sigma$	Relación de densidades	[—]

### 3. INTRODUCCIÓN

El punto de partida para el diseño de una aeronave, civil o militar, está determinado por los requerimientos operativos, esto es, las características que en conjunto permiten que se cumpla el perfil de misión y se cubran las necesidades por las cuales la aeronave es diseñada. El proceso de diseño está conformado por tres fases fundamentales, definidas en el esquema adjunto (Fig. 2). Cada fase requiere varias iteraciones para converger a un diseño aceptable.

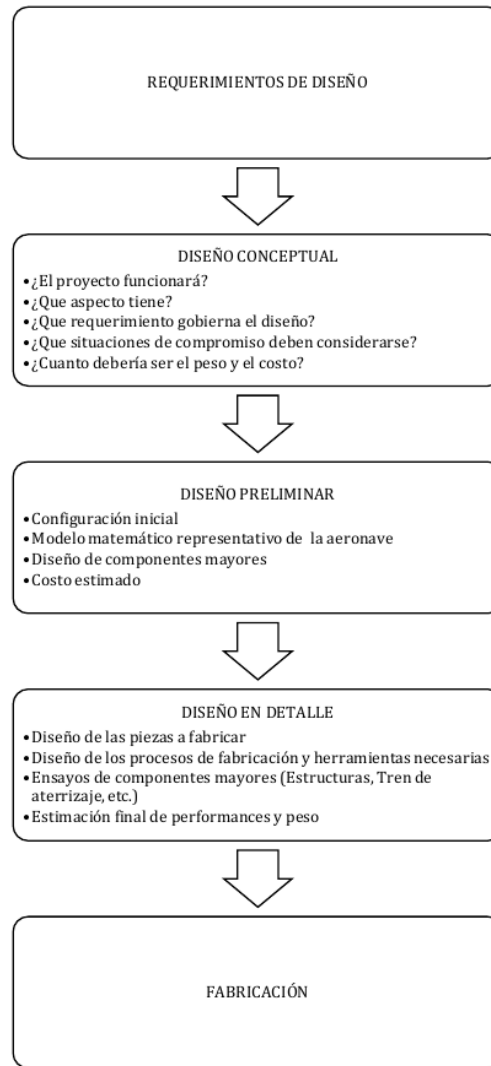


Figura 2: Fases de diseño típicas de una aeronave

En el presente Trabajo Final de Grado (TFG) se desarrolla una aeronave desde el punto de vista del diseño preliminar. La profundización de aspectos constructivos, ensayo de sistemas y procesos de fabricación, entre otros, escapan al objetivo de este trabajo. En esta instancia es necesaria la utilización de bases de datos de aeronaves similares, soporte bibliográfico para el diseño y software para análisis aerodinámico de la aeronave, a fines de validar el diseño. Dichas herramientas conducen a través de ciclos iterativos a una configuración resultante, la cual debe servir como base para el diseño en detalle. Algunas de las aplicaciones de esta aeronave son: uso privado -pues la tripulación mínima es de un piloto- transporte ejecutivo de personas, carga ligera y reconocimiento del terreno (fotografía).

### 3.1. Especificaciones

A continuación se procede a enumerar los requerimientos de diseño dados por la Autoridad Académica.

TIPO DE AVION	ENLACE
TRIPULACION	6 PLAZAS INC PILOTO
TRIPULACION DE CABINA	NO
DISPOSICION CABINA	PRESURIZADO
SISTEMA PROPULSIVO	TURBO/HELICE
SISTEMA TREN ATERRIZAJE	RETRÁCTIL
CARGA PAGA MAX ( Categ Normal)	600 Kg
VOLUMEN EQUIPAJE / PAX (M3/PAX)	0,16
<b>VELOCIDADES (Max Peso de Diseño)</b>	
Max Crucero (Altura óptima)	>=300 KTAS
Límite estructural	>=360 KCAS
Max ascencional (H=0,ISA,All engines)	>=2000 Ft/min
Pérdida sin Flap (peso de despegue)	<=81 KCAS
Pérdida con Flap (peso de despegue)	<=75 KCAS
<b>PERFORMANCES (Peso de diseño)</b>	
Distancia Decolaje (H=0,ISA,FAR 23)	<= 650 m
Distancia Aterrizaje (H=0,ISA,FAR 23)	<= 600 m
Alcance (Max Pax)(Long Range Cruise)	>= 1200 n.m
Techo de servicio	>= 9000 m

Tabla 2: Especificaciones de diseño

### 3.2. Normativa aplicable al diseño

En el ámbito del diseño de aeronaves existe un amplio espectro de normas de aeronavegabilidad, dependiendo si el usuario es civil o militar. Ejemplo de normativas son: FAR 23 y 25 (Federal Aviation Administration-USA), EASA(Agencia Europea de Seguridad Operacional) en el ámbito civil o bien MIL-SPEC en el ámbito militar, entre otras. Se adopta la norma FAR 23 para el diseño de la aeronave. En función de los requerimientos dados, puede encuadrarse dentro de la categoría normal o utilitaria. Analizando cuidadosamente la misión del vehículo, se observa que las maniobras involucradas serán limitadas, y la mayor parte del tiempo de vuelo será en fase crucero. Por esto se decide encuadrar al avión dentro de la categoría normal.

## 4. SELECCIÓN DE PARÁMETROS PRELIMINARES

### 4.1. Consideraciones de la configuración preliminar

La configuración inicial para esta categoría de aeronaves gira en torno al propósito principal de este diseño: el transporte de personas y carga ligera. Es objeto de cuidadoso estudio la ubicación de los pasajeros, la tripulación, disposición de las plazas disponibles y de la carga paga. En una primera aproximación, se disponen 2 asientos en la cabina de vuelo y 4 dispuestos en 2 filas, en la cabina de pasajeros. La siguiente ubicación de las superficies sustentadoras es adoptada: ala baja, con ángulo diedro y grupo de cola (estabilizador vertical y horizontal) tipo T ubicado en la sección trasera.

### 4.2. Base de datos estadística

La base de datos fue realizada a partir de Certificados Tipo (TCDS) presentados ante la Autoridad Aeronáutica competente (Ref. [1], [2], [3]), publicaciones especializadas (Ref. [4], [5]) y brochures (Ref. [6], [8]). Se recopiló la información correspondiente a dimensiones geométricas, máscaras, prestaciones, tipo de motor, entre otros. Con ellos se elaboró una tendencia estadística de los parámetros de mayor importancia para el dimensionamiento preliminar de la aeronave.

### 4.3. Fuselaje y componentes principales

Este componente es uno de los elementos más importantes a tener presente a la hora de iniciar el diseño preliminar. A fin de analizar a grandes rasgos las partes más relevantes se definen tres zonas principales sobre el fuselaje, a saber:

- Zona delantera: integra el sistema propulsivo ( i.e., motor y hélice) al resto de la aeronave, además proporciona alojamiento al tren de nariz.
- Zona media: se encuentra la cabina de pilotaje, de vuelo, el ala y sus anclajes estructurales. En la misma se prevee un alojamiento para disponer el tren de aterrizaje principal.
- Zona trasera del fuselaje: incorpora el grupo de cola, es decir, estabilizador vertical y horizontal y sus anclajes estructurales. En la zona anterior se ubica un compartimiento reservado para el equipaje de los pasajeros.

#### 4.4. Ubicación del ala en relación al fuselaje

Existen tres posiciones clásicas de ubicación del ala respecto al fuselaje: alta, media y baja. En base a los efectos generales de cada posición en particular, se estima conveniente seleccionar la configuración de ala baja. Algunas de las ventajas, según la Ref.[7, cap. 2]

- La toma ala-fuselaje y el tren de aterrizaje principal se encuentran ubicados por debajo de la cabina, lo cual deja espacio disponible para ubicación de diversos sistemas.
- La configuración de ala baja presenta notables ventajas en lo que se refiere a efecto suelo. Causa una reducción de la resistencia aerodinámica producida por los vórtices de puntera de ala en las proximidades del suelo. Consecuentemente la carrera de despegue puede llegar a ser menor y durante la maniobra de aterrizaje se requiere menor deflexión de elevador para llevarla a cabo.

#### 4.5. Tren de aterrizaje

La configuración del tren de aterrizaje es del tipo triciclo y retráctil. Algunas ventajas extraídas de la Ref.[7, cap. 2] se presentan a continuación:

- Las fuerzas de frenado actúan por detrás del CG, lo que provee un efecto estabilizante durante la aplicación de los frenos.
- Cuando la aeronave se encuentra en tierra el fuselaje está prácticamente a nivel, lo que mejora la visibilidad del piloto y el confort de los pasajeros.
- El tren de nariz evita durante una operación de frenado moderado que la aeronave impacte la hélice en tierra.

#### 4.6. Carga paga

La carga paga se analiza particularmente para dos situaciones:

- Transporte de carga,  $W_{pl} = 600kg$  (por requerimiento).
- Transporte de pasajeros. Según a los estándares dados por Ref.[7],  $W_{pl} = 583kg$

Por lo que el caso crítico corresponde a transporte de carga ( $W_{pl} = 600kg$ )

#### 4.7. Estimación preliminar de características másicas

El peso de despegue de la aeronave es una combinación del peso vacío, la cantidad de combustible necesaria para cumplimentar el perfil de misión y la carga paga máxima. La primera y la segunda de estas variables provienen de datos estadísticos de aeronaves de la misma categoría y finalidad (Fig. 3 ). La fracción de combustible (Fig. 4) se estima en base a un método empírico detallado en la Ref. [7]. La misma es planteada como función del alcance, el consumo específico y el alargamiento. Teniendo en cuenta estas relaciones, se hace un cálculo iterativo que relaciona las variables anteriormente enunciadas y se obtienen los resultados preliminares, validados o modificados en las secciones posteriores.

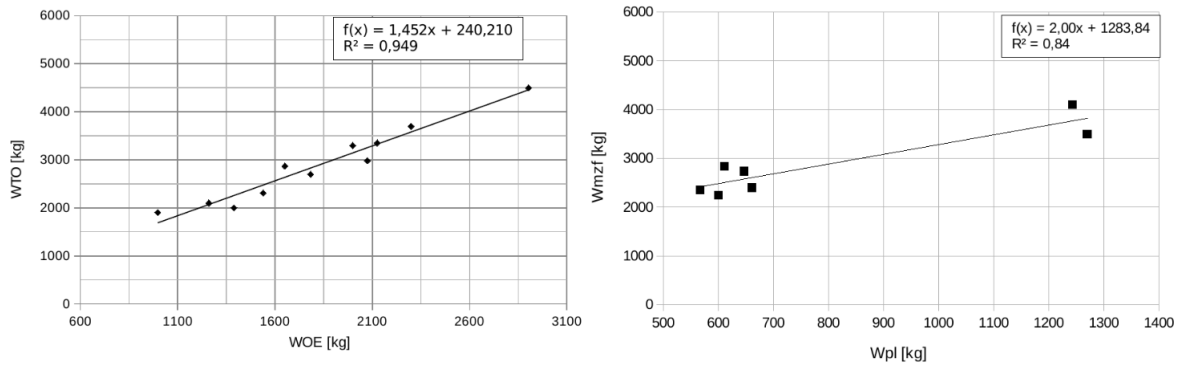


Figura 3: Tendencias de características másicas.

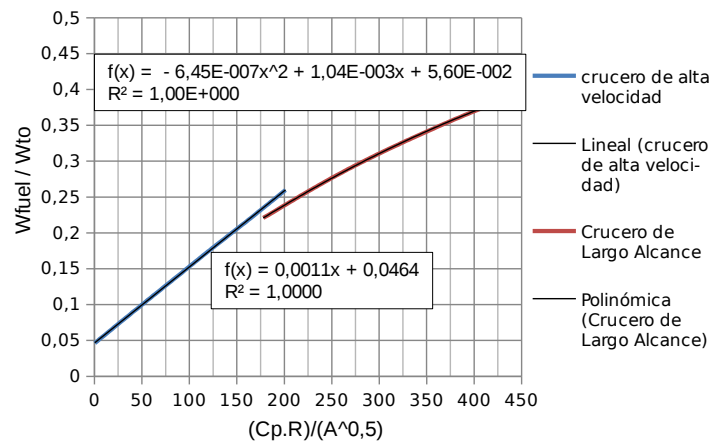


Figura 4: Fracción de combustible para alargamiento variable.

A	$W_{fuel}[kg]$	$W_{pl}[kg]$	$W_E[kg]$	$W_{TO}[kg]$	$S_w[m^2]$
8.6	779.70	600	1944.70	3324.41	18

Tabla 3: Resultados preliminares.

#### 4.8. Carga alar y velocidad de pérdida

Los requerimientos de diseño establecen que la velocidad de pérdida a máxima deflexión de flaps debe ser menor o igual a 75 *KCAS*; en configuración limpia la misma no debe exceder 81 *KCAS*. Para un avión monomotor propulsado a hélice la norma FAR 23 -Ref. [9]- estipula que  $1,6 \leq C_{Lmax} \leq 2,3$  La carga alar corresponde a (1).

$$\frac{W_{T0}}{S_w} = \frac{C_{Lmax} \cdot \rho_0 \cdot V_S^2}{2} \quad (1)$$

Se grafica esta relación en la Fig. 5, donde se representa la carga alar como función de la velocidad de pérdida, para distintos valores de  $C_{Lmax}$ .



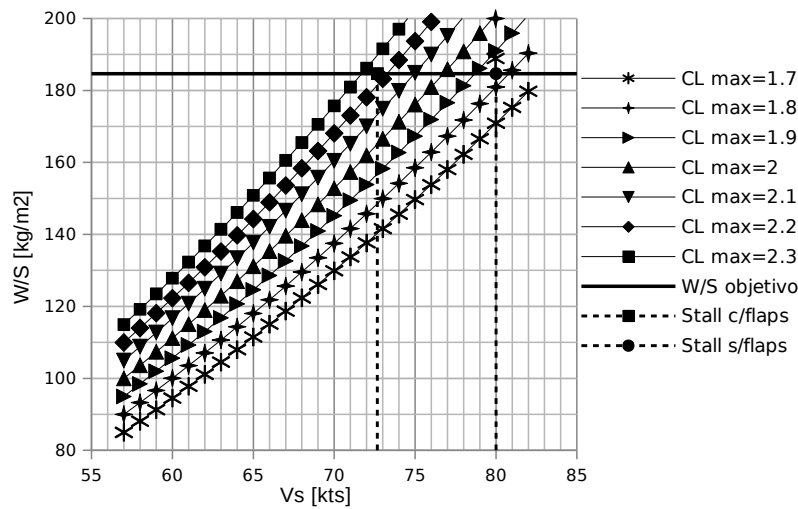


Figura 5: Carga alar en función de la velocidad de pérdida.

Para que el diseño de la aeronave resulte coherente en sus requerimientos, se proponen sendos  $C_{Lmax}$ , que satisfagan los límites de pérdida en configuración limpia y con flaps deflectados completamente.

#### 4.9. Estimación del área de resistencia total ( $C_D \cdot S$ )

El área de resistencia total se compone de dos términos: uno correspondiente a la resistencia parásita, y otro, a la inducida. El método utilizado para estimar el área de resistencia fue extraído de la Ref. [8, Cap. 2]. El mismo consiste en sumar los aportes de de las superficies sustentadoras, fuselaje, tren de aterrizaje y toma de aire de motor, y obtener el área resistencia para cada fase de vuelo. La polar es del tipo parabólica simple, y está dado por la ecuación (2).

$$(C_D \cdot S)_{total} = C_{D0} \cdot S + C_{Dind} \cdot S \quad (2)$$

- Despegue: se considera que el tren de aterrizaje se encuentra extendido, las puertas de tren abiertas y los flaps deflectados a  $20^\circ$ . Los últimos son del tipo plain flap, ubicados al 60 % de la semienvergadura.

$$C_{D0} \cdot S = 1,02m^2 \Rightarrow C_{D0} = 0,0567$$

- Aterrizaje: Para configuración aterrizaje, se considera que el tren de aterrizaje se encuentra extendido, las puertas de tren abiertas, flap deflectados ( $40^\circ$ ). El valor de la contribución a la resistencia parásita por parte del tren de aterrizaje no se ve modificado, por lo cual se adopta el valor de la sección anterior.

$$C_{D0} \cdot S = 1,29m^2 \Rightarrow C_{D0} = 0,0717$$

- Crucero: La condición de vuelo para la que se quiere optimizar la aeronave es crucero de largo alcance. La altitud de vuelo fue determinada como promedio de aquéllas correspondientes a los aviones de similares características, dando un valor de 26000 ft (FL 260).

$$C_{D0} \cdot S = 0,433m^2 \Rightarrow C_{D0} = 0,024$$

La polar resultante se presenta en la Fig. 6

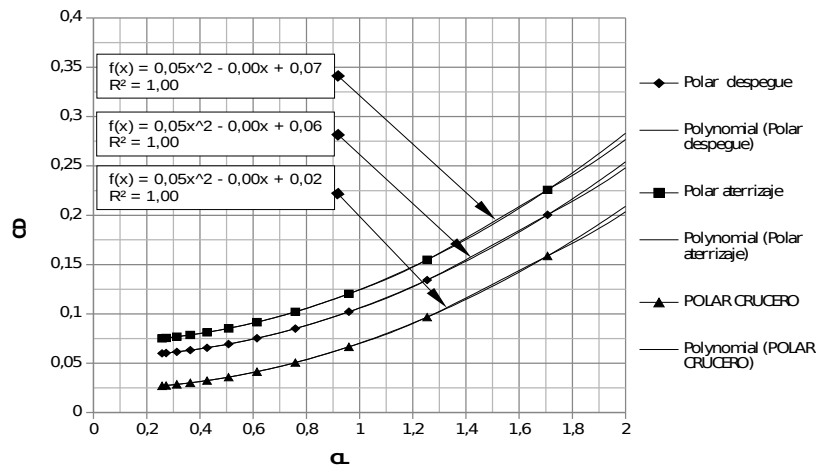


Figura 6: polar de resistencia para diferentes condiciones de vuelo.

#### 4.10. Estimación de tracción y potencia

A fines de seleccionar preliminarmente una planta propulsora adecuada a las necesidades de la aeronave se estima la potencia que requiere para mantener el vuelo recto y nivelado a velocidad de crucero máxima constante (*KTAS300*) y altura óptima (*FL260*). El rendimiento propulsivo se fija en un 82 %. Esto se estima en base a datos estadísticos provistos por la Ref.[10]. La potencia necesaria en el eje del motor se calcula según muestra la ecuación (3).

$$SHP = \frac{T \cdot V_c}{\eta_p} \quad (3)$$

Finalmente la potencia nominal máxima del motor a nivel del mar se obtiene con la siguiente aproximación, donde  $n$  tiene un valor entre 0.7 y 0.8.

$$\sigma^n = \frac{SHP}{SHP_{SL}} \quad (4)$$

Resultando,  $SHP_{SL} \approx 1400 \text{ HP}$ . El motor disponible en el mercado que cumple con este nivel de potencia es el Pratt & Whitney PT6A-68B.

### 5. LIMITACIÓN DEL PESO DE DESPEGUE POR REQUERIMIENTOS DE PERFORMANCE

Para determinar qué configuraciones de peso de despegue y superficie alar cumplimentar los requerimientos de prestaciones a diseñar, se confeccionan curvas que limiten el peso de diseño admisible de la misma. Las ecuaciones han sido tomadas de las Ref.[7] y [9]. Limitaciones al peso de despegue:

- Limitación por alcance: está compuesto por componentes fijos, ítems cuyo peso varía con la superficie alar (peso del ala y grupo empenaje) y peso de combustible.
- Limitación por velocidades de pérdida y crucero
- Limitación por velocidad de ascenso  $W_{TO} = f(R/C, S)$
- Limitación por maniobra  $W_{TO} = f(\text{perf. de maniobra}, S)$
- Limitación por carrera de despegue  $W_{TO} = f(\text{dist. de despegue}, S)$
- Limitación por carrera de aterrizaje  $W_{TO} = f(\text{dist. de aterrizaje}, S)$

### 5.1. Zona de diseño

En esta sección se analiza si los parámetros estimados al momento son coherentes en cuanto al cumplimiento de los requerimientos de diseño. El punto de diseño quedó definido según la Tabla 4. La Fig. 7 es la zona de diseño obtenida.

$S[m^2]$	$W_{TO}[kg]$	$W_E[kg]$	$W_{fuel}[kg]$	$W_{pl}[kg]$
18	3324.41	1944.70	779.70	600

Tabla 4: Punto de diseño.

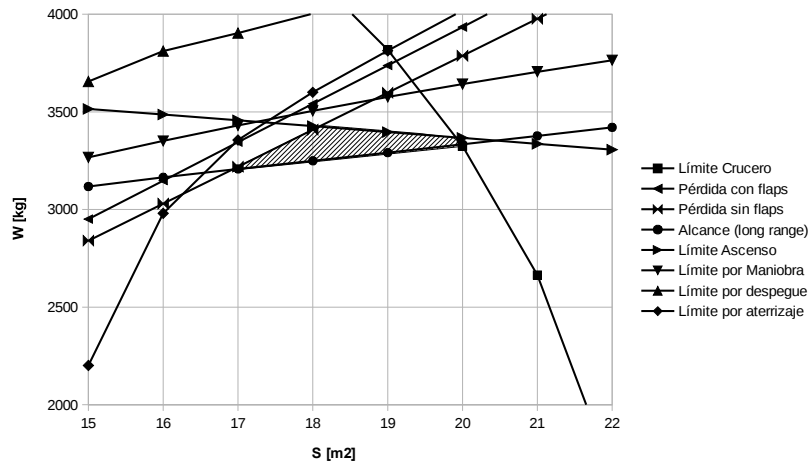


Figura 7: Peso límite de despegue en función de la superficie alar. El triángulo rayado es la zona de diseño.

### 5.2. Zona de diseño a peso constante

Expresando las curvas de performances en la forma relación potencia/peso versus la carga alar establece una zona de puntos posibles de diseño, lo significa que las performances requeridas se satisfacen dentro de una zona determinada por las curvas obtenidas. Limitaciones:

- Limitación por crucero.
- Limitación por ascenso en el segundo segmento.
- Limitación por despegue.
- Limitación por motor instalado.
- Limitación por aterrizaje.

El punto de diseño fue seleccionado a partir de la zona de diseño, y corresponde a:

$\frac{W_{TO}}{S} [\frac{kg}{m^2}]$	$\frac{SHP}{W_{TO}} [\frac{HP}{kg}]$
184.68	0.367

Tabla 5: Punto de diseño.

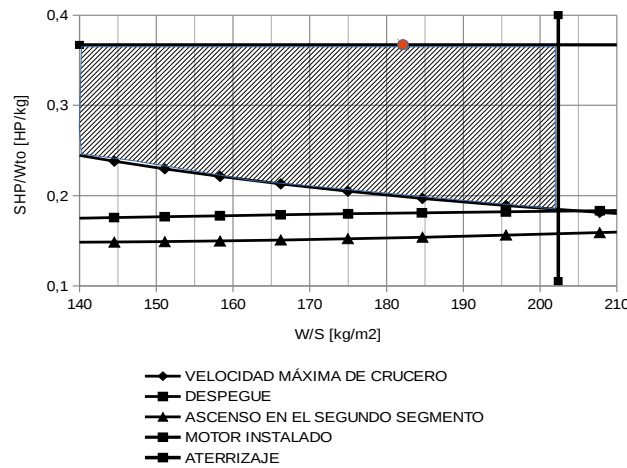


Figura 8: Zona de diseño a peso constante.

## 6. DISEÑO PRELIMINAR DEL ALA

### 6.1. Selección del perfil alar

#### 6.1.1. Estimación de CL en las condiciones de vuelo para el avión completo en las condiciones de diseño

Según los requerimientos de diseño dados, las condiciones críticas son: pérdida (clean), velocidad ascensional máxima (R/C máxima) y crucero. Ésta última es decisiva pues provee el valor del coeficiente de resistencia máximo admisible.

Bajo las suposiciones de que:

- el  $C_l$  de diseño de un perfil es para el cual se obtiene el mínimo  $C_d$ .
- distribución de sustentación elíptica.

Se tiene que:

$$C_{L\text{cruise}} = C_{Lw} = C_{L\text{diseño}} \quad (5)$$

Esto implica que deben buscarse perfiles que tengan un coeficiente de sustentación de diseño cercano al de crucero y cuyo  $C_D$  sea inferior al coeficiente de resistencia parásita mínima del perfil obtenido con:

$$C_{dp\text{min}} = \frac{C_{D0}S_w}{S_{wet}} \quad (6)$$

A partir de los parámetros calculados se seleccionan los perfiles que cumplen, y con ello se construye una polar para el ala preliminar. Los perfiles que poseen un  $c_{l\text{max}} \geq 1,933$  son:

- NASA/Langley LS(1)-0417
- NASA/Langley LS(1) -0413 (GA(W) 2)
- NASA/Langley MS(1) -0313

Como se cuenta con datos experimentales, se coteja la polar del perfil teórica con la polar experimental (Fig. 9). Como se comprueba que ambos procedimientos dan resultados iguales, se avala lo calculado teóricamente. Según se observa en la Fig. 10, el coeficiente de resistencia del ala se reduce con los perfiles NASA/Langley LS (1)-0413 (GA(W) 2) y NASA/Langley MS (1)-0313. La zona gris constituye un límite al coeficiente de resistencia máximo admitido. Por superarlo, la polar correspondiente al NASA/Langley LS(1)-0417 queda descartada. De las opciones de ala que se han planteado, se elige el perfil que posea un valor menor de coeficiente de momento nulo. El ala con NASA/Langley LS (1)-0413 (GA(W) 2) posee un  $c_{m0} = -0,11$  y el NASA/Langley MS (1)-0313,  $c_{m0} = -0,08$ . Por ello se seleccionó éste último para conformar el ala. En la sección 1, el área de resistencia parásita se estimó teniendo en cuenta un perfil con un  $\frac{t}{c} = 0,15$ .

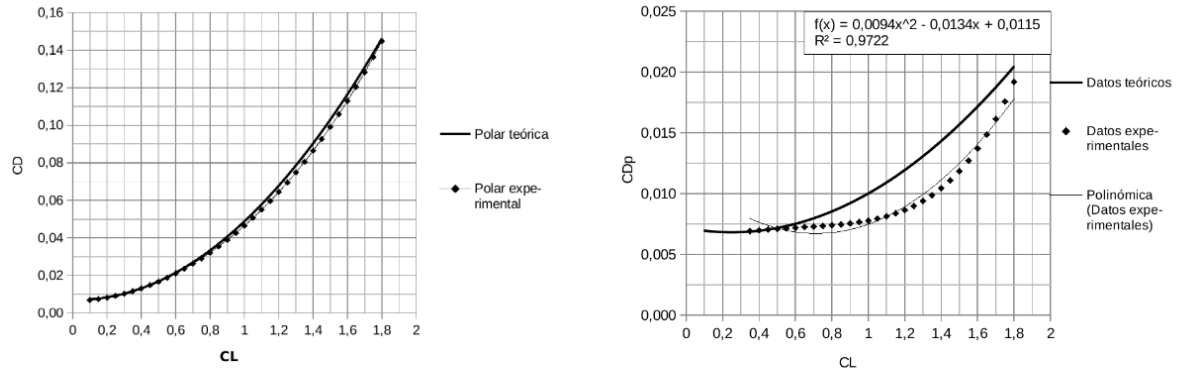


Figura 9: Características aerodinámicas perfil NASA/Langley MS (1)-0313.

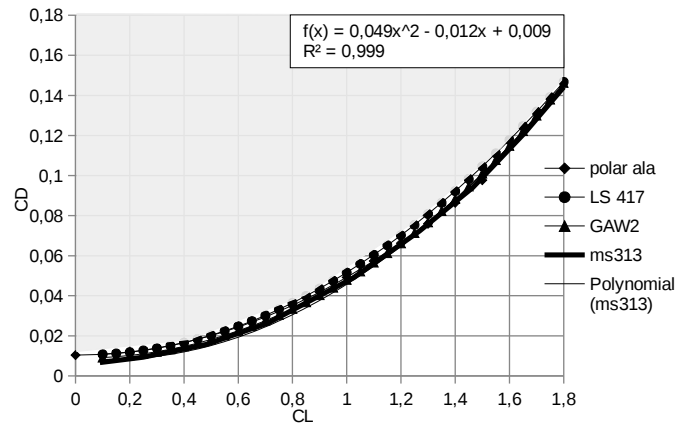


Figura 10: Comparación de la polar del ala con perfiles diferentes.

## 6.2. Comprobación del coeficiente de sustentación del perfil en función del número de Reynolds

Se verifica el coeficiente de sustentación en función del número de Reynolds para cada sección del ala con objeto de conocer si el valor promedio de 2.1 resulta válido para el análisis. Con:

$$c_t = 1,879 \text{ m} \quad c_r = 1,127 \text{ m} \quad cam = 1,535 \text{ m} \quad \bar{c} = \frac{c_r + c_t}{2} = 1,503 \text{ m}$$

Si se analiza la fase de vuelo para la cual la aeronave es diseñada (cruce), se tiene:

$$V_C = 300 \text{ kts @ } 26000 \text{ ft} \quad \rho = 0,53 \text{ kg/m}^3 \quad \mu = 1,53 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$$

El número de Reynolds para la raíz, puntera y cuerda media del ala se emplea para hallar el coeficiente de sustentación máximo de perfil, en base a la información presentada en la Ref. [10].

$$\begin{aligned} \text{Re}_r &= 10,04 \cdot 10^6 \rightarrow C_{l_{max}} = 2,1 & \text{Re}_t &= 6,02 \cdot 10^6 \rightarrow C_{l_{max}} = 2,0 \\ \text{Re}_{\bar{c}} &= 8,04 \cdot 10^6 \rightarrow C_{l_{max}} \approx 2,1 & \text{Re}_{cam} &= 8,2 \cdot 10^6 \rightarrow C_{l_{max}} \approx 2,1 \end{aligned}$$

Se observa que el número de Reynolds estimado en base a la cuerda media geométrica presenta una diferencia del 2 % respecto a aquél basado en la cuerda media aerodinámica. La discrepancia entre el valor del coeficiente de sustentación máximo surgido de ambos es mínima.

### 6.3. Optimización de los parámetros geométricos del ala

#### 6.3.1. Optimización del ahusamiento

El objetivo responde a minimizar la resistencia inducida del ala, de forma tal que su distribución de sustentación se aproxime lo más posible a la de un ala elíptica. A través del programa LSE4 (que resuelve línea sustentadora) se determinan valores de  $C_{Di}$  y  $C_L$  para un alargamiento de 8,6 y un rango de ahusamiento  $0,1 \leq \lambda \leq 0,8$ .

Se encontró que el valor de  $\lambda$  que produce la mínima resistencia inducida es de  $\lambda = 0,4$ . Sin embargo, como para el valor preliminar del ahusamiento ( $\lambda = 0,6$ ) la resistencia inducida es menos del 5 % mayor y como la distribución de sustentación es aceptable, se adopta el valor preliminar.

#### 6.3.2. Optimización del Alargamiento

Es necesario optimizarlo teniendo en cuenta las características másicas (peso del ala y la fracción de combustible a llevar) y la pérdida. El peso del ala aumenta proporcionalmente con el alargamiento. Como límite superior se establece el peso estimado de 370.90 kg (para  $A = 8,6$ ). La fracción de combustible no presenta grandes cambios al modificarse el alargamiento, por lo que no resulta un parámetro concluyente a la hora de evaluar la optimización.

Para la optimización aerodinámica se hacen varias corridas con LSE4, tanto en configuración limpia como en configuración con flaps. Se obtuvo que para obtener un  $C_{Lmax, clean} = 1,7$  un alargamiento inferior a 6 ya era suficiente. Sin embargo, para un  $C_{Lmax, flaps} = 2,1$  es necesario  $A \geq 8,5$ . De esta manera, como para alargamientos menores la reducción de peso es poco significativa (60kg para  $A = 6$ ) y reducir el alargamiento implica soluciones tecnológicas más complejas en hipersustentadores, se termina adoptando el valor inicial de  $A = 8,6$ , que cumple con todos los requisitos.

#### 6.3.3. Optimización del calaje del ala

El ángulo de calaje  $i_w$  tiene como fin minimizar la resistencia aerodinámica en la configuración de crucero. Tiene como objetivo lograr que cuando el ala esté al ángulo de ataque para  $C_{Lcruise}$ , el fuselaje quede a ángulo de ataque de resistencia mínima. Siendo el  $C_L$  del ala

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{L0} + \epsilon_t)$$

donde Reemplazando  $\alpha = i_w$  y despejando se obtuvo un valor de  $i_w = 0,85^\circ$

#### 6.3.4. Optimización del ángulo de alabeo geométrico y aerodinámico

Como primera aproximación se optó por usar sólo alabeo geométrico y emplear el mismo perfil en todas las secciones del ala. Mediante corridas del programa LSE4 se ha estimado la distribución de sustentación para un ala sin alabeo geométrico y para otra con un alabeo  $\epsilon = -0,5^\circ$ , tanto para configuración de crucero como de  $C_{Lmax}$ . Se obtuvo que con ( $\epsilon = -0,5^\circ$ ) de alabeo el valor máximo de  $C_l$  local se aleja de la zona de alerones en la configuración  $C_{Lmax}$ , y también que la pérdida es retrasada  $1^\circ$ . Por esta razón se considera satisfactorio el valor de alabeo obtenido, no siendo necesario emplear alabeo aerodinámico.

### 6.4. Análisis de la distribución de sustentación

La distribución de sustentación (7) de un ala se encuentra compuesta por dos distribuciones: la básica y la adicional. La primera existe en general cuando el ala posee alabeo, ya sea geométrico o aerodinámico, y produce  $C_L = 0$ .

$$c_l c = c_l c|_{basica} + C_L c_l c|_{adic} \quad (7)$$

La segunda produce la sustentación útil, depende fuertemente de la forma en planta del ala, muy especialmente de la flecha y el ahusamiento (Ref. [11]). Se determinó la distribución de sustentación básica y adicional para el alabeo seleccionado, los resultados se muestran en la Fig.11

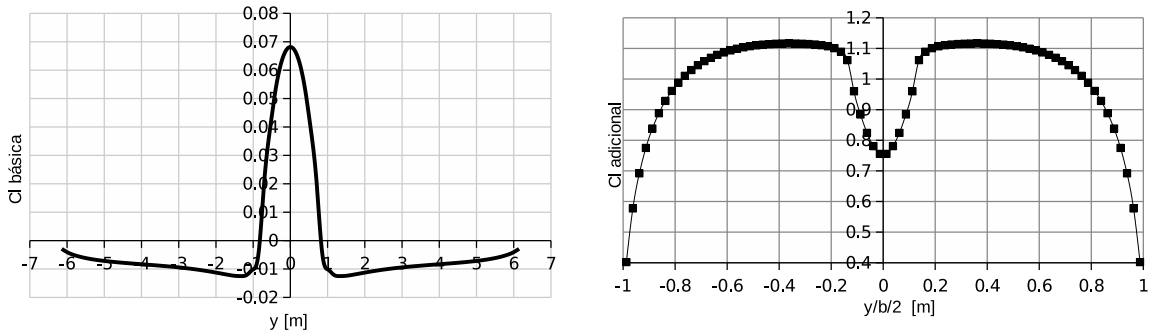


Figura 11: Distribución de  $c_l$  básico y adicional para  $\varepsilon = -0,5$

Con dicha distribución se verificó el  $C_{Lmax}$  del ala tomando como criterio que alguna de las secciones entre en pérdida. Se obtuvo un valor de  $C_{Lmax} = 1,81$ , mayor al valor inicialmente estimado. Por lo que queda verificado el diseño anteriormente propuesto.

### 6.5. Diseño preliminar de alerones

Luego de evaluar las características aerodinámicas y mecánicas de las superficies de comando disponibles, se optó por el “alerón plano”. Fue seleccionado por sobre otros por su buena efectividad aerodinámica y al mismo tiempo una relativa simplicidad mecánica, lo que facilita la posterior puesta a punto. No requiere especial cuidado en el balanceo másico ni presenta vibraciones indeseables, como en los alerones Frise.

El diseño se basa en el análisis de la dinámica estacionaria en rolido para una deflexión máxima admisible. El método de cálculo fue tomado de las Ref. [7, 12, 13]. La norma FAR 23.157 (Ref. [14]) requiere rolar al avión  $30^\circ$  desde una maniobra de giro nivelado, con  $30^\circ$  de inclinación lateral inicial, en un tiempo dado. Los coeficientes de momento de rolido se obtienen mediante el software LSE 4, probando distintas dimensiones de alerón. Una vez obtenido, se calcula la velocidad de rolido para despegue y aproximación (condiciones dadas por norma). La última es la crítica, caracterizada por:

$$p = 12,6^\circ/s \quad \tau = 4,61s \quad \frac{pb}{2V_\infty} = 0,032$$

La distribución de sustentación (modificada por la presencia de los alerones) se estima en base a la teoría de línea sustentadora de Weissinger, donde la deflexión del alerón se contabiliza como un cambio en el ángulo de ataque equivalente, como se indica en (8a). A su vez, mediante la teoría de los perfiles delgados se obtiene el rendimiento aerodinámico y la variación de ángulo de ataque local (8b). Por otra parte, la variación del ángulo de ataque produce amortiguamiento de rolido (8c), y por consiguiente, un momento opuesto al provocado por los alerones y proporcional a la velocidad de rolido.

$$\Delta\alpha_{rolido} = \tan\left(\frac{py}{V}\right) \approx \frac{py}{V} \quad (8a)$$

$$\Delta\alpha = \frac{\partial\alpha_{l0}}{\partial\delta} \eta_\delta \delta_a \quad (8b)$$

$$Cl = \frac{\partial Cl}{\partial \dot{p}} \dot{p} \quad (8c)$$

Se proponen tres geometrías de alerón con  $c_a/\bar{c} = 0,25$  y  $\delta_{max} = 20^\circ$  y longitudes dadas en la Tabla 6, siendo evaluadas en función de los requerimientos de FAR 23.

ALERÓN 1	ALERÓN 2	ALERÓN 3
$y_i = 4,21 m$	$y_i = 3,73 m$	$y_i = 4,54 m$
$y_e = 6,1 m$	$y_e = 6,1 m$	$y_e = 6,1 m$

Tabla 6: Longitudes propuestas para los alerones

Todas cumplimentaron con la norma FAR23, siendo  $\dot{p}_{min} = 0,032$ . La longitud de la superficie de control constituye una restricción en sí porque se desea maximizar las capacidades de los hipersustentadores, por lo cual se escoge el que menor espacio ocupa.

### 6.6. Diseño preliminar del sistema hipersustentador

Se selecciona el tipo “plain flap”, ya que logra el incremento necesario del coeficiente de sustentación a una deflexión que no resulta excesiva, comparando con aeronaves similares tal como el Pilatus PC-12 o el Socata TBM-700. La resistencia aerodinámica no se ve aumentada en exceso. La cinemática es, además, sencilla para la fabricación y puesta a punto. A través del método de la teoría de los perfiles delgados (tomado de Ref. [7] G.2 “Effect on trailing-edge flap deflection on airfoil section lift”), se realiza el dimensionamiento geométrico, a saber: Para estimar el incremento del coeficiente de sustentación en perfiles 2D, se emplearon las ecuaciones G-5 y G-13, que corresponden a plain flap 2D. Las curvas utilizadas fueron

- Factor de sustentación teórico de flap: Fig. G-2
- Factor de efectividad 2D para plain flap: Fig. G-4

Las características aerodinámicas del ala 3D se determinan según [7], G-3.1 “Wing Lift”, ecuaciones G-21 y G-25. Las curvas empleadas son:

- Variación del factor de cuerda de flap Kc con el alargamiento: Fig G-11.
- Variación del factor de envergadura Kb con la envergadura de flap (sólo para aquéllos ubicados en la zona interna del ala): Fig G-12.

Los coeficientes asociados a las deflexiones  $\delta_{flap}$  se muestran en la Tabla 7

$\delta_f [^\circ]$	$\Delta_f C_{L0}$	$\Delta_f C_{Lmax}$	$\Delta_f C_{Dp}$	$\Delta_f C_{Dv}$	$\Delta_f C_{m1/4}$	$C_{M1/4\delta_f=0}$	$C_{M1/4}$
20	0.5	0.27	0.01	0.037	-0.13	-0.08	-0.209
40	0.70	0.37	0.045	0.074	-0.16	-0.08	-0.239

Tabla 7: Variación de Coeficientes Aerodinámicos debido a hipersustentadores

La polar y el coeficiente de momento para ambas deflexiones se muestran en la Fig:12.

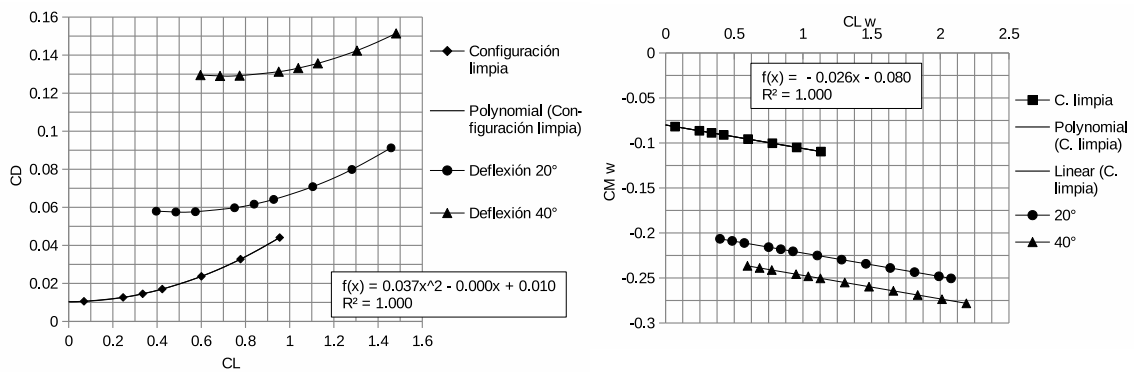


Figura 12: Polar de resistencia y  $C_M$  vs  $C_L$  para  $\delta_1$  y  $\delta_2$

Finalmente, se emplea nuevamente LSE4 para simular el ala junto a la presencia del fuselaje en configuración de flaps con deflexión máxima. de esta manera se corrobora que ninguna sección del ala entre en pérdida, alterando la controlabilidad del avión o produciendo un valor de  $C_{Lmax}$  menor que el necesario. Se obtuvo para esta configuración  $C_{Lmax}|_{\delta_f=40^\circ} = 2,12$ , valor que se condice con la estimación inicial.

### 6.7. Configuración estructural

La estructura alar se compone de un cajón central formado por dos Largueros principales. El anterior se ubica al 12 % de la cuerda raíz y el posterior, al 55 % de la cuerda raíz. Entre ambos largueros se destina espacio para el tren principal, tanque de combustible y mecanismo de accionamiento de superficies de comando e hipersustentadora.



### 6.7.1. Tanques de combustible

Está dispuesto que cada tanque se ubique entre los largueros. Se encuentran desde el 15 % hasta el 76 % de la semienvigadura. Las dimensiones finales de cada tanque son: 3.79 m (largo) por 0.807 m (ancho). El alto es variable, siendo 0.229 m al 15 % de la semienvigadura y 0.17 m al 76 % de la semienvigadura. El volumen total de cada tanque es de 611 litros, dando un volumen total disponible de 1222 litros.

### 6.7.2. Estimación de pesos

Mediante métodos estadísticos tomados de la Ref. [15] se calcula el peso del ala. Una vez actualizado dicho valor, se estiman el peso vacío, de combustible y despegue. De esta manera se realizan aproximaciones cada vez más cercanas del peso final de la aeronave. En la Tabla 8 se resumen los pesos estimados.

$W_w$ [kg]	$W_E$ [kg]	$W_{pl}$ [kg]	$W_{fuel}$ [kg]	$W_{TO\ max}$ [kg]
370.90	1924.76	600	783.85	3308.62

Tabla 8: Resumen de pesos obtenidos

## 7. SISTEMA PROPULSIVO

### 7.1. Requerimientos y selección del motor

El generador de gases capaz de mantener una aeronave en vuelo a 26000 ft debe contener un módulo de turbina o bien debe tratarse de un motor a pistón sobrealimentado. Se opta por un motor turboprop. Los motivos son:

- Simplicidad a la hora de la operación, puesta en marcha, mantenimiento e instalación.
- Relación peso/potencia más favorable comparado a un motor a pistón sobrealimentado.

Se instalará en la nariz de la aeronave, donde resulta más sencillo el acceso de los mecánicos a los distintos módulos del motor, así como también la colocación de escaleras y andamios para las inspecciones pertinentes y recambio de partes. El motor seleccionado es de la familia de Pratt & Whitney Canada PT6, de la gama de potencias entre los 1200 y 1600 SHP. En este caso la velocidad de rotación en régimen es  $n = 1700rpm$ . Se ha seleccionado esta familia debido a su gran confiabilidad y trayectoria en el medio aeronáutico, así como también por el servicio postventa que provee la empresa (como ser la logística de provisión de repuestos y la facilidad de alquilar un motor en caso de necesitar un reemplazo temporal).

Las especificaciones técnicas, configuración y subsistemas del motor pueden verse en la Ref.[16].

### 7.2. Selección de la hélice

Para el proceso de selección de la hélice es importante el análisis de los factores generales que intervienen en las prestaciones de la misma, las pérdidas de rendimiento por instalación y el estudio del diámetro óptimo de hélice en función del número de Mach de puntera. Para este fin es necesario definir los regímenes de potencia de utilización para cada condición de vuelo a analizar. Por último se deberán verificar que se cumplan las performances establecidas por requerimiento con la hélice ya elegida.

#### 7.2.1. Efectos de compresibilidad en la puntera

Dicho efecto es cuantificado según el número de Mach de puntera. Los valores límites van de 0.85-0.9, según la Ref. [7, Cap. 6]. El número de Mach en la puntera está dado por:

$$M_{tip} = M \sqrt{1 + \frac{\pi^2 n^2 D^2}{V^2}} \quad (9)$$

donde  $M$  y  $V$  son el número de Mach y la velocidad de vuelo respectivamente. Se obtuvo que durante el ascenso se obtiene la condición crítica, que limita el diámetro de la hélice a  $D = 2,6\ m$

### 7.2.2. Geometría de pala

El CL de diseño de la hélice fue seleccionado mediante la Fig.13, tomada de la Ref. [17]. Sabiendo que el n° de Mach de vuelo en crucero (el régimen más crítico) es 0.5, se obtiene el  $C_{Li}$  intersectado las curvas de  $NDxf_c$  constante. Conociendo el valor de N y  $f_c$ , se obtiene un diámetro de hélice.

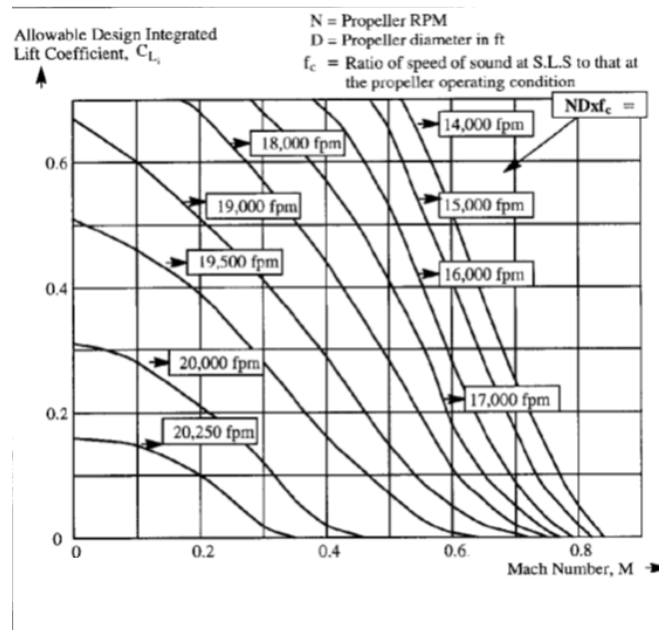


Figura 13: Abaco de selección de hélices de Hamilton Standard

La limitación por compresibilidad ( $D=2.60$  m) deja únicamente utilizables los diámetros de 2.59 m y 2.43 m.

### 7.2.3. Carga del disco de la hélice

La carga de disco es la razón entre la potencia entregada por el motor al despegue y el cuadrado del diámetro de la hélice. Constituye un parámetro que define un límite en la selección del diámetro de hélice, número de palas y velocidad de giro de la misma. La Ref. [7] propone un método basado en estadística para determinar el número de palas y el diámetro para un valor de carga dado en función del parámetro  $\sqrt{SHP_{T0}V_c}$ . De acuerdo a lo obtenido, manteniendo la velocidad de rotación a 1700 rpm para prescindir de caja reductora y empleando  $D = 2,6$  m y  $N_p = 4$  la carga del disco es menor que la predicha con el método. Esto implica que la hélice trabajará a una carga aerodinámica menor, lo cual no es una limitación. Luego se adopta la hélice inicialmente propuesta.

### 7.3. Factores de instalación del conjunto motor-hélice

El normal funcionamiento del motor instalado ocasiona efectos que reducen la potencia disponible, a saber:

- Efectos del sistema de entrada de aire.
- Efectos de configuración de las salidas de gases.
- Efectos de la extracción de potencia.

#### 7.3.1. Diseño preliminar del sistema de inducción de aire y de escape

La entrada de aire seleccionada es tipo scoop, ubicada por debajo del eje de rotación de la hélice. El sistema de inducción junto con el plenum se ubican a continuación, facilitando la evacuación de objetos extraños ingestados. Otra ventaja que provee es que optimiza el espacio físico disponible para la instalación del motor. El dimensionamiento de la entrada se realiza en función del flujo másico de aire que entra en el motor, compuesto por el caudal necesario para la generación de gases y la refrigeración. Cada una de estas fracciones está basada en datos empíricos, tomados

de la Ref. [18]. Se considera que la condición de vuelo más crítica que es el Despegue, por requerir la potencia alta (1400 HP). Esta metodología da como resultado un caudal másico de aire  $\dot{m}_a = 6kg/s$  y estima el área de la sección de entrada del sistema de inducción

$$A_e = 0,127 m^2$$

De la misma referencia se emplea la metodología para determinar el diámetro del tubo de escape. Teniendo en cuenta que se desea poner dos tubos de escape para reducir las emisiones, se obtiene

$$d_{exh} = 145,83mm \rightarrow A_{exh} = 16703,43mm^2$$

### 7.3.2. Extracción de potencia de periféricos

En este tipo de aeronave la potencia que se extrae del motor es la suma de la potencia eléctrica, la potencia mecánica y la neumática, según se indica en

$$P_{extr} = P_{elec} + P_{mec} + P_{neu} \quad (10)$$

Se estima la extracción de potencia de los distintos sistemas involucrados a través de la tabla de Ref.[16, 7, 18].

$$P_{elec} = 3 HP \quad P_{mec} = 4 HP \quad P_{neum} = [\dot{m}_{bleed}/\dot{m}_a]SHP_C = 41,05 HP \quad (11)$$

### 7.4. Sistema propulsivo instalado

Existen factores que afectan en forma directa al rendimiento de la hélice ya instalada. En la Ref. [18, Cap 7]. En la misma se especifican los distintos factores que influyen el rendimiento propulsivo, a saber: bloqueo de hélice, instalación de toma de aire y efectos de compresibilidad.

$$\eta_{p Installed} = F_{blockage} \cdot F_{scrubbing} \cdot F_{compressibility} \cdot \eta_{p free} \quad (12)$$

## 8. FUSELAJE Y CABINA

### 8.1. Configuración del fuselaje

El fuselaje de una aeronave categoría normal es comúnmente dividido en los siguientes segmentos:

**Cabina de vuelo y sección de nariz (integración con sistema propulsivo)** El factor más importante a tener en cuenta es la visibilidad desde la cabina de pilotaje. Para el rodaje, el piloto debe tener la capacidad de ver por delante de la nariz del avión; además tiene que visualizar la puntera del ala sobre su lado. Para el aterrizaje, el piloto debe tener la capacidad de ver por debajo de la línea del horizonte. El motor será ubicado detrás del parallamas. Los accesorios se ubican en la parte posterior del motor, próximo al parallamas. Las dimensiones del carenado del generador de gases estarán sujetas a las medidas del motor.

**Sección central** la cual incluye la cabina de pasajeros y el sector para transporte de equipaje o carga.

**Sección trasera** El fuselaje trasero aporta rigidez y anclaje a los empenajes. Se dispone el alojamiento de los sistemas de aire acondicionado y presurización, rack de electrónica, entre otros. La terminación del fuselaje trasero se denomina boat tail. Trabaja como un ala de bajo alargamiento, generando vórtices que incrementan la resistencia aerodinámica. Es necesario llegar a una solución de compromiso entre la disminución de la intensidad de los vórtices y el ángulo de rotación de la aeronave al despegue a fin de evitar que impacte el boat tail. El diseño del mismo se ha realizado mediante la Ref. [19] y teniendo en cuenta soluciones adoptadas en aviones similares.

### 8.2. Diseño de la cabina de vuelo

La norma FAR 23 es clara en este sentido y fija los criterios de diseño y carga de trabajo a fin de tener en cuenta el confort de la tripulación. En la Ref. [7] se proponen buenas prácticas de diseño que resultan útiles a la hora de dimensionar el fuselaje. La cabina de pilotaje está equipada con mandos duales, para piloto y copiloto. Tanto las butacas como los pedales y la columna de mando son de posición regulable en altura y profundidad. De esta manera personas que midan entre 1.63m y 1.91m puedan ubicarse cómodamente en el puesto de pilotaje y ser capaces de

operar la aeronave. Las butacas están equipadas con cinturón de seguridad regulable. Los mandos de vuelo serán del tipo volante con movimiento en profundidad, liberando de esta forma mayor espacio entre las piernas de los tripulantes.

El parabrisas presenta cuatro divisiones, dos que permiten la visión frontal de vuelo y dos laterales que permiten la visibilidad lateral, como se observa en la Figura 14. Respecto al acceso de la tripulación a la cabina, hay una abertura que comunica la cabina de vuelo con la de pasajeros. Para ambos es común el ingreso a la aeronave, a través de una puerta ubicada junto al ala. Según la regulación FAR, para aeronaves con capacidad de menos de 20 pasajeros, la salida de evacuación es única para el pasaje y la tripulación.

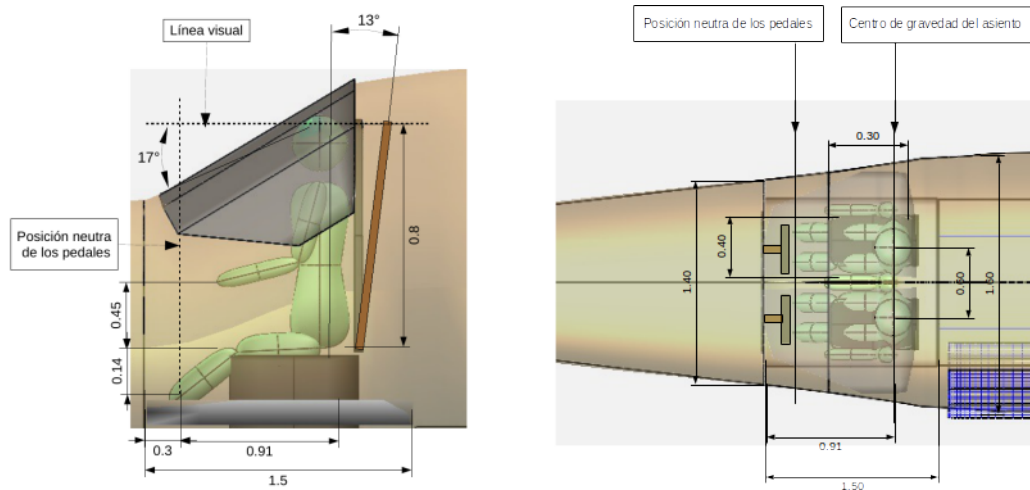


Figura 14: Vista lateral y superior de la cabina

### 8.3. Diseño de la cabina de pasaje

Se dispone acondicionamiento de temperatura, sistema de presurización y supresión de ruido ambiental. La ubicación y separación mínima entre asientos es habitual en los categoría normal.

#### 8.3.1. Diseño interior

Para maximizar la capacidad volumétrica del habitáculo se ha escogido una sección transversal de forma ovoide ( $h_b = 1,7\text{ m}$ -  $b_b = 1,6\text{ m}$ ). Para mayor comodidad de los pasajeros, se dispone de un baño tipo toilette en la parte anterior de la cabina, frente a la puerta principal de acceso y un closet para colgar abrigos junto al ingreso. El mismo cumple, además, la función de separador de ambientes. El pasillo que comunica el sector de pasaje con el ingreso principal y la cabina de pilotaje es de 48,8 cm. Las butacas son de tipo ejecutivo, tapizadas en cuero, de 50 cm de ancho y apoyabrazos a ambos lados. Han sido ubicadas en configuración Club, es decir, enfrentadas en filas de dos. El espaciamiento entre ellas es de 60 cm. Se dispuso además una mesa rebatible para cada par de butacas enfrentadas. Cada pasajero tendrá controles de iluminación y bocas de ventilación individuales. La cabina de pasaje cuenta con 2 ventanillas de 50 cm x 50 cm a cada lado del fuselaje, que proveen buena iluminación interior. Entre las butacas de la segunda fila se dispuso un dispenser de bebidas frías y calientes. La bahía de carga tiene una longitud de 1.55 m. Se ubica detrás de la segunda fila de butacas y finaliza en la mampara de presurización. Está separada de la cabina de pasajeros por una malla, que puede ser retirada para incrementar la capacidad de carga. El volumen total de la bahía es de  $1,7\text{ m}^3$ , quedando  $0,29\text{ m}^3$  disponibles para cada pasajero. El requerimiento indica que debe disponerse como mínimo de  $0,16\text{ m}^3/\text{pax}$ , por que el mismo se cubre con creces. El equipaje se sujeta mediante mallas elásticas.

#### 8.3.2. Accesibilidad

Las dimensiones de la puerta son 0.55 m x 1.5 m, y la misma está ubicada en la zona delantera. La bahía de carga posee una puerta rebatible de 1x1.25 m, ubicada en la sección trasera del fuselaje central. En la Figura 15 se muestran vistas de la cabina de pasajeros.

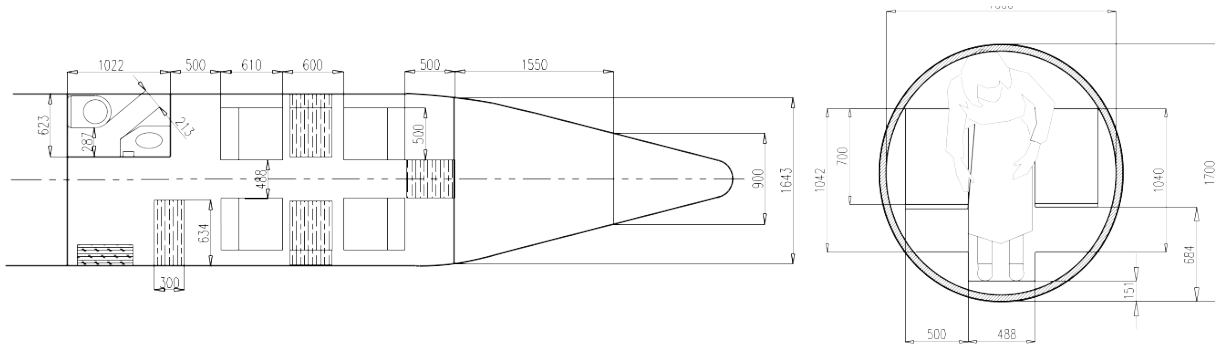


Figura 15: Vista en planta y de una sección de la cabina de pasaje

#### 8.4. Peso y centrado de la aeronave completa

La posición del CG del avión se estudia para diferentes configuraciones de carga, dependiendo de la misión que realice. Las configuraciones adoptadas para el centrado responden a posibles variaciones de la cantidad de combustible y ubicación de los pasajeros dentro de las cabinas de pasajeros y pilotaje. Se ha buscado encontrar en primera instancia las posiciones más críticas del CG, es decir, la más atrasada y la más adelantada. La ubicación se realiza de forma tal que no sea necesario colocar excesivo lastre para que el CG final se encuentre en los límites esperados (entre 14.9 % CAM y 32.9 % CAM). La posición del centroide de los principales componentes estructurales se determinó en base a [7, 15]. La tabla a continuación indica la posición de los mismos:

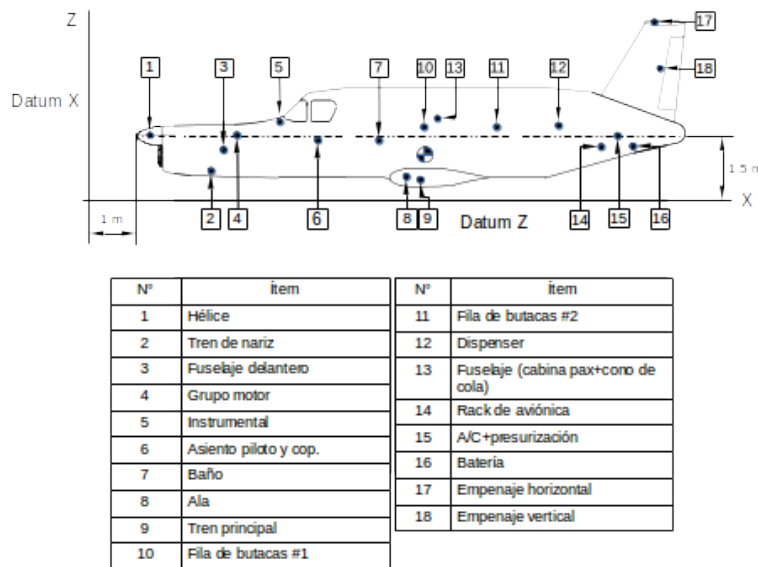


Figura 16: Datum de secciones para peso y centrado

Se observa un incremento en el peso total al despegue, respecto a la estimación inicial (3308,72 kg), por el refinamiento en el método de cálculo de los ítems de la tabla. El nuevo peso máximo al despegue es de:

$$W_{TO} = 3387,5 \text{ kg}$$

La ubicación del ala se realiza en función del centrado, evaluando entre diferentes posiciones del borde de ataque del perfil raíz hasta encontrar la que presenta el menor corrimiento de CG y que no interfiera con la ubicación de puertas y ventanillas. Se concluyó que la mejor localización es a 5.84 m del Datum.

El caso de carga 1 es el caso de carga más adelantado, con el CG ubicado al 13,352 % CAM, y el más atrasado, el 14, con el CG ubicado al 33,735 % CAM. El recorrido máximo del CG entre estos puntos es del 20,353 % CAM.

## 9. EMPENAJES

### 9.1. Diseño preliminar y definición de configuración

El dimensionamiento preliminar del grupo empenaje se realiza según los datos estadísticos tomados de [20]. A continuación se selecciona el volumen de cola del empenaje horizontal y vertical y se estima la distancia entre el centro aerodinámico (CA) del ala al de cada superficie. El estabilizador está montado en la deriva; esto aporta rigidez y simplifica la estructura resultante. Además permite que las superficies del elevador y el rudder se encuentren inmersas en una corriente de aire libre de influencia del conjunto ala- fuselaje y la hélice. No obstante, esta configuración conlleva problemas de flutter, que deberán ser analizados cuidadosamente, y escapen al alcance de este trabajo.

#### 9.1.1. Perfil aerodinámico

Se decidió adoptar el perfil NACA 0009 para ambos empenajes. Esto se debe a que presenta la menor resistencia parásita de los que se encuentran disponibles.

### 9.2. Empenaje Horizontal

#### 9.2.1. Selección del volumen de cola

Dados los criterios de estabilidad y equilibrio:

- proveer estabilidad a la aeronave (criterios de estabilidad timón fijo, timón libre, con y sin potencia)
- equilibrio ( $C_{Lmax}$ ,  $V_R$ , CG en posición más adelantada) en todo el rango de velocidades y centrages.

Para el caso de timón fijo se fija un margen de estabilidad del 13 %, mientras que para timón libre se adopta un 5 %, que es lo recomendado para una aeronave Cat. Normal. En base a dichos requerimientos se derivan los volúmenes de cola. En la Tabla 9 se presenta un resumen de lo estimado hasta ahora.

	Sin potencia	Hélice en molinete	Máxima potencia
EST. TIMÓN FIJO	0.4191	0.4753	0.4012
EST. TIMÓN LIBRE	0.4065	0.4855	0.3610
EQUILIBRADO	0.75		

Tabla 9: Márgenes de estabilidad para diversas configuraciones

Siendo seleccionado un volumen de cola de 0.75, por ser el que satisface los demás requerimientos. La superficie de estabilizador horizontal asociada es de  $4,02m^2$ .

#### 9.2.2. Calaje

Dado el notorio corrimiento del centro de gravedad que presenta la aeronave (13,352 % CAM a 33,735 % CAM) las condiciones de trimado varían notablemente, lo cual lleva a que la deflexión de elevador requerida sea muy alta. Para subsanar esto, la Ref. [7] propone que la incidencia del estabilizador sea variable. El ángulo de calaje se calcula a partir de la ecuación de equilibrio (13), despejando el  $C_{L_t}$  de equilibrio para  $\delta_e = 0$ . Se considera que el avión se encuentra volando en condición de crucero óptimo (26000 ft, 290 KTAS). Se promedia el valor dado por la posición más adelantada y la más atrasada del CG. La diferencia que surge por la posición del mismo a la hora de trimar es cubierta por la deflexión de un tab.

$$C_{MCG} = C_L \frac{x_a}{\bar{c}} + C_{Mac} + C_{Mfus} - C_{L_t} \bar{V}_H \eta_t + T_C \frac{2D^2 h}{S_w \bar{c}} + C_{NP} \frac{l_p S_p}{S_w \bar{c}} \quad (13)$$

La posición del CG más adelantada de “Avión vacío” se sustituirá aquí por “Avión vacío+1 Piloto+ Reserva de Combustible”.

$X_{CG}$ [%CAM]	$W$ [kg]	$C_L$	$\alpha_w$ [°]	$C_{Mac}$	$C_{Mfus}$	$C_{LT}$	$i_t$ [°]
13,437	2156,44	0,21	-0,88°	-0,088	-0,052	-0,228	-1,023
33,735	3387,45	0,31	+0,148°	-0,089	-0,061	-0,17	-0,859
promedio							-0.941

### 9.2.3. Gradiente de fuerza de mando

Un criterio de común uso para la evaluación de la estabilidad y control de la aeronave en vuelo en maniobra es la fuerza en el mando requerida para producir un incremento de 1-g en aceleración normal, es decir, el gradiente de fuerza en el mando, para maniobra de pull-up o viraje estacionario. Si es muy alto, puede fatigar excesiva e innecesariamente al piloto. En caso contrario la aeronave se sensibiliza excesivamente y puede inestabilizarse. La maniobra de pull-up es crítica en cuanto a las cargas estructurales involucradas. Para la posición más adelantada del centro de gravedad (13.437 % CAM) el valor de  $F_w/n$  es de 43.43 lb/g, mientras que para la posición más atrasada (33.735 %CAM)  $F_w/n$  es de 21.38 lb/g. No existe dentro de la regulación FAR un límite estipulado para este gradiente.

### 9.3. Empenaje Vertical

El volumen de cola se determina en base a la estabilidad direccional de la aeronave. En primer lugar se propone un margen deseable, en función de datos estadísticos de la Ref. [20] resulta elegido un  $(C_{n\Psi})_{deseable} = -0,00106[1/^\circ]$ . A la estabilidad direccional contribuyen:

- el ala. La flecha al cuarto de cuerda del ala es el parámetro de mayor importancia para la estabilidad, pero al ser cero, esta contribución se anula.
- el fuselaje y nacelles.
- la hélice.
- el empenaje vertical.
- la posición relativa del ala respecto del fuselaje.

La ecuación de estabilidad direccional que tiene en cuenta las contribuciones mencionadas es:

$$(C_{n\Psi})_{Avion} = (C_{n\Psi})_{Ala} + (C_{n\Psi})_{Fus-Nac} + (C_{n\Psi})_{Helice} + (C_{n\Psi})_V + \Delta_1 (C_{n\Psi}) + \Delta_2 (C_{n\Psi}) \quad (14)$$

De esta ecuación se despeja la superficie para el empenaje vertical requerida  $S_V = 4,49m^2$  Y finalmente se corrige para el alargamiento efectivo del empenaje vertical según lo propuesto en [21], en base a datos aerodinámicos de túnel de viento. Esta aproximación resultó ser más certera que los métodos estadísticos propuestos en [7].

#### 9.3.1. Estimación de características geométricas del rudder en base a requerimientos de maniobras

También se verifica la superficie del rudder para los siguientes casos de maniobra

- Guiñada adversa: es producida por dos causas, por un lado la propia deflexión asimétrica de comandos, y por otro el efecto generado por el ala en rolido. El momento generado por el timón de dirección debe ser suficiente para contrarrestar éste último. El caso crítico corresponde a un alto coeficiente de sustentación, con los controles de rolido (alergones) completamente deflectados. Con una deflexión  $\delta = 10^\circ$  la superficie de timón necesaria es  $S_R = 0,36S_V = 1,46 m^2$ .
- Viento cruzado en despegue y aterrizaje, [14] requiere que el avión pueda ser estabilizado en operaciones de carreteo y aterrizaje con viento a  $90^\circ$  del eje del mismo, de intensidad  $V_C$ . Esta velocidad, compuesta vectorialmente con la velocidad del avión en aterrizaje, determinará un ángulo  $\beta$  de incidencia lateral.

$$\beta = \arctan\left(\frac{0,2V_S}{V_S}\right) \quad (15)$$

Luego puede determinarse el ángulo de deflexión necesario para contrarrestar el viento cruzado, que en este caso da  $\delta = 7,125^\circ$

## 10. PERFILES DE VUELO

### 10.1. Diagrama V-n

La norma FAR 23.333 establece que en una aeronave Cat. Normal las maniobras en vuelo –y por consiguiente las cargas devenidas- deben estar limitadas a una combinación de velocidades y factores de carga. Éstos últimos tienen origen en maniobras –asumidas como simétricas- o ráfagas simétricas verticales. Se construye el diagrama de factor de carga en función de la velocidad La altitud a la cual la envolvente es válida es de 26000 ft, que corresponde a la de crucero. El peso de diseño elegido es el máximo de despegue (3384.56 kg-CG al 33.634 % CAM). Los valores característicos más relevantes son:

Velocidades		
$V_C$	Velocidad de crucero	205 KEAS
$V_D$	Velocidad de picada de diseño (Design dive speed)	256.27 KEAS
$V_A$	Velocidad de maniobra de diseño (Design maneuvering speed)	213.50 KEAS
$+V_S$	Velocidad de pérdida con flaps extendidos	76.95 KEAS
$-V_S$	Velocidad de pérdida con flaps retraídos	98.55 KEAS
Factores de carga		
$+n_{z\lim}$	Factor de carga límite de maniobra	3.46
$-n_{z\lim}$	Factor de carga límite negativo	1.39
$+n_z(\text{por } V_D)$	Factor de carga positivo por ráfagas, a velocidad de picada	+2.65
$-n_z(\text{por } V_D)$	Factor de carga negativo por ráfagas, a velocidad de picada	0.65
$+n_z(\text{por } V_C)$	Factor de carga positivo por por ráfagas, a velocidad de crucero de diseño	2.177
$-n_z(\text{por } V_C)$	Factor de carga negativo por por ráfagas, a velocidad de crucero de diseño	0.177

Tabla 10: Puntos notables del diagrama V-n

En la Fig. 17 se muestra el diagrama V-n obtenido

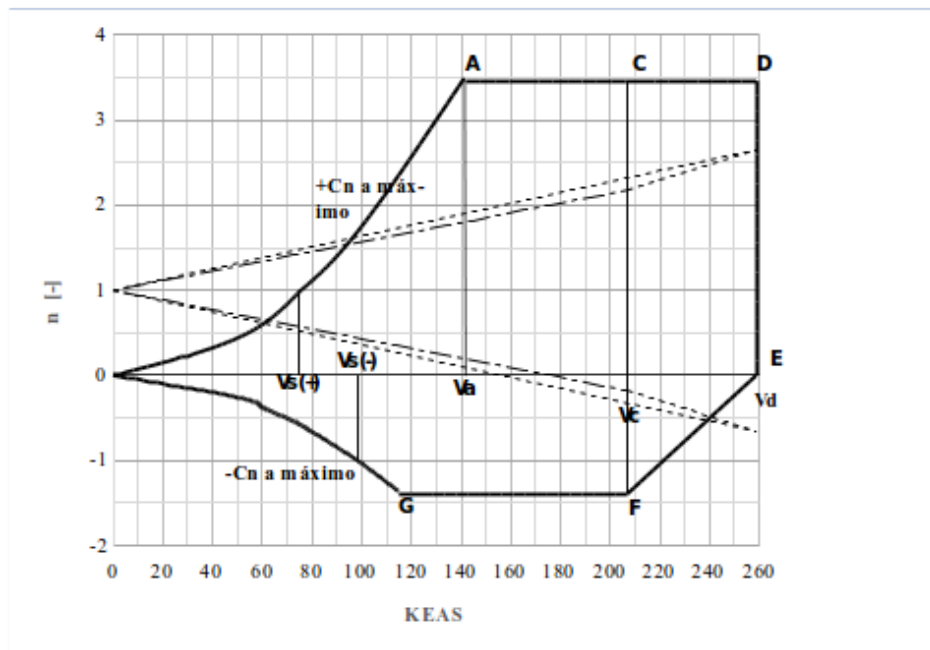


Figura 17: Diagrama V-n

### 10.2. Diagrama Alcance vs carga paga

El diagrama alcance-carga paga ilustra la relación compensatoria existente entre la cantidad de combustible, la carga paga que es posible llevar y la distancia que cada combinación permite recorrer. La aeronave lleva dos



tripulantes, de 80 kg cada uno, y con 30 kg de equipaje (total). En la Figura 18 se observa la relación para la aeronave “Pegasus”. Los puntos marcados corresponden a:

A	Máxima carga paga, que se corresponde con el máximo peso de despegue. $W_{TO} = 3384,56 \text{ kg}; W_{fuel} = 778,01 \text{ kg}; W_{pl} = 410 \text{ kg}; R = 0$
B	Punto de diseño, correspondiente al de máximo alcance optimizado a máxima carga paga. $W_{TO} = 3384,56 \text{ kg}; W_{fuel} = 778,01 \text{ kg}; W_{pl} = 410 \text{ kg}; R = 1277,24 \text{ nM}$ .
C	Máximo peso de despegue, tanque de combustible completamente cargado, carga paga reducida. $W_{TO} = 3384,56 \text{ kg}; W_{fuel} = 928 \text{ kg}; W_{pl} = 290 \text{ kg}; R = 2122,37 \text{ nM}$
D	Peso de despegue reducido, sin carga paga, máxima capacidad del tanque de combustible. $W_{TO} = 3094,55 \text{ kg}; W_{fuel} = 928 \text{ kg}; W_{pl} = 0 \text{ kg}; R = 2263,44 \text{ nM}$

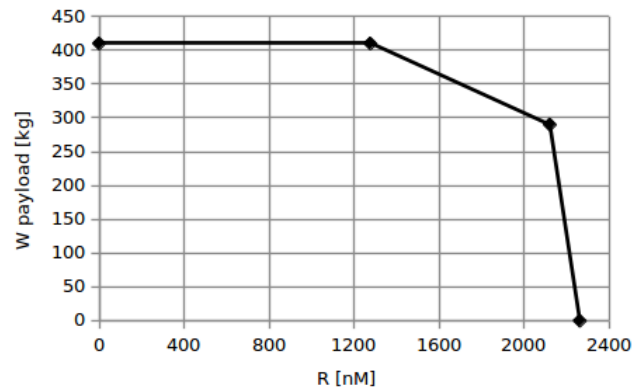


Figura 18: Diagrama de alcance vs Carga Paga

### 10.3. Despegue y aterrizaje

Para estimar las prestaciones de despegue de la aeronave se recurre a las ecuaciones presentadas en la Ref. [22]. En el caso de las prestaciones de aterrizaje, se recurre a la Ref. [23]. Las Figuras 19 y 21 presentan, respectivamente las distancias de despegue y aterrizaje para un aeródromo a nivel del mar y a 3650 mSNM, correspondiente al de La Paz Bolivia. En ambas figuras se incluye además la distancia en condiciones ISA e ISA+20. Se incluye además un análisis realizado para despegue (20) y aterrizaje (22), que considera variación en TOW, condiciones atmosféricas, inclinación de la pista e influencia del viento.

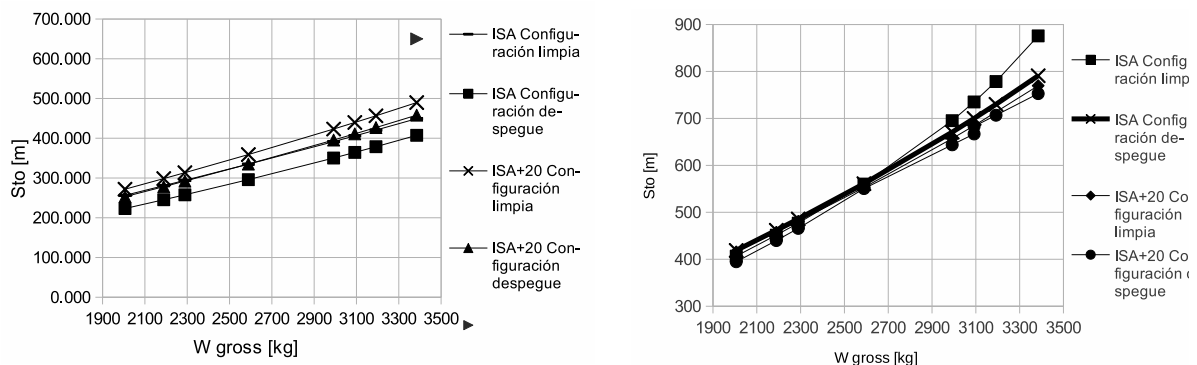


Figura 19: Distancia de despegue en función del TOW para 0 MSNM y para 3650 MSNM

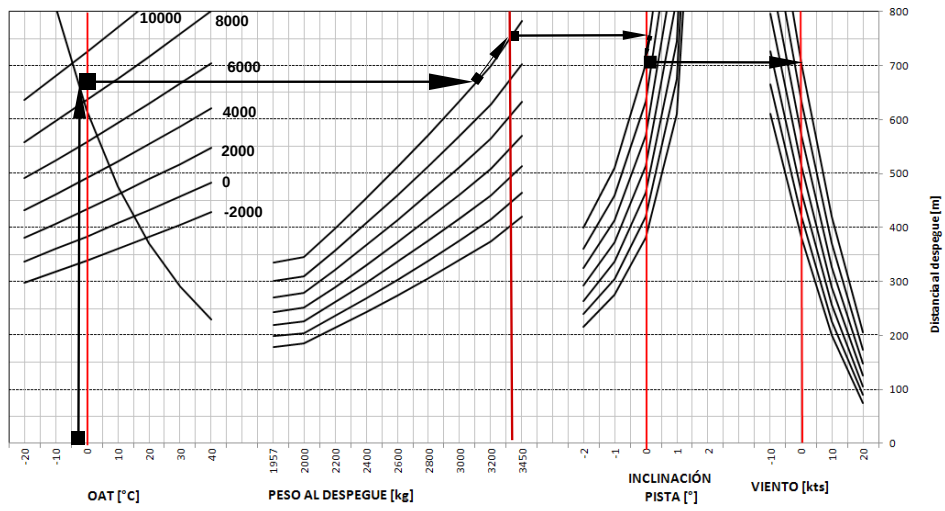


Figura 20: Distancia de despegue con correcciones.

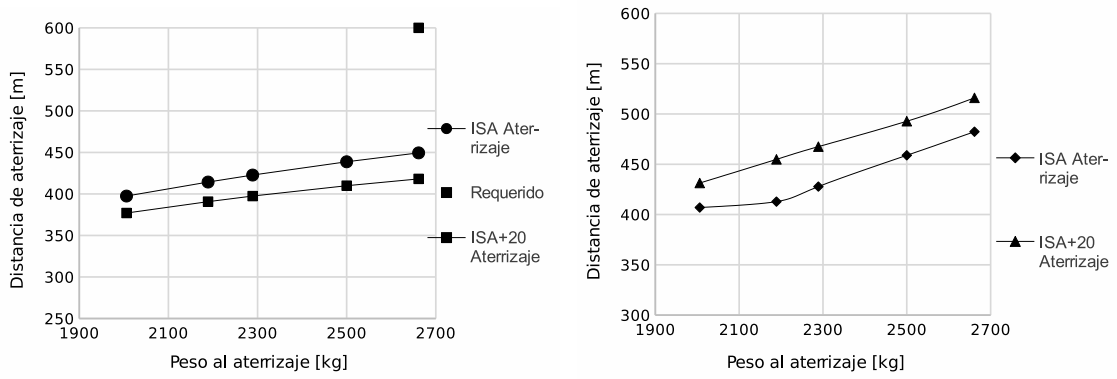


Figura 21: Distancia de aterrizaje en función del TOW para 0 MSNM y para 3650 MSNM

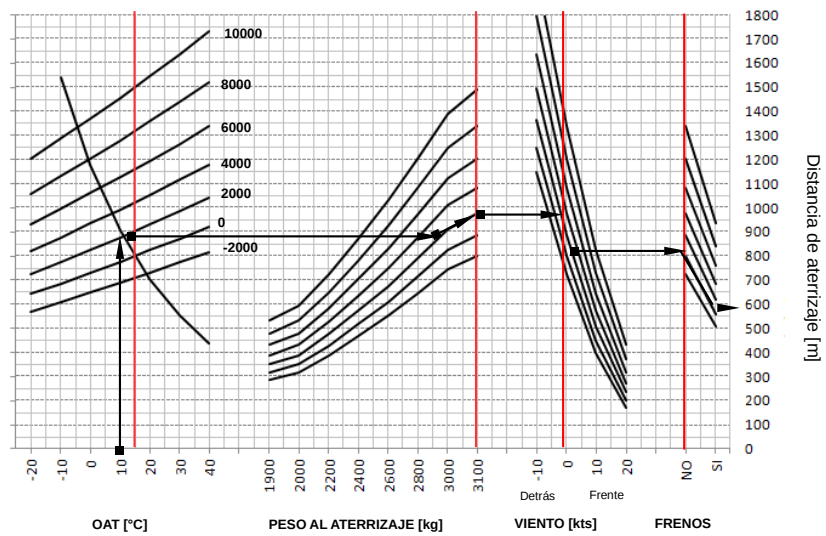


Figura 22: Distancia de aterrizaje con correcciones.

## 11. CONCLUSIONES

Para finalizar este Trabajo Final, se efectuó una revisión de las especificaciones de diseño de la sección 3.1; verificándose que las mismas son cumplimentadas. Por otro lado se juzga necesario realizar estudios de aerodinámica de post-stall, a fines de evaluar la estabilidad de la aeronave en maniobras de baja velocidad, y de dinámica de vuelo, no efectuado por motivos de alcance del presente Trabajo.

Se propuso como continuación el diseño estructural de la aeronave, con una posterior validación mediante un Software de Elementos Finitos (FEA) y un análisis aeroelástico como corolario.

Parámetro	Valor esperado	Valor obtenido
CARGA PAGA MAX ( Categ Normal)	600 Kg	600 kg
VOLUMEN EQUIPAJE / PAX (M3/PAX)	0,16	600 kg
<b>VELOCIDADES (Max Peso de Diseño)</b>		
Max Crucero (Altura óptima)	$\geq 300$ KTAS	300 KTAS
Max ascensional (H=0,ISA,All engines)	$\geq 2000$ Ft/min	2500 fpm
Pérdida sin Flap (peso de despegue)	$\leq 81$ KCAS	KCAS 79
Pérdida con Flap (peso de despegue)	$\leq 75$ KCAS	KCAS 68
<b>PERFORMANCES (Peso de diseño)</b>		
Distancia Decolaje (H=0,ISA,FAR 23)	$\leq 650$ m	419 m
Distancia Aterrizaje (H=0,ISA,FAR 23)	$\leq 600$ m	451 m
Alcance (Max Pax)(Long Range Cruise)	$\geq 1200$ n.m	1252 n.m
Techo de servicio	$\geq 9000$ m	9000 m

Tabla 11: Verificación de cumplimiento de especificaciones de diseño

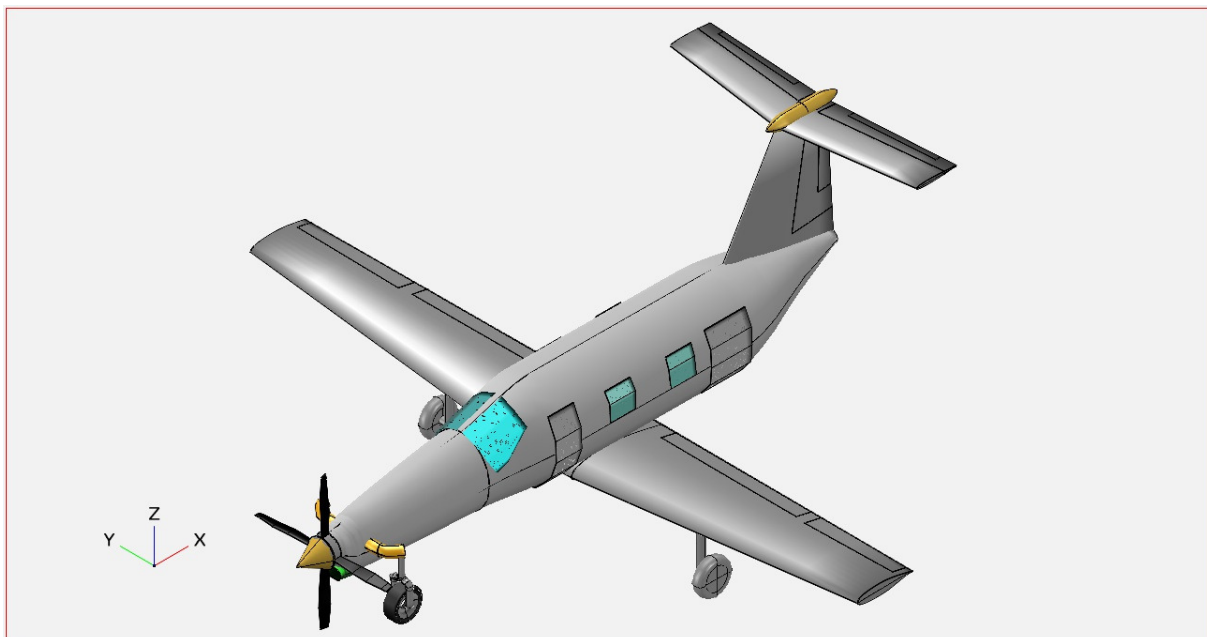


Figura 23: Vista isométrica de la aeronave.

## REFERENCIAS

- [1] E. A. S. Agency, “EASA TCDS A.077- Type Certificate Data Sheet Piper PA-46 series 05,” European Aviation Safety Agency, Tech. Rep., 2005.
- [2] —, “TCDS EASA A.010- Type Certificate Data Sheet TBM700-09.” European Aviation Safety Agency, Tech. Rep., 2009.

- [3] —, “CDS EASA A.089- Type Certificate Data Sheet Pilatus PC-12.” European Aviation Safety Agency, Tech. Rep.
- [4] *Jane’s All the World’s Aircraft 2004-2005*,. Jane’s, Information Group, 2004.
- [5] SOCATA, “AVEX: Socata TBM 850 700 Performance Specifications Comparisons Operating Costs.” <http://www.newavex.com/comparison.htm>.
- [6] Pilatus, “Pilatus PC12.Performance & Specs,” <http://www.pilatus-aircraft.com/#13>.
- [7] E. Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Kluwer Academic Publishers, 1981.
- [8] J. Roskam, *Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. Design Analysis & Research, 1989.
- [9] N. Topa, “Zona de diseño factible,” IUA, Tech. Rep., 2004.
- [10] R. M. G. W. Beasley, “Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-Percent-Thick Medium-Speed airfoil designed for general aviation applications,” NASA Langley Research Center, Tech. Rep., 1979.
- [11] J. Deyoung and C. W. Harper, “Theoretical symmetric span loading at subsonic speeds for wings having arbitrary plan form,” NACA, Tech. Rep., 1948.
- [12] M. D’errico, “Apuntes de Aerodinámica 1,” IUA, Tech. Rep.
- [13] J. Roskam, *Airplane Design: Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles*. Design Analysis & Research, 1989.
- [14] “Federal Aviation Regulations. Part 23: Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes.” Federal Aviation Administration, Tech. Rep., 2002.
- [15] J. Roskam, *Airplane Design Part V: Component Weight*. Design Analysis & Research, 1989.
- [16] “Know your PT6-A Turboprop.” Pratt & Whitney Canada, Tech. Rep.
- [17] “Generalized method of propeller performance estimation.” Hamilton Standard, Ed, Tech. Rep., 1967.
- [18] J. Roskam, *Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics*. Design Analysis & Research, 1989.
- [19] W. Mair, “Reduction of base drag by Boat-Tailed afterbodies in low-speed flow,” *The Aeronautical Quarterly*, vol. 20, p. 307, 1969.
- [20] C. Perkins and R. Hage, *Airplane Performance, Stability and Control*. TBS, 1949.
- [21] D. Riley, “Effect of horizontal-tail span and vertical location on the aerodynamic characteristics of an unswept tail assembly in sideslip,” Langley Aeronautical Laboratory, Langley, NACA TR 1171, Tech. Rep., 1954.
- [22] R. Herrington, P. Schoemaker, E. Bartlett, and E. Dunlap, “Flight Test Engineering Handbook,” USAF, Tech. Rep., 1966.
- [23] G. Scarpin, “Apuntes de Mecánica del vuelo I,” IUA, Tech. Rep., 2011.