

Artículo Científico

Diseño conceptual y análisis de impacto aerodinámico de un tren de aterrizaje tipo triciclo para el vehículo aéreo no tripulado en miniatura (MUAV) “TUNKI”

Conceptual design and aerodynamic impact analysis of a fixed-tricycle landing gear for the Miniature Unmanned Air Vehicle (MUAV) “TUNKI”

1. Sergio Alberto Pérez Torrejón

RESUMEN

En este trabajo se presenta los fundamentos, métodos y cálculos para el diseño conceptual de un tren de aterrizaje fijo tipo triciclo para un vehículo aéreo no tripulado en miniatura (MUAV) y el análisis aerodinámico del mismo a fin de observar el impacto sobre la aerodinámica general de la aeronave.

Inicialmente se emplearon métodos cuantitativos, cualitativos y comparativos para la determinación de parámetros iniciales de ubicación con respecto al fuselaje de la aeronave usando datos ya establecidos de la aeronave y satisfaciendo requisitos de distancias libres y ángulos de libertad de rotación entre otros.

Después se realizaron los cálculos estructurales para la determinación de la geometría de los brazos del tren de aterrizaje, usando método de absorción de energía y realizando una analogía con una viga en voladizo, seguido de un análisis estructural con ayuda de la herramienta de Elementos Finitos Ansys-Workbench®.

Posteriormente se realizó el análisis aerodinámico del tren de aterrizaje propuesto, obteniendo la resistencia aerodinámica del mismo, mediante métodos de aproximación analítica comparando resultados con análisis de fluidos realizados con ayuda de la Herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional Ansys-CFX®, obteniendo la curva de polar de resistencia, eficiencia aerodinámica y la reducción de la velocidad máxima a 8.000 y 10.000 RPM. Estos análisis fueron realizados tomando en cuenta velocidad y altitud crucero.

Finalmente se obtuvo el diseño conceptual final del tren de aterrizaje y el impacto aerodinámico sobre la aeronave en general.

Palabras clave: Tren de Aterrizaje. MUAV. Diseño conceptual aeronaves.

ABSTRACT

This work presents the fundamentals, methods and calculations for the conceptual design of a Fixed-tricycle landing gear for a Miniature Unmanned Air Vehicle (MUAV), along with its aerodynamic analysis in order to know the impact over the aircraft general aerodynamics.

Initially using qualitative, quantitative and comparative methods, a determination of the initial parameters of position about the aircraft fuselage has been performed, using aircraft data previously determined and satisfying clearance distances and angles requirements.

Secondly, structural calculation has been made in order to define the landing gear struts geometry, using an energy absorption method and making an analogy with a cantilever beam, followed by a structural analysis using the Finite Element Method tool Ansys-Workbench®.

1. Estudiante de Ingeniería Aeronáutica, Universidad del Valle Cochabamba.
sergioa90@hotmail.com

Later, an aerodynamic analysis of the proposed landing gear has been performed, getting its aerodynamic drag using analytical approaching methods and comparing the results with a fluid analysis carried out by using the Computational Fluid Dynamics tool Ansys-CFX©, obtaining the drag polar, a new aerodynamic efficiency, and observing a maximum velocity reduction at 8.000 and 10.000 RPM. All this analysis were made taking in consideration a cruise altitude and velocity.

Finally, a final landing gear conceptual design is obtained, along with its aerodynamic analysis and the impact over the aircraft aerodynamics.

Keywords: Landing gear. MUAV. Aircraft conceptual design.

INTRODUCCION

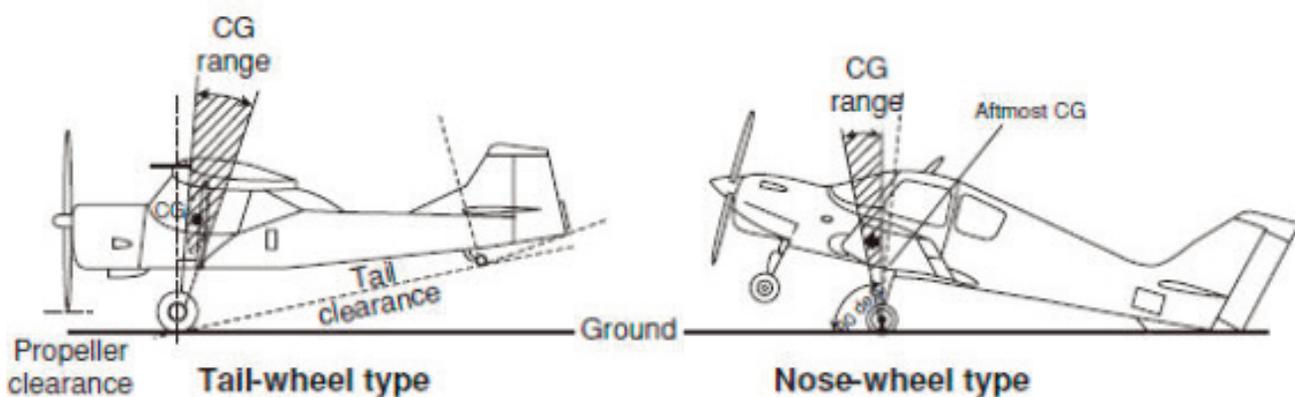
Se obtuvo el MUAV "Tunki" tras etapas de diseño conceptual previas [1], el cual consistía en una planta de potencia, fuselaje, alas y empenaje (sin contar aún con un tren de aterrizaje), por lo cual las operaciones de despegue se las realizaría de manera catapultada y las operaciones de aterrizaje representaban un gran riesgo estructural, especialmente para las hélices del motor de propulsión. Es debido a esta situación que se optó por la adición de un tren de aterrizaje para la mencionada aeronave.

El tren de aterrizaje es uno de los mayores componentes a ser diseñados en una aeronave, cuyas funciones principales son [2] [5]:

- Absorber el impacto durante operaciones de aterrizaje.
- Permitir a la aeronave acelerar y rotar con la menor fricción y de manera eficiente en operaciones de despegue.
- Proveer distancia segura ("clearance") entre tierra y otros componentes de la aeronave como ser alas, fuselaje y hélices del motor a fin de prevenir daños estructurales en dichos componentes, en las etapas de despegue y aterrizaje.
- Mantener a la aeronave estable durante operaciones en tierra.
- Soportar el peso total de la aeronave.

Existen también diferentes tipos de trenes de aterrizaje que son usados comúnmente en aeronaves del tipo MUAV, los cuales son el Tren de Cola y el Tren de Nariz, éste último denominado generalmente como Tren Triciclo [4]. Cada uno de estos tipos posee tanto ventajas como desventajas, las cuales fueron tomadas en cuenta al momento de la elección del tipo de tren de aterrizaje a ser usado para la aeronave. En ambos casos se observaron dos componentes del tren de aterrizaje: un tren principal que siempre estará más cercano al centro de gravedad y soportará la mayor parte del peso y cargas de impacto de la aeronave y un tren secundario.

Figura N° 1. Tipos de Tren de Aterrizaje más comunes



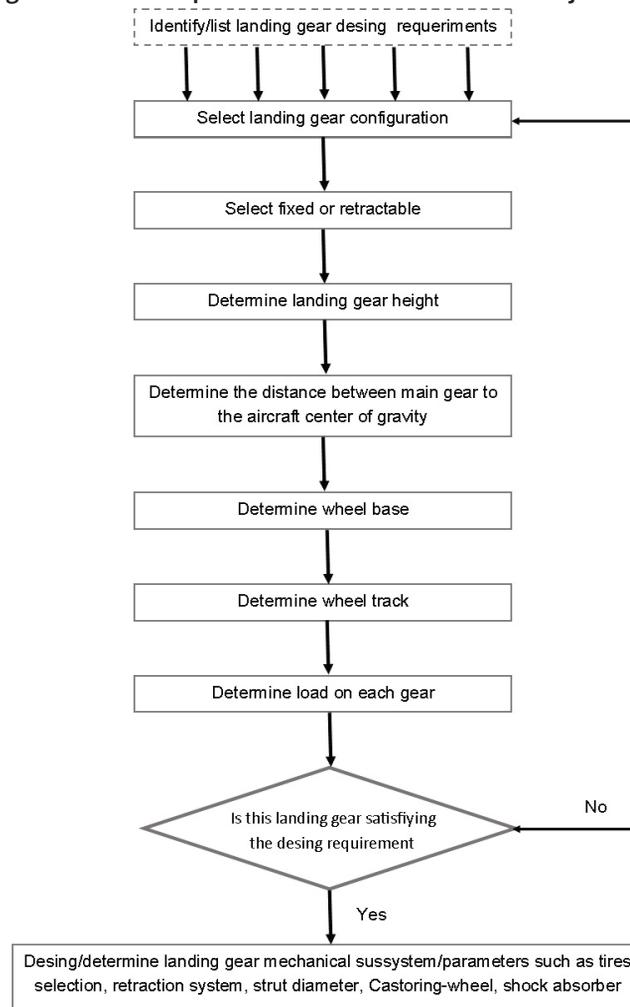
Fuente: Kundu Kumar A, 2010

Existe una serie de parámetros geométricos dentro de su integración a la aeronave que deben ser tomados en cuenta al momento de diseño [2] que son mostrados a continuación:

- **Altura:** es la distancia entre el suelo y la unión entre el tren de aterrizaje y una estructura de la aeronave, generalmente el fuselaje. Esta altura provee espacio libre entre el suelo y estructuras de la aeronave en rodaje, rotación en despegue e impacto en aterrizaje.
- **Distancia entre trenes (Wheel Base):** distancia entre el tren principal y el tren secundario, jugando un rol importante en la distribución de cargas, control y estabilidad en tierra.
- **Ancho de Vía (Wheel Track):** distancia entre tren izquierdo y derecho medido de manera horizontal, influye generalmente en el control lateral y su estabilidad.
- **Distancia entre Tren Principal y Centro de Gravedad:** es la distancia más importante debido a que este parámetro otorga la estabilidad general en todo aspecto.

Para el diseño conceptual del tren de aterrizaje se siguió como ejemplo el diagrama de flujo mostrado en la figura N° 2, iniciando en la determinación de requerimientos de diseño que básicamente son las funciones que debe cumplir el tren de aterrizaje, luego una selección de la configuración del diseño (Tren de Cola o Tren Triciclo), posteriormente la determinación de los parámetros geométricos nombrados anteriormente y de la carga inicial que soportará cada tren (Tren Principal y Secundario) y finalmente se verificó si los parámetros calculados o hallados satisfacen los requerimientos de diseño.

Figura N° 2. Pasos para el diseño de Tren de Aterrizaje



Fuente: [2]

Una vez determinados los parámetros iniciales, y siguiendo el diagrama de flujo, se procedió al diseño conceptual de la parte estructural del tren de aterrizaje junto con el análisis estructural y aerodinámico.

MATERIALES Y METODOS

Determinación de parámetros iniciales

Siguiendo con el diagrama de flujo mostrado en la figura N° 2 se establecieron los requerimientos de diseño, los cuales son los mismos que las funciones que cumple un tren de aterrizaje.

Para la selección de la configuración se tomó la tabla comparativa (tabla N° 1), de donde se concluye que la mejor configuración es un tren tipo triciclo.

En el cálculo de la altura del Tren de Aterrizaje se observó que el elemento más propenso a daños en el diseño son las hélices del motor. Usando la guía de las FAR-23 [3], ésta indica que la distancia libre entre tierra y hélice debe ser mayor a 7 pulgadas (0.178 m).

$$H_{LG-eje} = \frac{D_{prop}}{2} + 0.178m \quad (\text{Ec. 2})$$

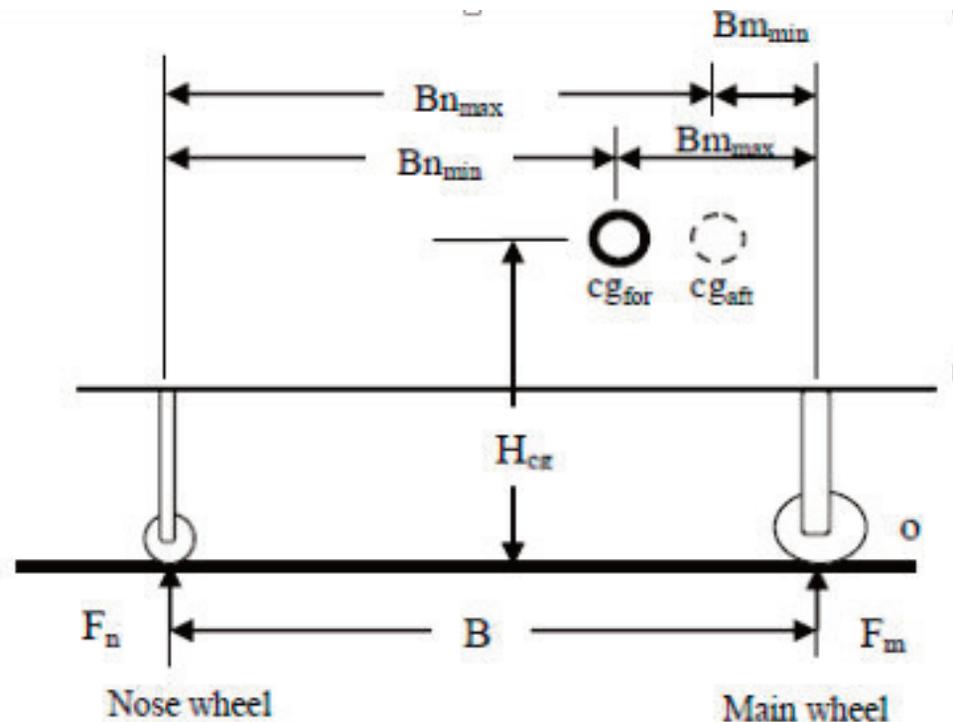
Tabla N° 1 - Comparaciones de características entre Trenes de Aterrizaje

Tipo de configuración	Triciclo	Biciclo	De Cola
CARACTERÍSTICA			
Ground loop	Estable	Estable dependiente de posición de C.G.	Inestable
Visibilidad sobre nariz	Buena	Buena	Pobre
Posición sobre tierra	Nivelado	Puede ser nivelado	No nivelado
Peso	Medio	Alto	Bajo
Maniobrabilidad luego de toque a tierra	Buena	Marginal a Buena	Pobre
Maniobrabilidad durante rodaje	Buena	Buena	Pobre
Rotación en despegue	Buena	Marginal a imposible	Buena
Procedimiento de despegue	Fácil	Fácil	Habilidad requerida

Fuente: Adaptación de Roskam J., 2000

La posición del tren principal debe encontrarse entre un 50-55% de la cuerda media aerodinámica MAC del ala [8] [9] para permitir una rotación óptima y en menor cantidad de pista de despegue. Realizando un análisis de cargas se pudo definir la posición del tren de nariz tomando en cuenta el rango de posición del tren principal, donde la situación más crítica es aquella en donde el centro de gravedad está más cerca al tren principal, donde el tren de nariz tendrá una carga máxima (figura N° 3).

Figura N° 3. Distribución de cargas en trenes de aterrizaje

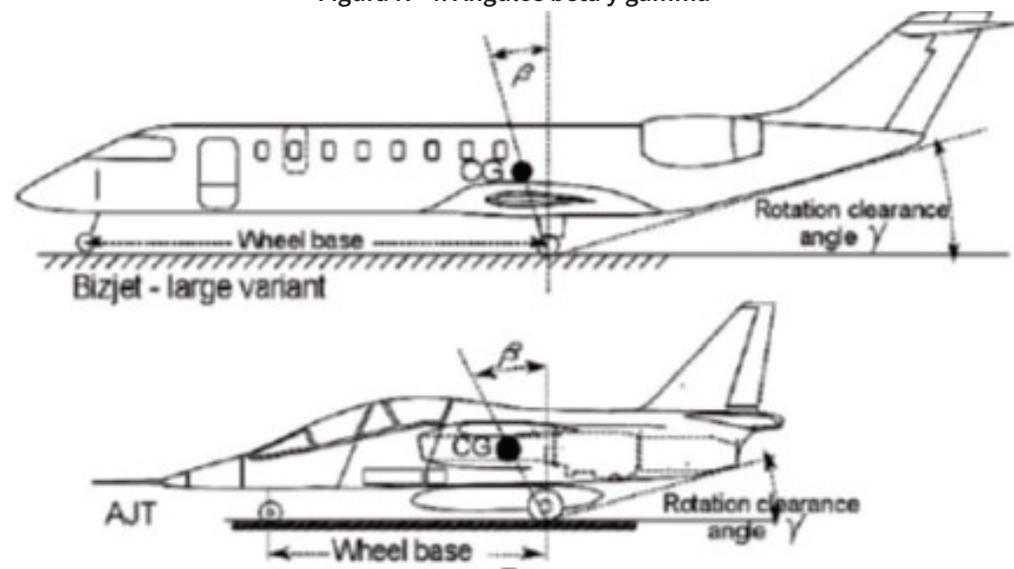


Fuente: [2]

Una óptima distribución de cargas es aquella en donde el tren de nariz soporta entre el 8 y el 20% del peso de despegue [10]. Siguiendo esta consideración y la posición del tren principal respecto al MAC, se obtuvo la disposición longitudinal del tren de aterrizaje.

Una vez obtenida la disposición longitudinal se realizó una revisión de requerimientos de ángulos de inclinación hacia atrás " β " y de espacio libre de rotación " γ " (figura N° 4), en donde " β " puede tomar un valor mayor o igual a 15 grados, " γ " debe estar entre los valores de 12 y 16 grados y " γ " debe ser siempre menor a " β " [6].

Figura N° 4. Ángulos beta y gamma



Fuente: Kundu Kumar A., 2010

Se obtuvo la disposición longitudinal final del tren de aterrizaje una vez revisados los requerimientos.

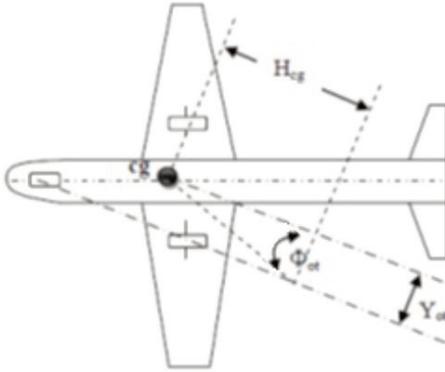
Se realizó primero una determinación gráfica del ancho de vía para su determinación y también para obtener un límite inferior. Para ello, se crea una línea que comienza en el tren de nariz y pasa tangente al círculo de radio 0.54 veces la altura del centro de gravedad de la aeronave con respecto a tierra, centrado en el centro de gravedad más cercano. Esta constante está basada en consideraciones de inestabilidad dinámica y estática, siendo un límite de posición para el ancho de vía. Posteriormente se traza una línea desde la perpendicular a la posición del tren principal sobre el eje longitudinal. La intersección de estas dos líneas nos da el límite inferior del ancho de vía [11].

A su vez, se realizó un análisis del ángulo de rotación lateral -el cual resulta crítico en la estabilidad lateral en momento de despegue y aterrizaje (figura N° 6)- mediante las siguientes relaciones y comparando con la tabla N° 2 dependiendo del tipo de aeronave:

$$\tan \varphi = \frac{H_{CG} - fwd}{B_{nmin} \sin \delta} \quad ; \quad \tan \delta = \frac{T}{2B}$$

Tabla N° 2. Ángulos de giro lateral en aeronaves de ala baja y alta

Low Wing Transport	Turnover Angle (Degree)
Lockheed Electra	34
B747	39
A300	41
L-1011	43
B737	46
Concorde	47
DC-9	48
B707	49
B727	49
High Wing Transports	
C-141	53
Breguet 941	61
C-130	61



Fuente: Chun - Yung - Niu Michael, 1989

Se puede escoger un ángulo de la tabla anterior o un valor aproximado para hallar el ancho de vía dependiendo del tipo de aeronave, luego de verificar que el mismo no sea menor al límite inferior hallado gráficamente. Normalmente los valores de ángulo de rotación lateral van de 25 a 63 grados [11].

De esa forma se obtuvieron las posiciones finales del tren de aterrizaje.

Determinaciones estructurales del tren de aterrizaje

Se realizó el dimensionamiento de las ruedas del Tren de Aterrizaje con los datos de carga y la siguiente tabla de estimación de las dimensiones dentro de las determinaciones estructurales [14], en donde para obtener el diámetro o el ancho se entrega una relación general y dos coeficientes "A" y "B" que dependen del tipo de aeronave.

Tabla N° 3. Método de estimación rápida de ruedas

Main wheels diameter or width (in.) - $A W_w^{0.75}$	Diameter			
	Diameter		Width	
	A	B	A	B
General aviation	1.51	0.349	0.7150	0.312
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

W_w = Weight on Wheel

Fuente: Anderson John D., 1999

Se debe tener en cuenta que a la carga que soportan las ruedas, se les añade un factor del 25% de la carga estática para evitar rediseños posteriores conforme el peso de la aeronave varía durante cada fase de diseño final [8].

$$P_{m1.25} = 1.25 * P_m \quad (\text{Ec. 4})$$

Además, tomar en cuenta que las unidades para usar la relación de la tabla 3 deben ser del sistema inglés (lbf).

Brazos del Tren Principal

Seguidamente para determinar la deflexión máxima se usó el método de absorción de energía cinética.

$$E_{abs} = \frac{1}{2} M_L * V_{vert}^2 = E_{ab\ strut} + E_{ab\ tire} \quad (\text{Ec. 5})$$

En donde M_L es la masa de la aeronave durante la fase de aterrizaje, normalmente 0.95 de la Máxima Masa de Despegue [6]. La velocidad vertical de aterrizaje se la obtuvo de la siguiente relación dada por las FAR-23:

$$V_{vert} = 4.4(W/A_w)^{0.25} \quad (\text{Ec. 6})$$

Donde A_w es el área alar. Sin embargo, las FAR-23 indican que la velocidad no debe ser menor a los 7fps (pies por segundo).

La energía absorbida por las ruedas viene dada por:

$$E_{ab\ tire} = m * N_{gear} * g * M_L * k_{tire} * \delta_{tire} \quad (\text{Ec. 7})$$

El factor de carga " N_{gear} " para el tren de aterrizaje es de 3 según las FAR-23. La deflexión δ_{tire} se halló con la siguiente relación [16]:

$$R = k_{tire} * \delta_{tire}^{1.1} \quad (\text{Ec. 8})$$

Donde la eficiencia de amortiguación " k_{tire} " es 0.47 [16] y la carga vertical aplicada en la rueda está dada por:

$$R = \frac{N_{gear} * g * M_L}{4448.2216} \text{ (Kips)} \quad (\text{Ec. 9})$$

La energía absorbida por los brazos del tren de aterrizaje está dada por:

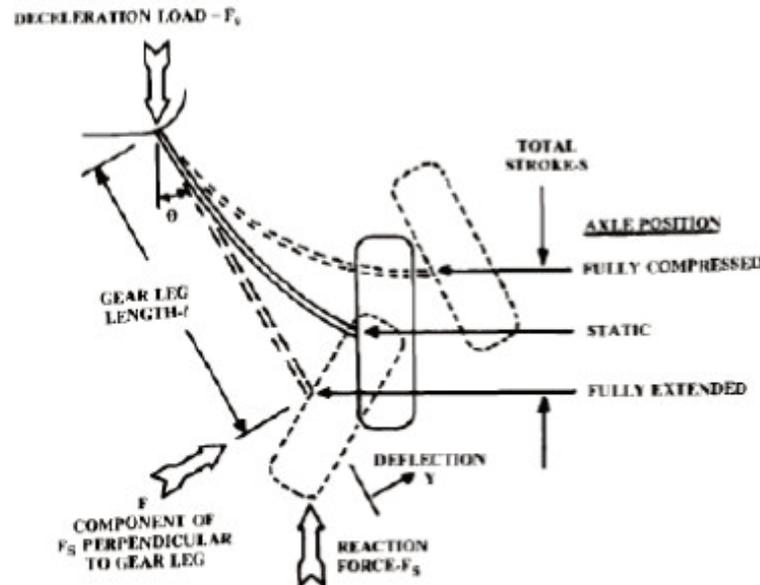
$$E_{ab\ strut} = n * N_{gear} * g * M_L * k_{strut} * \delta_{strut} \quad (\text{Ec. 10})$$

Donde la eficiencia de amortiguación para un brazo tipo cantiléver es igual a 0.5 [5]. Uniendo las ecuaciones anteriores y despejando la deflexión, se obtuvo la relación para la deflexión máxima del brazo:

$$= \frac{V_{vert}^2}{2 * g * N_{gear} * n * k_{strut}} - \frac{k_{tire} * \delta_{tire}}{k_{strut}} \quad (\text{Ec. 11})$$

Se realizó una analogía con una viga en cantiléver como muestra la figura N° 5.

Figura N° 5. Variables de un Tren tipo Cantilever



Fuente Raymer D. P., 1992

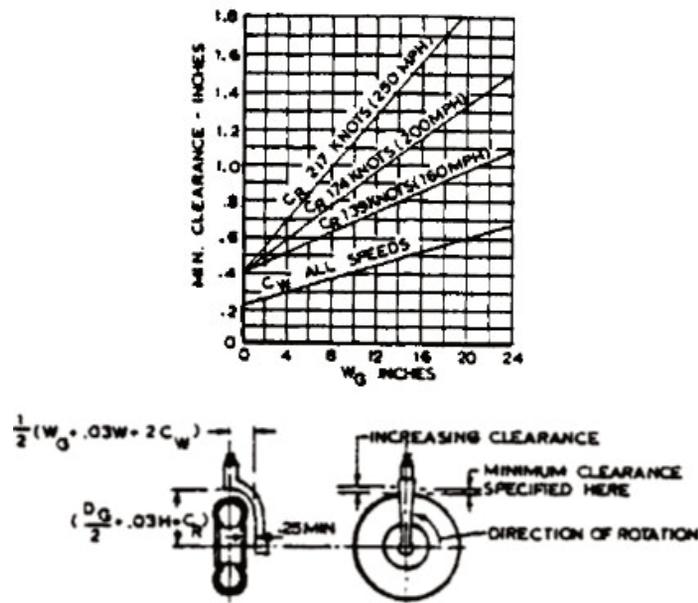
En donde la deflexión y la fuerza ejercida “Fs” vienen dadas por las siguientes relaciones [10] [16]:

$$S = F_s * (\sin^2\theta) * \frac{l^3}{3 * E * I} \tag{Ec. 12}$$

$$F_s = \frac{M_L * V_{vert}^2}{4 * (0.47 * \delta_{tire} + 0.5 * S)} \tag{Ec. 13}$$

Para determinar las variables de longitud y ángulo con la vertical (l ; θ) se realizó un análisis del espacio libre entre la rueda y otros componentes del brazo y una suposición del ancho de la placa que sostiene el eje de la rueda [5].

Figura N° 6. Requerimientos de distancia libre entre rueda y soporte del eje



Fuente: Roskam J., 2000

En base a la figura anterior, la distancia libre requerida en longitudinal y radial son:

$$X = \frac{1}{2} (A_G + 0.03A + 2C_w)(in) \quad (\text{Ec. 14})$$

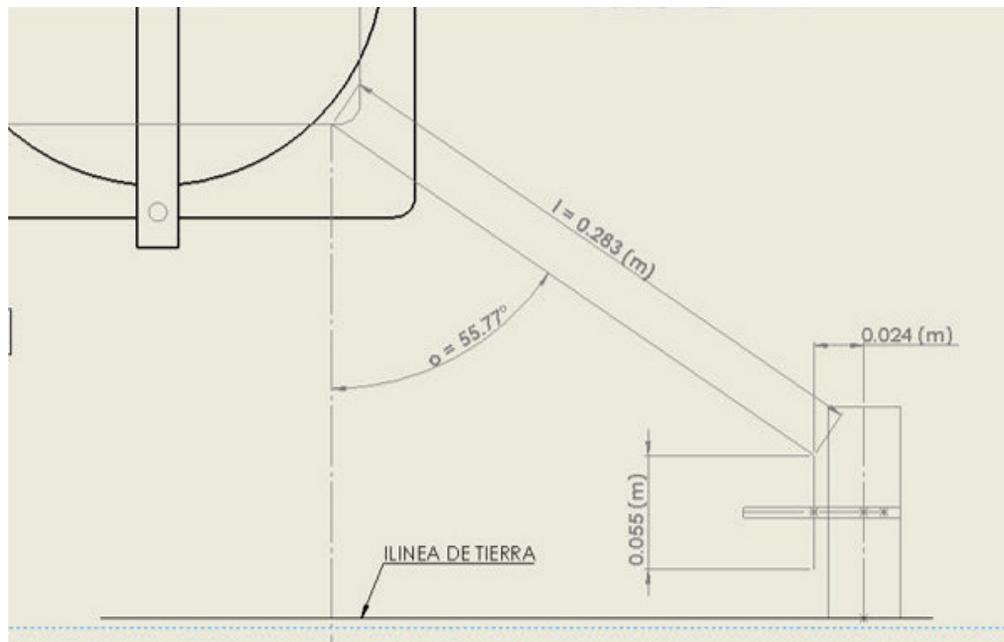
$$Y = \left(\frac{D_G}{2} + 0.03 * \frac{D}{2} + C_R \right)(in) \quad (\text{Ec. 15})$$

En donde A_G es el ancho de rueda deformada (normalmente un 4% mayor al original) y D_G es el diámetro de rueda deformada (normalmente 10% mayor al diámetro original).

Con estas suposiciones se dibujó la geometría del tren principal, obteniendo los valores de l y θ . Posteriormente se introdujo el módulo de elasticidad del material del brazo, en este caso un aluminio AL 6061-T6.

Para obtener el ancho w y el espesor t hallamos con la ecuación 12 el momento de inercia.

Figura N° 7. Medidas iniciales del brazo del Tren de Aterrizaje Principal



Fuente: Elaboración propia (2015) utilizando el Software SolidWorks 2014

$$I = \frac{w * t^3}{12} \quad (\text{Ec. 16})$$

Se usó una relación de ancho espesor de $K = \frac{w}{t} = 7$ para de esa forma hallar tanto el ancho como el espesor del brazo del Tren Principal, llegando a obtener un diseño conceptual final del mismo.

Brazos del Tren de Nariz

Para la deflexión máxima en el tren de nariz se empleó la misma metodología de absorción de energía; sin embargo, usando un caso extremo de un aterrizaje de tres puntos de contacto (3PC), es decir, que tanto tren principal como tren de nariz absorben la energía del impacto [18].

$$E_{abs} = \frac{1}{2} M_L * V_{vert}^2 = E_{abstr-ng} + E_{abtire-ng} + E_{abstr-ng} + E_{abtire-ng} \quad (\text{Ec. 17})$$

Las relaciones usadas para la energía absorbida por el brazo y las ruedas del tren principal correspondientemente fueron [5] [18]:

$$E_{abstr-mg} = n * N_{gear} * g * M_L * \frac{B_{nmax}-0.35*H_{CG-AFT}}{B} * k_{strut} * \delta_{strut} \quad (Ec. 18)$$

$$E_{abtire-mg} = n * N_{gear} * g * M_L * \frac{B_{nmax}-0.35*H_{CG-AFT}}{B} * k_{tire} * \delta_{tire} \quad (Ec. 19)$$

$$\delta_{tire} = \sqrt[1.1]{\frac{R_{MG}}{k_{tire}}} \text{ (in)} \quad ; \quad R_{MG} = \frac{1}{2} \frac{N_{gear}*g*M_L * \frac{B_{nmax}-0.35*H_{CG-AFT}}{B}}{4448.2216} \text{ (kips)} \quad (Ec. 20-21)$$

Y para el Tren de Nariz:

$$E_{abstr-ng} = N_{gear} * g * M_L * \frac{X_{MG-CG}+0.35*H_{CG-AFT}}{B} * k_{strut} * \delta_{strut} \quad (Ec. 22)$$

$$E_{abtire-ng} = N_{gear} * g * M_L * \frac{X_{MG-CG}+0.35*H_{CG-AFT}}{B} * k_{tire} * \delta_{tire} \quad (Ec.23)$$

$$\delta_{tire} = \sqrt[1.1]{\frac{R_{NG}}{k_{tire}}} \text{ (in)} \quad ; \quad R_{NG} = \frac{N_{gear}*g*M_L * \frac{X_{MG-CG}+0.35*H_{CG-AFT}}{B}}{4448.2216} \text{ (kips)} \quad (Ec. 24-25)$$

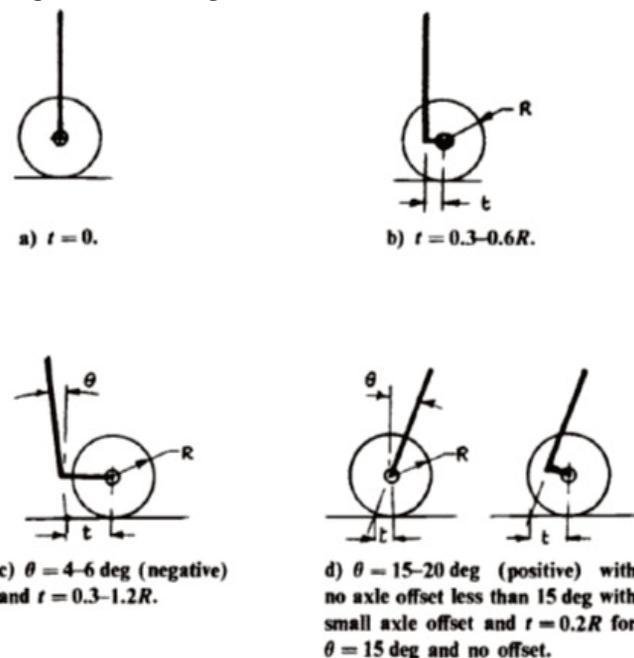
Se siguió la misma metodología del Tren Principal, hallando la carga en las ruedas, la deflexión de las mismas y finalmente la deflexión máxima, uniendo las ecuaciones anteriores.

Se tomó en cuenta la misma analogía de una viga en cantiléver donde la fuerza ejercida por el brazo en esta ocasión fue:

$$F_s = \frac{M_L * V_{vert}^2 * (X_{MG-CG} + 0.35 * H_{CG-AFT})}{2 * (0.5 * S + 0.47 * \delta_{tire})} \quad (Ec. 26)$$

Para hallar las variables de l y θ se realizó de misma forma el análisis de distancia libre de la figura N° 7, además de incluir un análisis de estabilidad estática-dinámica donde se elige la forma c) de la figura 8, la cual representa un estado de estabilidad estática-dinámica, sin la necesidad de incluir un amortiguador de oscilación (damper). Esta situación mostrada en la figura entrega dos variables para obtener este estado, " θ_{strut} " es el ángulo entre el soporte que conecta el eje de la rueda y la vertical y " t_{trail} " que es la distancia entre intersección del suelo de la línea central del soporte con el centro del área de contacto [8].

Figura N° 8. Configuraciones de Rueda de Tren de Nariz



Fuente: Currey Norman S., 1988

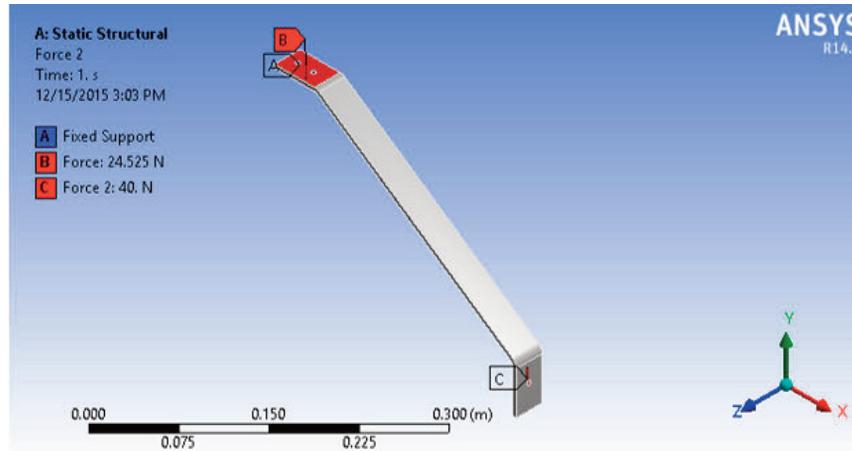
Definición del material

Se define el material y sus propiedades físicas de la estructura en general, introduciendo las propiedades de la aleación de aluminio Al 6061-T6.

Condiciones de frontera

Las condiciones de frontera, cargas y restricciones -como ejemplo- están mostradas en la figura N° 10.

Figura N° 10. Condiciones de frontera



Fuente: Elaboración propia (2015) utilizando el Software Ansys Workbench 14.5.

En la parte superior, donde estarán los elementos de unión, se fijará el brazo donde el desplazamiento será nulo.

El peso de la aeronave estará aplicado en dirección vertical negativa (-y) fijado en la parte superior del brazo. Cabe resaltar que solo una fracción del peso es soportado por el Tren de Nariz y la mitad del peso en el brazo del tren principal.

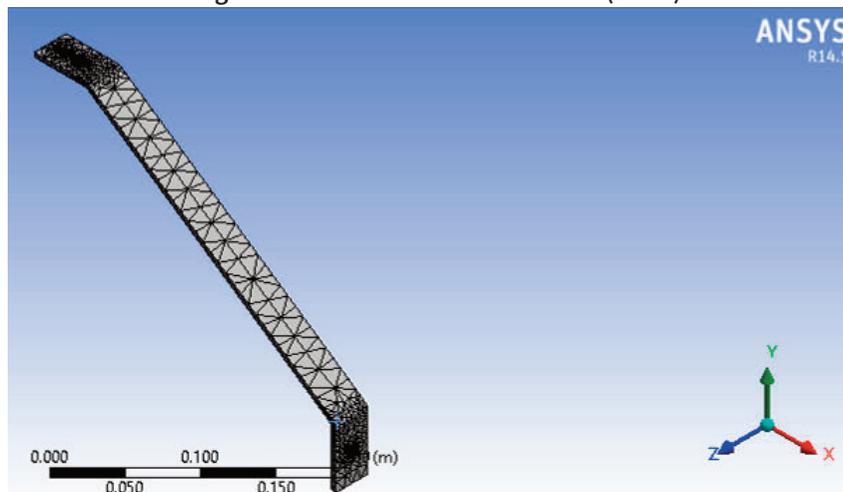
$$W_{NG} = m * g * \frac{X_{MG-CG} + 0.35 * H_{CG-AFT}}{B} \text{ (Tren de Nariz)} \quad \text{(Ec. 29)}$$

Ejecución del análisis

Se realizó primeramente el enmallado de la geometría (figura N° 11) y la ejecución del análisis calculando la deformación total y la tensión equivalente de Von Mises para hallar también el factor de seguridad mediante la relación:

$$F.S = \frac{\text{Resistencia Ultima de Traccion (UTS)}}{\text{Traccion permisible (Von Mises)}} \quad \text{(Ec. 30)}$$

Figura N° 11. Enmallado del modelo (Mesh)



Fuente: Elaboración propia (2015) utilizando el Software Ansys Workbench 14.5.

Análisis de impacto aerodinámico del Tren de Aterrizaje

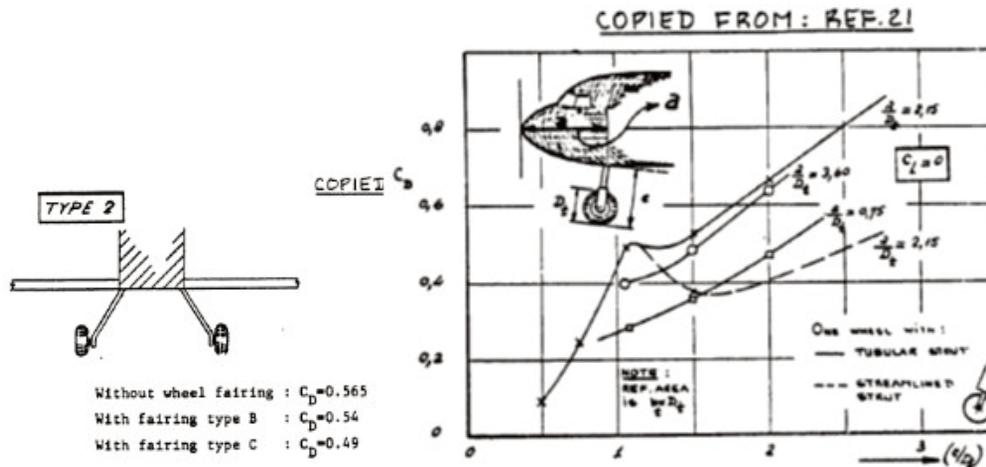
Este análisis se realiza para observar el comportamiento aerodinámico y cómo afecta a la aerodinámica general de la aeronave. En primera instancia, se realizó una predicción analítica siguiendo un método de cálculo del coeficiente de resistencia, modificado para un tren triciclo [17] [20], mediante la siguiente relación:

$$C_{Dgear} = [C_{D main gear_{CL=0}} + P_i * C_L] * \frac{(A_{mg} D_{mg})}{A_w} + [C_{D nose gear_{CL=0}} + P_i * C_L] * \frac{(A_{ng} D_{ng})}{A_w} \quad (Ec. 31)$$

Donde “ $C_{D main gear_{CL=0}}$ ” y “ $C_{D nose gear_{CL=0}}$ ” son los coeficientes de resistencia de los trenes de aterrizaje en caso de cero sustentación general de la aeronave. “ P_i ” es el factor de variación de la resistencia con la sustentación. “ A y D ” son el ancho y el diámetro de las ruedas correspondientes a los trenes de aterrizaje y “ A_w ” es el área alar.

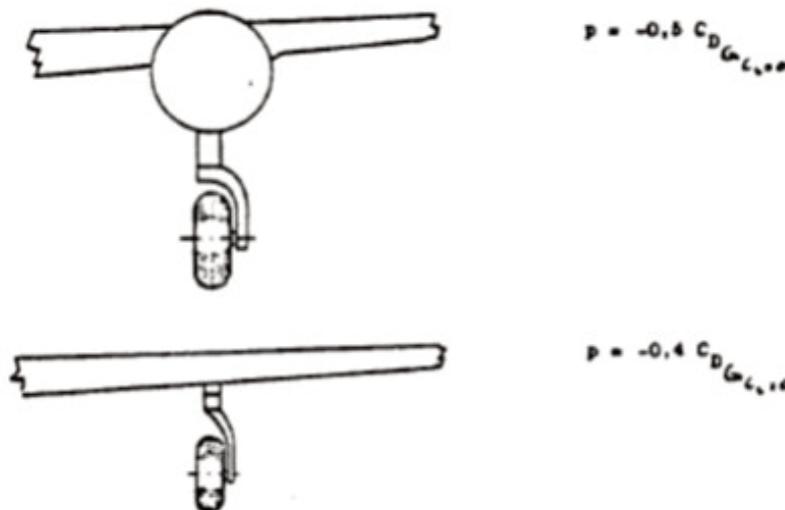
Los coeficientes de resistencia a cero sustentación se los halló usando la figuras 12, el factor de variación de resistencia es nulo para el tren principal, mientras que para el tren de nariz se usó la ayuda de la figura N° 14.

Figura N° 12. Método de cálculo para $C_{d-cl=0}$ para tren principal (izq.) y tren de nariz (der.)



Fuente: Roskam J., 2000

Figura N° 13. Factor de resistencia aerodinámica para el tipo de Tren de Nariz



Fuente: Roskam J., 2000

Se usó la herramienta de Dinámica de Fluidos Computacional Ansys-CFX para obtener una mayor aproximación, en donde se siguió la siguiente metodología para ambos trenes de aterrizaje.

- Establecer parámetros de simulación: en donde se establecen parámetros de temperatura, presión y densidad de las condiciones de vuelo y su entorno.
- Modelo geométrico: que comprende al Tren de Aterrizaje, rodeado de un dominio o volumen de control de fluido. Se toma al tren de aterrizaje como una pared no deslizante.
- Enmallado del dominio y definición de condiciones de frontera: se realiza un método de tetraedros para el enmallado junto con una inflación en las ruedas (observar capa límite) y se establecen la entrada, salida y condiciones del fluido.
- Ejecución del análisis y resultados: se introduce el método para solucionar el dominio, los monitores de residuales y para este caso de coeficiente de resistencia aerodinámica y se ejecuta el análisis hasta llegar a obtener valores de residuales menores a 1×10^{-4} y/o que el coeficiente de resistencia se mantenga cuasi-constante a lo largo de varias iteraciones (20). Una vez alcanzados estos valores, mediante las siguientes relaciones se calculó el coeficiente de resistencia:

$$C_{D \text{ nose gear}} = \frac{D_{drag-nose gear}}{\frac{1}{2} \rho * V^2 * A_w}; C_{D \text{ main gear}} = \frac{D_{drag-main gear}}{\frac{1}{2} \rho * V^2 * A_w};$$

$$D_{drag} = A_x * \cos(\alpha) + A_z * \sin(\alpha)$$

Se observó la diferencia existente con los coeficientes hallados, en donde se tomó como referencia para futuros cálculos el conseguido mediante CFD, debido a que incluye la influencia del brazo del tren de aterrizaje en la resistencia aerodinámica del tren de aterrizaje.

Análisis del polar de resistencia añadido a la aeronave

Mediante el polar de resistencia se puede observar el cambio en la eficiencia y la resistencia aerodinámica añadida. Sumando los coeficientes de resistencia obtenidos, más el coeficiente de resistencia general de la aeronave, se obtuvo un nuevo coeficiente de resistencia. Se halló la eficiencia aerodinámica de la aeronave de manera gráfica, incluyendo el tren de aterrizaje y mediante regresión polinómica se obtuvo la ecuación del polar de resistencia de la aeronave.

Análisis de Impacto Aerodinámico en actuación de vuelo horizontal

El objetivo de este análisis fue el de observar la variación en las velocidades máximas crucero, en donde se usó la relación de empuje necesario y empuje disponible [25] [29]:

$$D_{drag} = T_{thrust \text{ need}} = \frac{1}{2} * \rho * V_{crucero}^2 * A_w * C_D \quad (\text{Ec. 32})$$

$$T_{thrust \text{ disp}} = C_T * \rho * \left(\frac{RPM}{60}\right)^2 * D_{prop}^4; J = \frac{60 * V_{crucero}}{RPM * D_{prop}}$$

$$C_T = 1.2002 * J^5 - 2.8601 * J^4 + 2.5158 * J^3 - 1.1177 * J^2 + 0.1541 * J + 0.927 \quad (\text{Ec. 33-35})$$

Para observar la influencia del tren de aterrizaje en el empuje necesario, se realizó una simulación de la variación de la resistencia aerodinámica del tren de aterrizaje con respecto a la velocidad, obteniendo mediante regresión polinómica una relación entre ambas variables, para luego ser añadida a la tracción disponible.

Las velocidades máximas fueron analizadas a 8000 y 10000 RPM de manera gráfica, observando la intersección de las curvas de empuje necesario con empuje disponible.

RESULTADOS

Determinación de parámetros iniciales

Según la tabla N° 1 se observó que las mayores ventajas las presenta un tren del tipo Triciclo, el cual fue usado para el diseño conceptual.

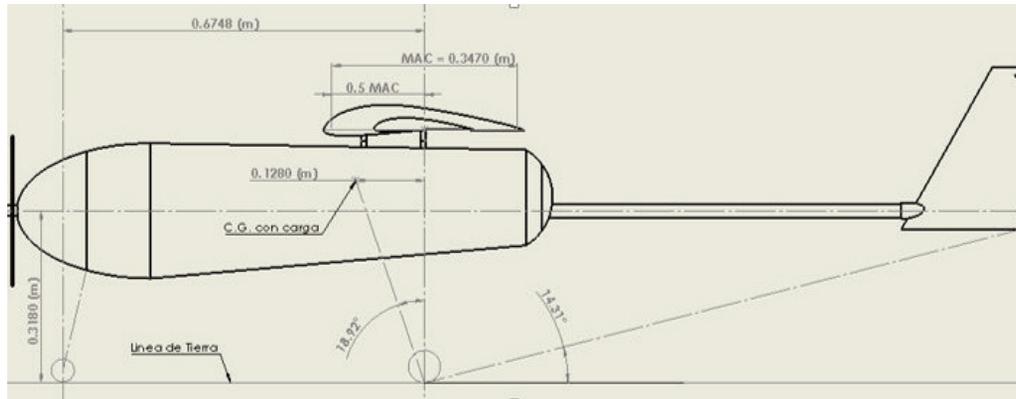
Para la altura, siguiendo la ecuación 2, tenemos que la altura de tierra al eje longitudinal de la aeronave es de 0.318 (m).

Tomando en cuenta la distribución de cargas, la posición del tren principal respecto a la MAC del ala y los datos de posición del centro de gravedad de la aeronave [1], se optó por posicionar al tren principal a un 50% de la misma tal que la máxima carga sobre el tren de nariz sea de un 18.9% alejándose del límite del 20% del peso de la aeronave.

Realizando las mediciones de los ángulos “ γ ” y “ β ” se observó que la posición del tren principal, cumple con los requisitos establecidos sobre estos ángulos.

Se muestra a continuación la disposición longitudinal final determinada del tren de aterrizaje:

Figura N° 14. Disposición longitudinal final del Tren de Aterrizaje



Fuente: Elaboración propia utilizando el Software SolidWorks, 2015

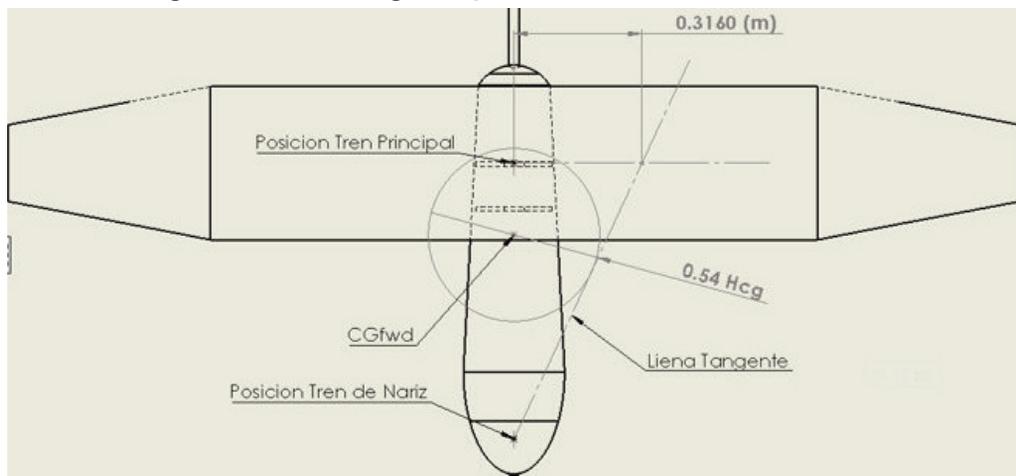
$$X_{MG-CG} = 0.1280 \text{ m} ; X_{MG-MAC} = 0.5 \text{ MAC} ; H_{LG-eje} = 0.318 \text{ m} ;$$

$$B = 0.6748 \text{ m} ; \beta = 18.92^\circ ; \gamma = 14.31^\circ$$

Para la determinación del ancho de vía, se realizó el método gráfico para hallar el límite inferior obteniendo:

$$T = 2 * (0.3160) = 0.632 \text{ (m)}$$

Figura N° 15. Método gráfico para determinación de ancho de vía



Fuente: Elaboración propia utilizando el Software SolidWorks, 2015

Tomando en cuenta la tabla N° 2 y observando que los valores de los ángulos de rotación lateral para aeronaves de ala alta van de 53 a 61 grados, escogemos un valor de 60 grados para así obtener el ancho de vía final.

$$\delta = \sin^{-1} \left(\frac{H_{CG-fwd}}{B_{nmin} \tan \phi} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{0.392}{0.4998 \tan 60^\circ} \right) = 26.925^\circ$$

$$T = 2B * \tan \delta = 2 * 0.6748 * \tan 26.925 = 0.685 \text{ (m)}$$

Determinaciones estructurales del Tren de Aterrizaje

Para la determinación de las ruedas de los trenes de aterrizaje se usó la tabla 3 con los coeficientes "A" y "B" correspondientes al tipo Aviación General.

Para determinar la carga que soportan las dos ruedas (Tren izquierdo y Tren derecho) para el Tren Principal se usó la siguiente relación:

$$P_m = \frac{B - X_{MG-CG}}{B} W = \frac{0.6748 - 0.128}{0.6748} 9.81 * 5 = 39.746$$

Dividiendo entre las dos ruedas, aumentando el factor del 25% y convirtiendo a libras para usar la relación de la tabla 3, se tiene:

$$W_{wmg} = \frac{P_{m1.25}}{2} = 24.84125 \text{ (N)} = 5.584535 \text{ (lbf)}$$

Una vez obtenida la carga para el tren principal, se usó la relación de la tabla 3:

$$\text{Diámetro o ancho} = A W_w^B$$

$$\text{Diam} = 1.51 (5.584535^{0.349}) = 2.75217 \text{ (in)} = 7 \text{ (cm)}$$

$$\text{Ancho} = 0.7150 (5.584535^{0.312}) = 1.223 \text{ (in)} = 3.1 \text{ (cm)}$$

Revisando catálogos se observó que el factor del ancho es el que predomina para realizar la elección de las dimensiones de la rueda, obteniendo:

Marca	Tamaño (in)	Tamaño (cm)	Tamaño eje (mm)	Masa
Skylite (Aluminium hub)	4" x 1-3/8"	10.2cm x 3.5cm	4.7mm	90gr

Para el tren de Nariz se aplicó la siguiente relación:

$$P_n = \frac{X_{MG-CG} + \frac{a_x}{g} H_{CG-AFT}}{B} W = \frac{0.128 + 0.35 * 0.3735}{0.6748} 9.81 * 5$$

Donde $\frac{a_x}{g}$ es una constante de frenado inercial con valor de 0.35.

De igual forma se añade el factor del 25% y se transforma a libras.

$$W_{wnmg} = P_n * 1.25 = 23.50775 \text{ (N)} = 5.2847 \text{ (lbf)}$$

Reemplazando en la relación de la Tabla 3 y usando los coeficientes de aviación general, se obtuvo el diámetro y el ancho aproximado, y siguiendo el mismo procedimiento de revisión en catálogos se tiene:

Marca	Tamaño (in)	Tamaño (cm)	Tamaño eje (mm)	Masa
Skylite (Aluminium hub)	3-1/2" x 1-3/16"	8.9cm x 30cm	4.7mm	71gr

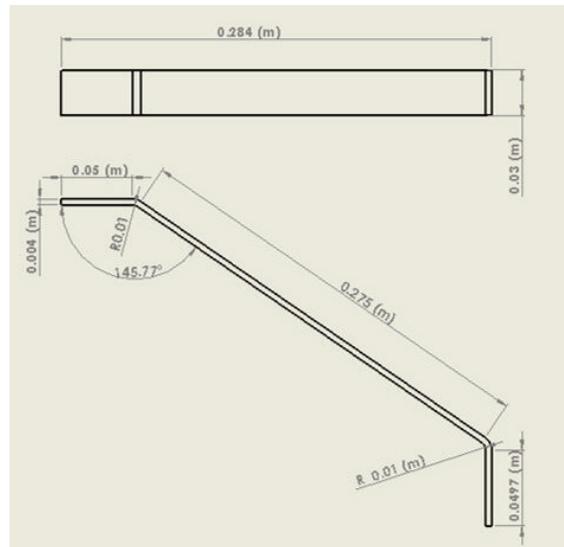
Brazos del Tren Principal

Mediante la ecuación 6 se halló la velocidad vertical de aterrizaje, la cual resultó ser menor a los 7fps que dicta las FAR-23; por lo tanto, se usó este último valor (7fps = 2.1336 m/s) para los cálculos posteriores. Hallando la deflexión en ruedas, mediante la ecuación 11 se halló la deflexión máxima permitida.

$$S = 0.0753 \text{ (m)}$$

La forma geométrica obtenida para el análisis mediante analogía de una viga en cantiléver se observa en la figura N° 7, junto con los valores de $l=0.283\text{m}$ y $\theta=55.77$. Reemplazando los datos obtenidos se halló la inercia y usando la relación de ancho espesor de 7 se obtuvieron las dimensiones del brazo del Tren Principal.

Figura N° 16. Dimensiones Tren Principal



Fuente: Elaboración propia utilizando el Software SolidWorks, 2015

Brazos del Tren de Nariz

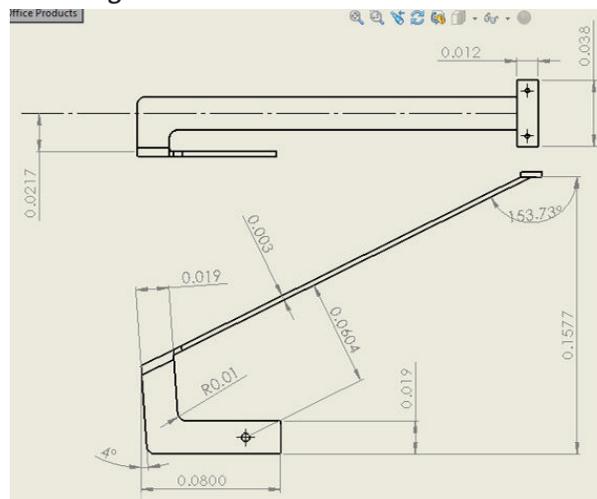
Hallando las deflexiones en las ruedas (ecuaciones 20-21, 24-25) y ordenando las ecuaciones para hallar la deflexión máxima permitida se obtuvo:

$$S = 0.095 \text{ (m)}$$

Se dibujó la forma geométrica del Tren de Nariz para realizar la analogía con una viga en cantiléver, tomando en cuenta en esta ocasión un "t_trail" igual al radio de la rueda y un "θ_strut" de 4 grados (figura N° 9).

Se obtuvieron las siguientes dimensiones para el brazo del Tren de Nariz tomando en cuenta la forma geométrica, reemplazando los datos en las ecuaciones de viga en cantiléver, hallando la inercia, el espesor y el ancho de placa.

Figura N° 17. Dimensiones Tren de Nariz



Fuente: Elaboración propia utilizando el Software SolidWorks, 2015

Análisis por Elementos Finitos (FEM)

Se introdujeron los modelos geométricos a la herramienta de elementos finitos. Las condiciones de aterrizaje para ambos casos fueron las siguientes:

Tabla N° 4. Condiciones de Aterrizaje para análisis por FEM

N. Caso Tren Princ.	Vel (m/s)	Fuerza (N)	N. Caso Tren Nariz	Vel (m/s)	Fuerza (N)
1	2	10	1	2	7.6
2	2.5	12.5	2	2.5	9.5
3	3	15	3	3	11.4
4	3.5	17.5	4	3.5	13.3
5	4	20	5	4	15.2
6	4.5	22.5	6	4.5	17.1
7	5	25	7	5	19
8	5.5	27.5	8	5.5	20.9
9	6	30	9	6	22.8
10	6.5	32.5	10	6.5	24.7
11	7	35	11	7	26.6
12	7.5	37.5	12	7.5	28.5
13	8	40	13	8	30.4

Fuente: Elaboración propia, 2015

Las propiedades del material usado se muestran a continuación:

Material	A1 6061 – T6
Modulus of elasticity	68.9 Gpa
Yield tensile strength	276 Mpa
Ultimate tensile strength	310 Mpa
Break elongation	12%

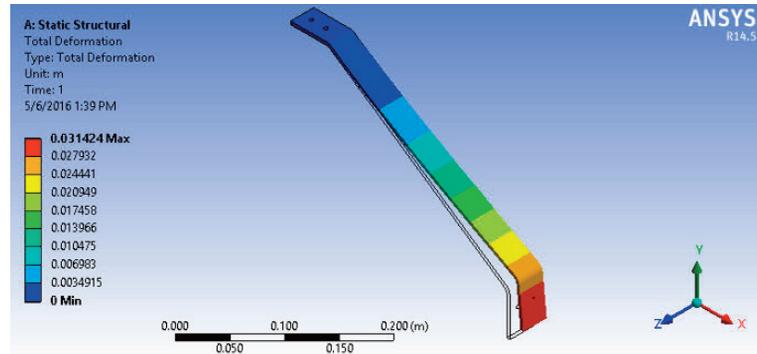
Los resultados del análisis por FEM para el tren principal fueron:

Tabla N° 5. Resultados para el Tren Principal

N. Caso	Fuerza Impacto (N)	Von-Misses (MPa)	Deformación Total (mm)	Factor de Seguridad
1	10	68.59	7.85	4.52
2	12.5	86.14	9.81	3.59
3	15	103.73	11.78	2.98
4	17.5	121.30	13.74	2.56
5	20	138.86	15.71	2.23
6	22.5	156.43	17.67	1.98
7	25	174.00	19.64	1.78
8	27.5	191.57	21.60	1.62
9	30	209.13	23.57	1.48
10	32.5	226.70	25.53	1.37
11	35	244.27	27.50	1.27
12	37.5	261.83	29.46	1.18
13	40	279.40	31.42	1.11

Fuente: Elaboración propia, 2015

Figura N° 18. Resultado de deformación total



Fuente: Elaboración propia (2015) utilizando el Software Ansys Workbench 14.5.

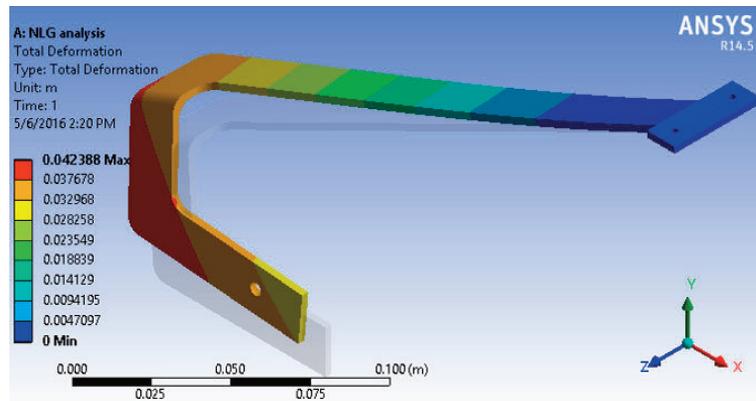
Los resultados del análisis por FEM para el tren de Nariz fueron:

Tabla N° 6. Resultados para el Tren de Nariz

N. Caso	Fuerza Impacto (N)	Von-Mises (MPa)	Deformación Total (mm)	Factor de Seguridad
1	7.6	71.29	10.59	4.35
2	9.5	89.48	13.25	3.46
3	11.4	107.67	15.89	2.88
4	13.3	125.85	18.54	2.46
5	15.2	144.04	21.19	2.15
6	17.1	162.22	23.84	1.91
7	19	180.41	26.49	1.72
8	20.9	198.60	29.14	1.56
9	22.8	216.78	31.79	1.43
10	24.7	234.97	34.44	1.32
11	26.6	253.15	37.09	1.22
12	28.5	271.34	39.74	1.14
13	30.4	289.52	42.39	1.07

Fuente: Elaboración propia, 2015

Figura N° 19. Resultados de deformación total

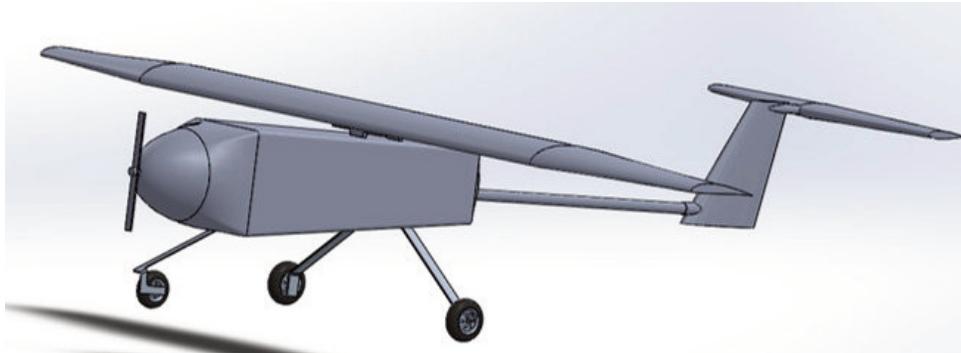


Fuente: Elaboración propia (2015) utilizando el Software Ansys Workbench 14.5.

Se logró medir la masa aproximada añadida a la aeronave con ayuda de la herramienta de diseño SolidWorks, además de obtener un dibujo aproximado de su incorporación a la aeronave.

$$M_{LG} = 0.57 \text{ (kg)}$$

Figura N° 20. MUAV "Tunki" con Tren de Aterrizaje incorporado



Fuente: Elaboración propia (2015) utilizando el Software SolidWorks 2014

Análisis de impacto aerodinámico del Tren de Aterrizaje

Se obtuvo el siguiente coeficiente de resistencia mediante el método de aproximación analítica:

$$C_{Dgear} = 0.00684 - 0.0012 * C_L$$

Se muestran a continuación los resultados mediante CFD del coeficiente de resistencia aerodinámica, en comparación con los resultados analíticos:

Tabla N° 7. Comparación resultados analíticos y resultados por CFD

Angulo de ataque (°)	Coficiente de Resistencia (aprox.) (-)	Coficiente de Resistencia (CFD) (-)
-9.05 (cero sust.)	0.0068400	0.00872937
-8	0.0066792	0.00830814
-6	0.0063720	0.00756814
-4	0.0060648	0.00697761
-2	0.0057576	0.00658626
0	0.0054492	0.00620402
2	0.0051421	0.00584199
4	0.0049188	0.00548727
5	0.0048492	0.00531472
6	0.0047604	0.00514432
6.43 (perdida)	0.0049320	0.00507232

Fuente: Elaboración propia, 2016

Se muestra a continuación la resistencia aerodinámica añadida obtenida:

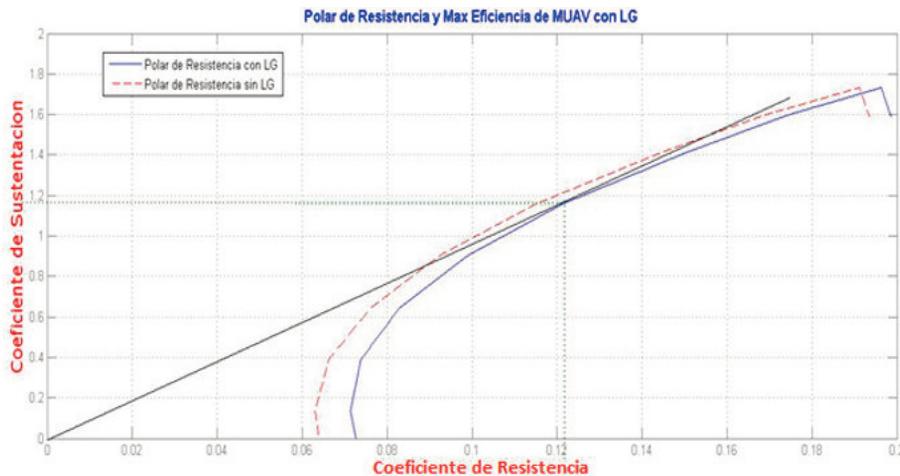
Tabla N° 8. Coeficiente de resistencia aerodinámica de la aeronave

Angulo de ataque (°)	Coeficiente de Sustentación (-)	Coeficiente de Resistencia (sin LG) (-)	Coeficiente de Resistencia (con LG) (-)	Porcentaje de resistencia añadido (%)
-9.05 (cero sust.)	0.0000	0.0640	0.072729	13.63
-8	0.134	0.0631	0.071408	13.17
-6	0.390	0.0662	0.073768	11.43
-4	0.646	0.0760	0.082978	9.18
-2	0.902	0.0923	0.098886	7.13
0	1.159	0.1151	0.121304	5.39
2	1.4142	0.1446	0.150442	4.04
4	1.601	0.1693	0.174787	3.24
5	1.659	0.1787	0.184015	2.97
6	1.733	0.1912	0.196344	2.69
6.43 (pérdida)	1.590	0.1935	0.198572	2.62

Fuente: Elaboración propia, 2016

La eficiencia aerodinámica se la obtuvo de manera gráfica:

Figura N° 21. Polar de resistencia de la aeronave con Tren de Aterrizaje



Fuente: Elaboración propia (2016) utilizando el Software MatLab, 2014

En donde se observa que la eficiencia aerodinámica reduce de $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{Max \text{ sin LG}} = 10$ a $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{Max \text{ con LG}} = 9.55$ y el polar de Resistencia de la aeronave en general obtenido mediante regresión polinómica es el siguiente:

$$C_{D \text{ con LG}} = 0.072691 + 0.053486 * C_L^2 - 0.018549 C_L$$

La variación de la Fuerza de Resistencia con relación a la velocidad para el tren de aterrizaje obtenido mediante análisis CFD es la siguiente:

Tabla N° 9. Variación de la resistencia aerodinámica respecto a la velocidad para el Tren de Aterrizaje

Velocidad (m/s)	Fuerza de resistencia en NLG (N)	Fuerza de resistencia en MLG (N)	Fuerza Total de resistencia en LG (N)
2	0.0039955	0.0095374	0.0135329
3	0.0083104	0.020137	0.0284474
4	0.014336	0.0335944	0.0479304
6	0.031225	0.0706292	0.1018542
8	0.054516	0.119879	0.174395
10	0.084218	0.184195	0.268413
12	0.12031	0.26271	0.38302
14	0.16278	0.354539	0.517259
16	0.21161	0.459918	0.671528
18	0.26679	0.578829	0.845619
20	0.32831	0.711384	1.039694
22	0.39619	0.857565	1.253755
24	0.47047	1.0175	1.48797
26	0.55105	1.19126	1.74231
28	0.63802	1.37884	2.01686

Fuente: Elaboración propia, 2016

En donde mediante regresión polinómica se obtuvo:

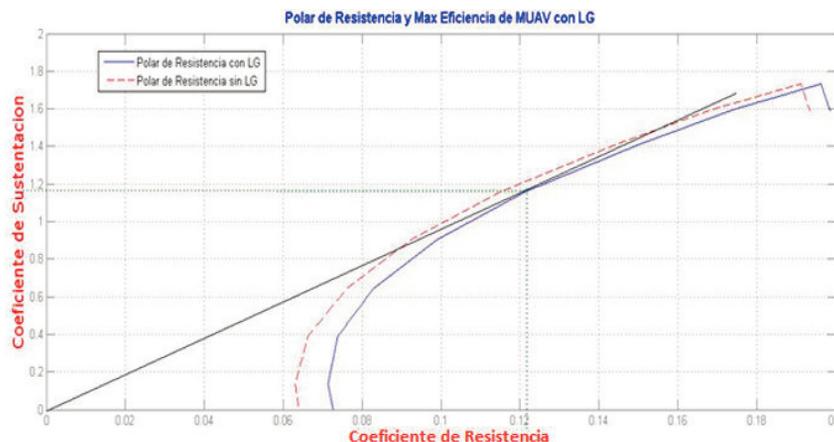
$$D_{drag-gear} = 0.0025069 * V_{crucero}^2 + 0.0018343 * V_{crucero}$$

Y la tracción necesaria incluyendo el tren de aterrizaje es:

$$T_{thrust\ need\ con\ LG} = 0.0640 * \frac{1}{2} * \rho * V_{crucero}^2 * A_w + 0.0531 * \frac{2 * W^2}{\rho * V_{crucero}^2 * A_w} - 0.015784 * W + 0.0025069 * V_{crucero}^2 + 0.0018343 * V_{crucero}$$

Realizando la gráfica se obtuvo:

Figura N° 22. Tracción disponible/necesaria de la aeronave con Tren de Aterrizaje



Fuente: Elaboración propia (2016) utilizando el Software MatLab, 2014

En donde se observa que el aumento en resistencia aerodinámica, disminuye las velocidades máximas tanto a 8.000 como a 10.000 RPM, siendo las finales aproximadamente las siguientes:

$$V_{maxima\ 8000RPM\ con\ LG} \approx 16.20\ (m/s)$$

$$V_{maxima\ 10000RPM\ con\ LG} \approx 20.22\ (m/s)$$

DISCUSIÓN

Determinación de parámetros iniciales

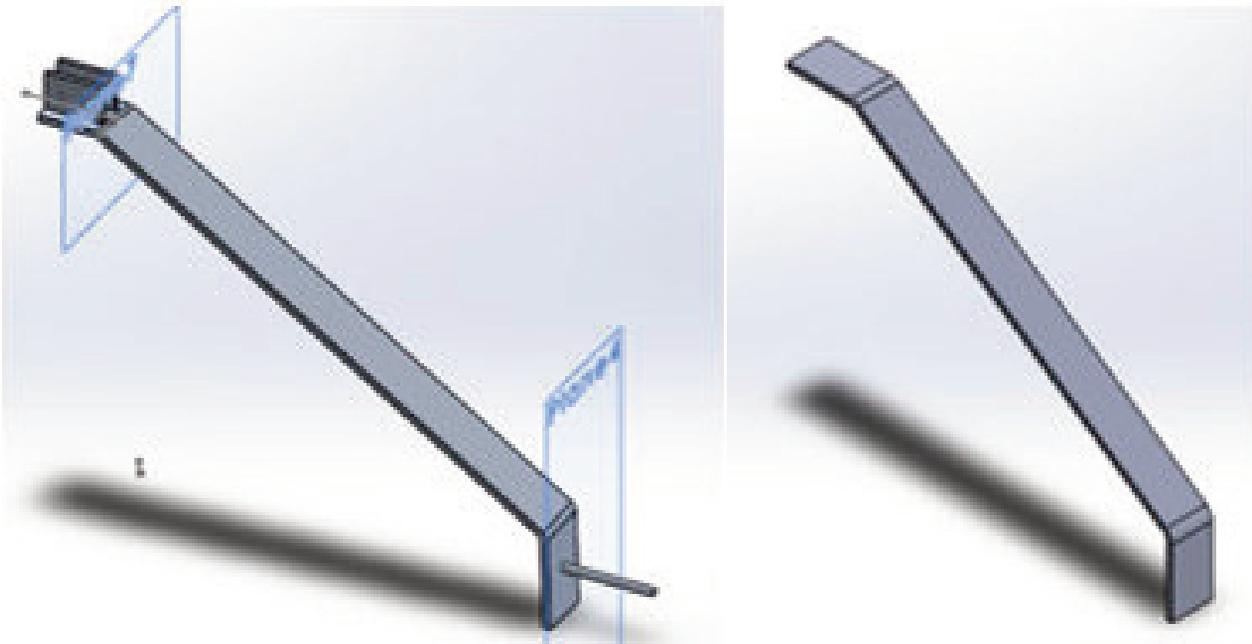
Los resultados de la posición del Tren de Aterrizaje como ser la altura, distribución longitudinal y ancho de vía fueron hallados satisfactoriamente, cumpliendo con los requisitos de diseño, además de brindar la estabilidad necesaria a la aeronave.

Pueden existir variaciones y usar este método de determinación de posición para cualquier tipo de aeronaves en un futuro.

Determinaciones estructurales del Tren de Aterrizaje

Se realizó la determinación de las ruedas de manera satisfactoria. Se hallaron las formas geométricas de los trenes de aterrizaje hallando la deflexión máxima y tomando consideraciones de espacio libre; éstas pueden variar al momento de su incorporación al fuselaje de la aeronave, sin embargo, dichas variaciones son mínimas.

Figura N° 23. Variación del brazo del Tren Principal para incorporación al fuselaje



Fuente: Elaboración propia (2016) utilizando el SolidWorks, 2014

Análisis por Elementos Finitos (FEM)

Para ambos casos se tomó como factor de seguridad mayor a 1.5, en donde se observa que ninguno de los dos casos sobrepasa la deflexión máxima, pudiendo concluir que permite a la aeronave operaciones de aterrizaje a la velocidad establecida por las FAR-23 de 7fps (2.1336 m/s) y en condiciones de aterrizaje no convencionales a velocidad máxima de 5.5 (m/s) con un factor de seguridad mayor a 1.5 en dos y tres puntos de contacto. Además se añade una masa de 0.57 kg la cual reduce la carga paga inicial.

Con este tipo de herramientas se puede observar el comportamiento de los brazos dimensionados para situaciones diferentes de aterrizaje, lo cual hace que sea una herramienta eficaz a la hora de analizar fallas y/o realizar optimizaciones en caso de ser necesario para diferentes tipos de aeronaves.

Análisis de impacto aerodinámico del Tren de Aterrizaje

Las variaciones entre los resultados hallados de forma analítica y con el uso de CFD se deben a que las aproximaciones analíticas sólo toman en cuenta el área de la rueda que está en contacto con el aire, a diferencia de CFD donde el análisis se lo realiza sobre todo el tren de aterrizaje.

Se observó una esperada disminución en la eficiencia aerodinámica de 10 a 9.55 y en las velocidades máximas de crucero a 8.000 y 10.000 RPM.

Podemos concluir también que los resultados y sus comportamientos son los esperados, pudiendo ser comparados y corroborados con reportes experimentales previos realizados, como ser de NACA "Report 485, The Drag of Airplane Wheels, Wheel Fairing and Landing Gears" [31] sobre trenes de aterrizaje fijos.

Finalmente podemos concluir que se realizó un diseño conceptual de manera eficiente, junto con su análisis de impacto aerodinámico.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] A. Carpio Taco. Diseño conceptual y análisis aerodinámico de la célula de un MUAV "Tunki". Tesis Lic. Ingeniería, Universidad Privada del Valle, 2015
- [2] Sadraey H. Mohammad. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. 1ra Edición. Wiley Aerospace Series. Pág. 479 – 544
- [3] FAA – Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Chap: 13
- [4] Parmar J., Acharya V., Challa J. Selection and Analysis of the Landing Gear for Unmanned Aerial Vehicle for SAE Aero Design Series. International Journal of Mechanical Engineering and Technology, ISSN 0976. Febrero 2015
- [5] Roskam J. Airplane Design Part IV: Layout of Landing Gear and Systems. 3ra Edición. DAR Corporation, 2000. Pag. 1 – 117
- [6] Kundu Kumar A. Aircraft Design. 1ra Edición. Cambridge University Press, 2010. Pag. 191-222.
- [7] USA-FAA. (Federal Aviation Administration) FAR Part 23. Airworthiness Standards Normal, utility, acrobatic and commuter category.
- [8] Currey Norman S. Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. 4ta Edición. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1988.
- [9] Chun-Yung Niu Michael. Airframe Structural Design. 2da Edición, Conlimit Press Ltd, 1989. Pag. 69-73 y 430-466.
- [10] Raymer D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 2da Edición American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1992. Pag. 229 – 252
- [11] Mason H, Chai S. Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design. Final Report MAD 96-09-01. Virginia Polytechnic Institute and State University.
- [12] Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. 1ra Edición Delft University Press, 1976. Pag. 341 – 362.
- [13] Pauliny J. Landing Gear Design for Single-Engine Four-Seat Aircraft. Tesis Maestría MSc. Ing. Aeroespacial, Brno University of Technology, 2014.
- [14] Anderson John D. Aircraft Performance and Design. 1ra Edición McGraw-Hill, 1999. Pag. 440-450
- [15] Gudmundsson S. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. 1ra Edición Elsevier, 2014. Pag 548 – 572.
- [16] Howe D. Aircraft Loading and Structural Layout. 1ra Edición, Professional Engineering Publishing UK, 2004. Pag. 213 – 244.
- [17] Essam A. Analysis of different Designed Landing Gears for a Light Aircraft. International Journal of Mechanical Engineering and Technology. 2013
- [18] Chiesa S. Cardile D. Rational and Affordable concepts of Landing Gear for small reentry vehicle demonstrators. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Politecnico di Torino. 2012
- [19] NAVEDTRA 12338. Aviation Structural Mechanic (H & S) 3 & 2. USA NAVY, 1993
- [20] Roskam J. Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics. 3ra Edición. DAR Corporation, 2000. Pag. 90 – 98
- [21] Roskam, Jan & Lan C.E. Airplane Aerodynamics and Performance. 3ra Edición. DAR Corporation, 1997. Pag. 137 - 198
- [22] Ansys Corporation. An Introduction to Computational Fluid Dynamics
- [23] Tu Jiyuan, Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach. 2da Edición. Elsevier 2013.
- [24] Anderson John D. Fundamentals of Aerodynamics. 3ra Edición, McGraw-Hill, 2001. Pag. 163

- [25] Carmona A. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. 10ma Edición, Paraninfo, 2009. Pag. 178.
- [26] Imaura, Hirai, Amemiya, Aerodynamic and Aeroacoustic Simulation of a Two-Wheel Landing Gear. IUTAM Symposium on Computational Aero-Acoustics for Aircraft Noise Prediction. Elsevier. 2010
- [27] Larusson, R. Aerodynamic Flow Simulation of a Rudimentary Landing Gear Using PANS and LES. Master Thesis in Solid and Fluid Mechanics, Chalmers University of Technology, 2011
- [28] Houghton, E. Aerodynamics for Engineering Students. 5ta Edición, Elsevier Ltd. 2003.
- [29] Kotwani, K. Experimental Characterization of Propulsion System for Mini Aerial Vehicle. 31st National Conference on FMFP. Jadavpur University. 2004
- [30] Saeed, M. Finite Element Analysis, Theory and Applications. 3ra Edición, Pearson Prentice Hall, 2008.
- [31] NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), Report – 485, the Drag of Airplane Wheels, Wheel Fairings and Landing Gears

FUENTES CIBERNÉTICAS

- [C1] Introduction to Aeronautical Engineering – Massive Open Online Course (MOOC), DelftU - EDX
- [C2] Introduction to Aerodynamics – Massive Open Online Course (MOOC), MIT – EDX.