

DISEÑO CONCEPTUAL - PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE  
ENTRENAMIENTO PRIMARIO TIPO HOMEBUILT, CATEGORIA NORMAL PARA  
2 TRIPULANTES

RUBEN SANTIAGO RINCON SANDOVAL

UNIVERSIDAD DEL CAUCA  
FACULTAD DE CIENCIAS NATURALES, EXACTAS Y DE LA EDUCACIÓN  
INGENIERIA FISICA  
LINEA DE INVESTIGACIÓN EN INGENIERIA AEROESPACIAL  
POPAYÁN  
2011

DISEÑO CONCEPTUAL - PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE  
ENTRENAMIENTO PRIMARIO TIPO HOMEBUILT, CATEGORIA NORMAL PARA  
2 TRIPULANTES

RUBEN SANTIAGO RINCON SANDOVAL

Trabajo de Investigación  
Presentado para Optar al Título de Ingeniero Físico

Director  
MARIO ANDRES CORDOBA GONZALEZ  
Ingeniero en Electrónica y Telecomunicaciones

Airplane Design  
Aerospace Engineering Department  
University of Kansas

UNIVERSIDAD DEL CAUCA  
FACULTAD DE CIENCIAS NATURALES, EXACTAS Y DE LA EDUCACIÓN  
INGENIERIA FISICA  
LINEA DE INVESTIGACIÓN EN INGENIERIA AEROESPACIAL  
POPAYÁN  
2011

## **AGRADECIMIENTOS**

Tal vez no me alcance la página para agradecer a tanta gente que de una u otra forma hizo posible este logro, pero lo que si se, es que tengo presentes a todos y cada uno de ellos a quienes les guardo gratitud eterna. A DIOS por permitirme disfrutar esta maravillosa etapa de mi vida en la ciudad blanca, al sacrificio enorme de mi familia para que fuera posible, a la constante exigencia de mi mamá para que buscara siempre los mejores resultados, al apoyo permanente de mi papá y mi hermano, al *master* Echeverri por dejarme ver materias sin el prerrequisito jeje.. a mi director Mario Córdoba por el constante apoyo en esta larga y difícil tarea, a toda la gente que me apoyó y acompañó en este proceso, a todos INFINITAS GRACIAS y un especial agradecimiento al próximo Ingeniero Físico Diego Gallego por brindarme su oportunísima ayuda en la engorrosa parte final para optar por mi título.

**Que DIOS los bendiga a todos y GRATITUD ETERNA.**

**RUBEN SANTIAGO RINCON SANDOVAL  
ING. FISICO  
UNIVERSIDAD DEL CAUCA**

CONTENIDO	PAG
1. RESUMEN	1
2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	2
3. JUSTIFICACIÓN	2
4. OBJETIVOS	2
4.1 GENERAL	2
4.2 ESPECIFICOS	3
5. MARCO REFERENCIAL	3
5.1 El Avión	3
5.1.1 Clasificación de las aeronaves	4
5.1.1.1 Categoría Normal	4
5.1.1.2 Categoría Utilitaria	4
5.1.2.3 Categoría Acrobática	4
5.1.1.4 Categoría Commuter	5
5.1.2 Aeronave de entrenamiento primario	5
5.2 PRINCIPALES COMPONENTES DE UNA AERONAVE.	5
5.2.1 Alas	5
5.2.2 Fuselaje	7
5.2.2.1 Posición de las alas respecto al fuselaje	7
5.2.3 Superficies de Control Aerodinámico	8
5.2.3.1 Superficies Estabilizadoras	8
5.2.3.1.1 Estabilizador Horizontal	8
5.2.3.1.2 Estabilizador Vertical	8
5.2.4 Planta Motriz	9
5.2.5 Tren de Aterrizaje	9
5.2.5.1 Clasificación	10
5.2.5.2 Disposición	10
5.2.5.3 Ubicación del tren de aterrizaje	11
5.2.6 Instrumentos de Vuelo	11
5.2.6.1 Indicador de Actitud	12
5.2.6.2 Indicador de Velocidad Aerodinámica	12
5.2.6.3 Indicador de Rumbo	13
5.2.6.4 Indicador de Velocidad Vertical	13
5.2.6.5 Altímetro	13
5.2.6.6 Coordinador de Giro e Inclinómetro	14
5.2.6.7 Indicador de Potencia	14
5.3 Términos Usados	14
5.3.1 COEFICIENTES AERODINAMICOS	14
5.3.1.1 Coeficiente de Sustentación	14
5.3.1.2 Velocidad de Pérdida	15
5.3.1.3 Coeficiente de Arrastre	15
5.3.2 Power Loading	15
5.3.3 Wing Loading	16
5.3.4 Dimensionamiento de la Aeronave	16
5.3.5 Área Alar	16
5.3.6 Envergadura	16

5.3.7 Relación de Aspecto	16	
5.3.8 Selección del Motor	17	
6. Avances en las aeronaves de entrenamiento primario	17	
6.1 Cessna 172		
6.1.1 Evolución	18	
6.1.2 Operadores Militares	18	
6.2 Cessna 172RG	18	
6.3 Reims FR172J y Hawk XP	19	
6.3.1 Características generals	19	
6.3.2 Rendimiento	19	
6.4 Cessna 175	19	
6.4.1 Diseño	20	
6.4.2 Características generales	20	
6.4.3 Rendimiento	21	
6.5 Piper PA-28	21	
6.5.1 Historia	21	
6.5.2 Características Técnicas	23	
7. Diseño Metodológico Preliminar	23	
7.1 Localización	23	
7.2 Lista de Recursos	23	
8. METODOLOGIA DE TRABAJO	23	
8.1 Diseño Conceptual	24	
8.2 Diseño Preliminar	25	
8.3 Diseño Detallado	25	
9. RESULTADOS	26	
9.1 ESTIMACION DE PESOS	26	
9.1.1 Take Off Gross Weight ó Peso Al Despegue ( $W_{TO}$ )	26	
9.1.2 Determinación del peso de la carga paga ( $W_{PL}$ )	26	
9.1.3 Determinación del peso del combustible ( $W_f$ )	26	
9.2 SELECCIÓN DEL MOTOR y DIMENSIONAMIENTO DE LA HELICE	28	
9.3 ESTIMACION DEL CENTRO DE GRAVEDAD	29	
9.4 DIMENSIONAMIENTO DE LA PLANTA ALAR y WINGTIPS	30	
9.5 DIMENSIONAMIENTO DE LAS COLAS	32	
9.5.1 Dimensionamiento de la Cola Horizontal	32	9.5.2
Dimensionamiento de la Cola Vertical	34	
9.6 POSICIONAMIENTO DE LAS ALAS RESPECTO AL FUSELAJE	36	
9.6.1 Ala alta	36	
9.6.2 Ala media	36	
9.6.3 Ala baja	36	
9.6.4 Selección de la ubicación de la planta alar respecto al fuselaje	36	
9.6.5 Selección del Angulo diedro	37	
9.7 Distancia vertical entre las alas y la cola horizontal	37	

9.8 ESPACIO REQUERIDO EN LA CABINA Y DISPOSICIÓN DE LOS TRIPULANTES	38
9.9 DIMENSIONAMIENTO DEL FUSELAJE	38
9.10 DISEÑO DE LAS PUERTAS	39
9.11 DIMENSIONAMIENTO DE LA ALETA DORSAL Ó <i>DORSAL FIN</i>	39
9.12 DISEÑO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL	39
9.12.1 Alerones	39
9.12.2 Elevadores	40
9.12.3 Rudder	40
9.13 TREN DE ATERRIZAJE	41
9.14 ANALISIS FISICO-MATEMATICO DEL PERFORMANCE DEL AVION	45
9.14.1 Estudios de sensibilidad y factores de Crecimiento	45
9.14.2 Estimación de <i>Drag Polars</i>	45
9.14.3 Razón de ascenso ó <i>Rate of Climb</i>	48
9.14.4 Estimación de la velocidad de crucero ( $V_{cr}$ )	49
9.14.5 Velocidad minima para máximo <i>endurance</i>	49
9.14.6 Potencia minima requerida	51
9.15 SELECCIÓN DEL PERFIL	52
9.16 DIMENSIONAMIENTO DE LOS <i>FLAPS</i>	53
9.17 VELOCIDAD DE PÉRDIDA	53
9.17.1 $V_{stall}$ en configuración limpia (sin <i>flaps</i> )	53
9.17.2 $V_{stall}$ con <i>full flaps</i>	53
9.18 DISTANCIA NECESARIA PARA EL DESPEGUE	54
9.19 DISTANCIA NECESARIA PARA EL ATERRIZAJE	54
10. CONCLUSIONES	55
11. BIBLIOGRAFÍA	56
12. IMAGENES	57

## 1. RESUMEN

Este proyecto, tiene como objetivo principal el desarrollo del diseño conceptual y preliminar de una aeronave de entrenamiento primario para dos pasajeros tipo homebuilt, para conseguirlo, se comenzara por hacer una amplia revisión bibliográfica sobre diseño de aeronaves, aerodinámica y performance o desempeño de las aeronaves.

A grandes rasgos, el diseño conceptual es la etapa en la que se imagina la nueva aeronave y se hace un bosquejo, generalmente a mano alzada de la configuración de la misma tratando de cumplir los requerimientos de diseño como el propósito, es decir, si es de transporte de pasajeros o de combate, el numero de tripulantes y ocupantes de la aeronave, la distancia necesaria para el despegue y aterrizaje, la velocidad máxima durante la misión, la altitud de vuelo, el endurance o tiempo de vuelo durante la misión, el rango o distancia que debe cubrir la aeronave, el consumo de combustible, la capacidad de transporte de carga y demás factores que afectan la forma y disposición de las partes de la nueva aeronave. En el diseño preliminar, este primer bosquejo es sometido a cálculos y refinamientos como la escogencia de la forma y disposición de las alas, del tren de aterrizaje, se define la forma y el tamaño de las superficies de control, la cola y demás componentes que definen el comportamiento del avión durante la misión. En esta etapa se usan datos históricos de aeronaves ya existentes que cumplen la misma misión, con ellos se puede hacer una muy buena aproximación a la configuración de la nueva aeronave. Se usan también algunos programas de computadora que permiten usar los datos históricos para obtener resultados aplicados al diseño. Con estas dos etapas terminadas, queda la fase de diseño detallado que es en donde se especifican cada una de las partes que conforman la aeronave, especialmente las mas pequeñas como pernos, cables eléctricos, en fin, partes que no afectan la forma exterior, pero que si influyen en el desempeño de la aeronave, es decir, finalizada esta etapa la aeronave está lista para ser construida.

## 2. INTRODUCCION

La historia de la aviación se remonta al día en el que el hombre prehistórico se paró a observar el vuelo de los pájaros y de otros animales voladores. El deseo de volar está presente en la humanidad desde hace siglos, y a lo largo de la historia del ser humano hay constancia de intentos de volar que han acabado mal. Algunos intentaron volar imitando a los pájaros, usando un par de alas elaboradas con un esqueleto de madera y plumas, que colocaban en los brazos y las balanceaban sin llegar a lograr el resultado esperado.

Muchas personas decían que volar era algo imposible para las capacidades de un ser humano. Pero aún así, el deseo existía, y varias civilizaciones contaban historias de personas dotadas de poderes divinos, que podían volar.

La historia moderna de la aviación es compleja. Durante siglos se dieron tímidos intentos por alzar el vuelo, fracasando la mayor parte de ellos, pero ya desde el siglo XVIII el ser humano comenzó a experimentar con globos aerostáticos que lograban elevarse en el aire, pero tenían el inconveniente de no poder ser controlados. Ese problema se superó ya en el siglo XIX con la construcción de los primeros dirigibles, que sí permitían su control. A principios de ese mismo siglo, muchos investigaron el vuelo con planeadores, máquinas capaces de sustentar el vuelo controlado durante algún tiempo, y también se comenzaron a construir los primeros aeroplanos equipados con motor, pero que, incluso siendo impulsados por ayudas externas, apenas lograban despegar y recorrer unos metros. No fue hasta principios del siglo XX cuando se produjeron los primeros vuelos con éxito. El 17 de diciembre de 1903 los hermanos Wright se convirtieron en los primeros en realizar un vuelo en un avión controlado, no obstante algunos afirman que ese honor le corresponde a Alberto Santos Dumont, que realizó su vuelo el 13 de septiembre de 1906.

A partir de entonces, las mejoras se fueron sucediendo, y cada vez se lograban mejoras sustanciales que ayudaron a desarrollar la aviación hasta tal y como la conocemos en la actualidad. *Los diseñadores de aviones se siguen esforzando en mejorar continuamente las capacidades y características de estos, tales como su autonomía, velocidad, capacidad de carga, facilidad de maniobra y la seguridad, entre otros detalles.* Las aeronaves han pasado a ser construidas de materiales cada vez menos densos y más resistentes. Anteriormente se hacían de madera, en la actualidad la gran mayoría de aeronaves emplea aluminio y materiales compuestos como principales materias primas en su producción. Recientemente, los computadores y la electrónica en general, han contribuido mucho en el desarrollo de nuevas aeronaves.

En este orden de ideas, se entiende por aviación el desplazamiento controlado, a través del aire, de aparatos que usan para desarrollar su vuelo la fuerza sustentadora de superficies fijas o móviles, impulsados por sus propios motores, como aviones y helicópteros, o sin motor, como los planeadores.



### 3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Existen diferentes aeronaves de entrenamiento primario en el mercado, cada una con características muy particulares, unas mas o menos maniobrables que las demás, pero mas o menos eficientes que otras aerodinámicamente hablando, otras con buenas características aerodinámicas y bajo consumo de combustible, pero con partes mas costosas y difíciles de construir que otras en cuanto a formas y a materiales requeridos, existen otras mas económicas pero mas pesadas y con menos eficiencia aerodinámica.

En Colombia, así como en otros lugares del mundo se ofrecen diferentes tipos de aeronaves de entrenamiento primario, la mayoría a muy alto costo. De lo anterior surge una pregunta: *¿Cómo optimizar los parámetros fundamentales del diseño y construcción de una aeronave tales como su autonomía, velocidad, capacidad de carga, facilidad de maniobra o la seguridad, entre otros detalles, cuyo propósito sea el entrenamiento de nuevos pilotos?* La respuesta se determinará en el desarrollo del presente proyecto.

## **JUSTIFICACION**

El presente proyecto busca aplicar conceptos fisicomatemáticos al diseño de una aeronave de entrenamiento primario y encontrar en la aerodinámica y el diseño de aeronaves una línea de desarrollo profesional, que permita adquirir conocimiento y experiencia que sean útiles al grupo de investigación en ingeniería aeroespacial de la universidad del Cauca, al cual pertenezco. De igual forma se pretende de manera ambiciosa la minimización de costos y máximo desempeño del diseño de una aeronave de este tipo.

Así que en este proyecto, se pretende encontrar un diseño que mantenga el equilibrio entre consumo de combustible, eficiencia aerodinámica, maniobrabilidad, estabilidad y demás factores que afectan el desempeño de la aeronave durante la misión.

## **4. OBJETIVOS**

### **a. GENERAL**

Diseñar una aeronave de entrenamiento primario para nuevos pilotos según requerimientos técnicos de diseño basados en las normas FAR (Federal Aviation Regulation) de la FAA (Federal Aviation Administración).

La Administración Federal de Aviación (FAA) es un organismo del Departamento de Transporte los Estados Unidos con autoridad para regular y supervisar todos los aspectos de la aviación civil en los EE.UU. La Ley Federal de Aviación de 1958 creó el grupo bajo el nombre de "Agencia Federal de Aviación", y adoptó su nombre actual en 1967, cuando se convirtió en una parte del Departamento de Transporte los Estados Unidos.

El Reglamento Federal de Aviación, o FAR por su sigla en inglés, es el conjunto de normas prescritas por la Administración Federal de Aviación (FAA), que rige todas las actividades de aviación en los Estados Unidos. Las FAR son parte del Título 14 del Código de Reglamentos Federales (CFR). Una amplia variedad de actividades están reguladas tales como el diseño de aeronaves, vuelos típicos de las aerolíneas, actividades de entrenamiento de pilotos, etc.

Las normas están destinadas a promover la seguridad en la aviación, la protección de los pilotos, los pasajeros y el público en general de un riesgo innecesario. También están destinadas a proteger la seguridad nacional de los Estados Unidos, especialmente por los ataques del 11 de septiembre de 2001.

### **b. OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Diseño aerodinámico de una aeronave de entrenamiento primario.
- Análisis y selección de la planta motriz.

- Diseño y análisis del rendimiento de una aeronave de entrenamiento primario.
- Diseño y análisis de la dinámica de vuelo de una aeronave de entrenamiento primario.

## 5. MARCO REFERENCIAL

### 5.1 AVIÓN

Avión (del francés *avión*, y éste como forma aumentativa del latín *avis*, *ave*), también denominado aeroplano, es un aerodino de ala fija, o aeronave más pesada que el aire, provisto de alas y un cuerpo de carga capaz de volar, propulsado siempre por uno o más motores. Los aeroplanos incluyen a los monoplanos, biplanos y triplanos.

Según la definición de la OACI (La Organización de Aviación Civil Internacional) es un *Artefacto propulsado por motor, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.*

En el caso de no tener motor se trataría de un planeador y en el caso de los que superan la velocidad del sonido se denominan aviones supersónicos.

Los aviones pueden clasificarse por su uso como aviones civiles (que pueden ser de carga, transporte de pasajeros, *entrenamiento*, sanitarios, contra incendios, etc.) y aviones militares (carga, transporte de tropas, cazas, bombarderos, de reconocimiento o espías, de reabastecimiento en vuelo, etc.).

También pueden clasificarse en función de su planta de potencia; aviones propulsados por motores a pistón, motores a reacción (turbojet, turbofán y turbohélice) ó propulsores (cohetes).

Su principio de funcionamiento se basa en la fuerza aerodinámica que actúa sobre las alas, haciendo que la misma produzca una sustentación. Esta se origina en la diferencia de presiones entre la parte superior e inferior del ala, producida por su forma especial.

En este orden de ideas, una aeronave es cualquier artilugio con capacidad para despegar, aterrizar y navegar por la atmósfera, siendo éste capaz de transportar personas, animales o cosas. Según la OACI, una aeronave es *Toda máquina que puede desplazarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.* Los aerodinos son aeronaves más pesadas que el aire, y son las únicas capaces de generar sustentación. Dicho de otra manera: sólo una aeronave más pesada que el aire es capaz de generar sustentación -un aerodino.

#### 5.1.1 CLASIFICACION DE LAS AERONAVES

##### 5.1.1.1 Categoría Normal

La categoría normal se limita a los aviones que tienen una configuración de asientos, con exclusión de los puestos piloto, de nueve o menos, un peso máximo certificado de despegue

de 12.500 libras o menos, y destinados a operaciones no acrobáticas. Las operaciones no acrobáticas incluyen:

- (1) maniobra normal de vuelo;
- (2) perdidas (con excepción de perdidas inducidas), y
- (3) giros empinados, en los que el ángulo de banqueo no es más de 60 grados.

#### **5.1.1.2 Categoría Utilitaria**

Esta categoría se limita a los aviones que tienen una configuración de asientos, con exclusión del puesto del piloto, de nueve o menos, un peso máximo certificado de despegue de 12.500 libras o menos, y destinados a operaciones acrobáticas limitadas. Los Aviones certificados en la categoría de servicios públicos pueden ser utilizados en cualquiera de las acciones contempladas en la categoría normal y en un número limitado de operaciones acrobáticas.

#### **5.1.1.3 Categoría Acrobática**

Esta categoría está limitada a los aviones que tienen una configuración de asientos, con exclusión del puesto del piloto, de nueve o menos, un peso máximo certificado de despegue de 12.500 libras o menos, y destinados para su utilización sin restricciones, con excepción de aquellos que sea necesario resultados de pruebas de vuelo.

#### **5.1.1.4 Categoría Commuter**

Esta categoría se limita a aviones multimotor impulsados con propela que tienen una configuración de asientos, con exclusión del puestos del piloto, de 19 o menos, y un peso máximo certificado de despegue de 19.000 libras o menos.

### **5.1.2 AERONAVE DE ENTRENAMIENTO PRIMARIO**

Los aviones de Formación de pilotos se utilizan para que los jóvenes del Ejército, Fuerza Aérea, Armada, Marina y los oficiales de vuelo a través de programas de capacitación sean aviadores civiles ó militares entrenados para volar en sus respectivos servicios.

Normalmente, los pilotos civiles son entrenados en una avioneta, con 2 o más asientos para los estudiantes e instructor. La aeronave puede ser modificada para soportar las condiciones de vuelo impuestas por los vuelos de entrenamiento. Algunas fuerzas aéreas contratan actividades de formación con empresas privadas para capacitar a los oficiales militares que utilizando aeronaves provistas y mantenidas por una empresa privada. Algunas fuerzas aéreas más grandes ponen a disposición de los lugares en sus propios cursos para formar a los pilotos de las fuerzas aéreas de las naciones en desarrollo como una forma de ayuda militar.

Una aeronave de entrenamiento está diseñada para el progreso del Nivel de Formación Básica (BQT) de las tripulaciones y la formación continua (CT) de las mismas.

## 5.2 PRINCIPALES COMPONENTES DE UNA AERONAVE.

### 5.2.1 Alas

El ala es una superficie aerodinámica que le brinda sustentación al avión debido al efecto aerodinámico, provocado por la curvatura de la parte superior del ala (extradós) que hace que el aire que fluye por encima de esta se acelere y por lo tanto baje su presión (creando un efecto de succión), mientras que el aire que circula por debajo del ala (que en la mayoría de los casos es plana o con una curvatura menor y a la cual llamaremos intradós) mantiene la misma velocidad y presión del aire relativo, pero al mismo tiempo aumenta la sustentación ya que cuando este golpea la parte inferior del ala la impulsa hacia arriba manteniendo sustentado en el aire al avión y contrarrestando la acción de la gravedad. En determinadas partes de un vuelo la forma del ala puede variar debido al uso de las *superficies de control* que se encuentran en las alas: *los flaps*, *los alerones*, *los spoilers* y *los slats*. Todas ellas son partes móviles que provocan distintos efectos en el curso del vuelo.

*Los flaps* son dispositivos hipersustentadores que se encuentran ubicados en el borde de salida del ala, cuando están retraídos forman un solo cuerpo con el ala, los flaps son utilizados en ciertas maniobras (comúnmente el despegue y el aterrizaje), en las cuales se extienden hacia atrás y abajo del ala a un determinado ángulo, curvándola así aún más. Esto provoca una reacción en la aerodinámica del ala que genera más sustentación, al hacer que el flujo laminar recorra más distancia desde el borde de ataque al borde de salida, y previene al mismo tiempo un desprendimiento prematuro de este, proveyendo así de más sustentación a bajas velocidades y altos ángulos de ataque, al mismo tiempo los flaps generan más resistencia en la superficie alar, por lo que es necesario contrarrestarla, ya sea aplicando más potencia a los motores o picando la nariz del avión.

*Los slats*, al igual que los flaps, son dispositivos hipersustentadores, la diferencia está en que los slats se encuentran ubicados en el borde de ataque, y cuando son extendidos aumentan aún más la curvatura del ala, generando aún más sustentación.

*Los alerones* son superficies móviles que se encuentran en las puntas de las alas y sobre el borde de salida de estas. Son los encargados de provocar el desplazamiento del avión sobre su eje longitudinal al crear una descompensación aerodinámica de las alas, que es la que permite al avión girar, ya que cuando giramos el timón hacia la izquierda el alerón derecho baja, creando más sustentación en el ala derecha, y el alerón izquierdo sube, desprendiendo artificialmente el flujo laminar del ala izquierda y provocando una pérdida de sustentación en esta; lo inverso ocurre cuando giramos el timón hacia la derecha.

*Los spoilers* son superficies móviles unidas a la parte superior del ala, su función es reducir la sustentación generada por el ala; cuando son extendidos, separan prematuramente el flujo de aire que recorre el extradós provocando que el ala entre en pérdida, una pérdida controlada podríamos decir. La diferencia entre *los spoilers* y *los "Airbrakes"* (frenos de aire) es que estos últimos disminuyen la velocidad del avión al generar mayor resistencia pero sin afectar la sustentación, los spoilers en cambio afectan la sustentación, por lo cual se debe de aumentar el ángulo de ataque del avión, lo cual generará mayor resistencia y por lo tanto una pérdida de velocidad. Los spoilers no deben de ser usados en condiciones de

vuelo adversas tales como turbulencia, vientos cruzados, otro tipo de fenómenos atmosféricos y un estado del tiempo crítico, ya que podrían afectar la seguridad del vuelo.

En las alas también se encuentran los tanques de combustible. La razón por la cual están ubicados allí es que sirven de contrapesos cuando las alas comienzan a generar sustentación, sin estos contrapesos y en un avión cargado, las alas podrían desprenderse fácilmente durante el despegue. También en la mayoría de los aviones comerciales, el tren de aterrizaje principal se encuentra empotrado en el ala, así como también los soportes de los motores.

## 5.2.2 Fuselaje

El fuselaje es la parte principal de un avión; en su interior se sitúan la cabina de mando, la cabina de pasajeros y las bodegas de carga, además de diversos sistemas y equipos que sirven para dirigir el avión. También, sirve como estructura central a la cual se acoplan las demás partes del avión, como las alas, el grupo motopropulsor o el tren de aterrizaje.

Su forma obedece a una solución de compromiso entre una geometría suave con poca resistencia aerodinámica y ciertas *necesidades de volumen o capacidad para poder cumplir con sus objetivos*. En un avión comercial, gran parte del volumen está dedicado a la cabina de pasajeros, cuya disposición depende de diversos factores como la duración del vuelo, los servicios a bordo, los accesos al avión, las salidas de emergencia, tripulación auxiliar, etc.

La *mercancía o carga* se suele transportar en las *bodegas* de los aviones de transporte de personas, situadas debajo de la cabina de pasajeros y en la cola del avión; en aviones exclusivamente cargueros, que pueden haber sido construidos expresamente para este fin o ser aviones de pasajeros dados de baja y adaptados para el transporte de cargas. También existen versiones *combi* en la que parte de la cabina de pasajeros se separa mediante un mamparo y se dedica al transporte de carga. Además existen aviones con cabina *en diáfano* que permiten un buen transporte y manejo de la carga, además de ser fácilmente adaptable a cualquier otro tipo de misiones.

Algunos aviones poseen rampas de acceso o aperturas por el morro o por la parte posterior para la carga y descarga de mercancías voluminosas, por ejemplo, el Airbus Beluga.

El fuselaje debe disponer de un número determinado de salidas de forma que se cumplan las normativas internacionales de evacuación ante una emergencia. Esto incluye la instalación en algunos aviones de rampas, toboganes hinchables, etc. Además, el fuselaje debe disponer de una serie de registros y accesos que permitan la inspección y revisión del avión además de los servicios de abastecimiento en tierra.

### 5.2.2.1 Posición de las alas respecto al fuselaje

Con alas bajas respecto al fuselaje, el centro de gravedad del avión se sitúa por encima del centro de presiones de las alas con lo que el resultado es un par que ayuda en el giro del avión. Así un ala baja tiene una reacción inmediata y rápida ante los giros resultando un poco difícil su manejo por alguien que se está iniciando. En el caso de un ala alta el centro

de gravedad está por debajo del centro de presiones de las alas formándose un par que tiende a oponerse cuando se realiza un giro. El resultado es que el avión gira más despacio permitiendo un mejor manejo, sin reacciones tan rápidas. Además este par tiende a estabilizar y llevar el avión a una posición de equilibrio (de vuelo horizontal) por si solo.

### **5.2.3 Superficies de Control Aerodinámico**

Son todas aquellas partes móviles del avión que al ser utilizadas cambiándolas de posición, provocarán un efecto aerodinámico que alterara el curso del vuelo y tendrán la seguridad de un control correcto de la aeronave.

#### **5.2.3.1 Superficies Estabilizadoras**

Las superficies estabilizadoras son elementos, generalmente situados en la parte trasera del avión, que permiten su control y aseguran la estabilidad y confort del vuelo.

##### **5.2.3.1.1 Estabilizador Horizontal**

El *estabilizador horizontal* es semejante a un ala pequeña que se sitúa en la cola del avión. Existen casos, especialmente en aviones militares y rara vez en los civiles, en los que la superficie horizontal se halla situada por delante del ala; en estos casos se dice que está en disposición *canard*. Se divide en una parte fija delantera, denominada plano fijo horizontal, y una parte móvil detrás, denominada timón de profundidad.

##### **5.2.3.1.2 Estabilizador Vertical**

El *estabilizador vertical* está situado en la cola del avión y, de la misma forma que el estabilizador horizontal, se divide en deriva y timón de dirección. Existen diversas configuraciones de colas de avión con diferentes posiciones de los estabilizadores. La posición de *cola baja* es la más común en aviones de transporte civil dotados de turbofans bajo el ala, mientras que si están adosados al fuselaje en su parte trasera se suele adoptar una *configuración en T*. La disposición *cruciforme* es habitual en aviones turbohélice, especialmente en los clásicos. La configuración de *doble estabilizador vertical* se suele utilizar en aviones desmesuradamente grandes, como el Airbus Beluga, en aviación embarcada en portaaviones o en aviones de superioridad aérea; en general, se utiliza en casos donde la superficie vertical necesaria es muy grande o la altura total está limitada. Existe una segunda versión *en cuchilla* poco usada por necesitar dos pseudofuselajes. Algunos entrenadores militares usan una disposición *en V*, con dos superficies estabilizadoras que son a la vez estabilizadores horizontales y verticales.

#### **5.2.4 Planta Motriz**

Son los motores que tiene el avión para obtener la propulsión que requiere para seguir un curso frontal, contrarrestando el efecto del viento en contra, el cual opone resistencia y lo empujaría hacia atrás. Estos motores son previamente analizados por la constructora y después instalados en el avión si cumplen con los requerimientos del avión en cuanto a potencia, (es decir, tras las pruebas de potencia, contención de materiales en caso de

explosión, ...; el constructor del motor, se lo manda a la constructora de aeronaves, la cual, suele probarlo en un avión similar al que se va a construir, y, si todo marcha conforme a lo establecido, se montan en el avión, para completar así, una etapa más de su construcción) uso de combustible, costo de operación y mantenimiento, resistencia, calidad, autonomía, etc.; todo esto brinda características y un gran apoyo para llevar a cabo la misión que le corresponde a cada tipo de aeronave de una manera eficiente.

### **5.2.5 Tren de Aterrizaje**

Los trenes de aterrizaje son unos dispositivos móviles y almacenables de la aeronave útiles para evitar que la parte inferior tenga contacto con la superficie terrestre, evitando severos daños en la estructura y ayudando a la aeronave a tener movilidad en tierra y poder desplazarse en ella.

Existen varios tipos de trenes de aterrizaje, pero el más usado en la actualidad es el de triciclo, es decir, 3 trenes, uno en la parte delantera y 2 en las alas y parte de compartimientos dentro del ala y del fuselaje protegidos por las tapas de los mismos que pasan a formar parte de la aeronave, ya que si los trenes permanecieran en posición vertical le restarían aerodinamicidad al avión, reduciendo el alcance y la velocidad, provocando un mayor uso de combustible. No todos los aviones tienen la capacidad de retraer sus trenes, lo que provoca el resultado anteriormente mencionado.

Durante el aterrizaje, el tren debe absorber la energía cinética producida por el impacto. La cubierta es el primer elemento que absorbe tal impacto, pero no es suficiente; así el tren de aterrizaje debe poseer un sistema de amortiguación para poder disminuir el impacto. La velocidad de descenso de un avión en el aterrizaje, en el momento de impacto con el suelo, es decisiva para la absorción de trabajo de los amortiguadores. La expresión *energía de descenso* se emplea frecuentemente y es la energía cinética arbitrariamente asociada con la velocidad vertical. El sistema debe absorber la energía cinética, equivalente a la caída libre del peso del avión desde 80 cm. de altura.

#### **5.2.5.1 Clasificación**

Los trenes de aterrizaje de los aviones pueden ser clasificados en:

1. Trenes fijos.
2. Trenes retráctiles.

Los trenes fijos son los que, durante el vuelo se encuentran permanentemente expuestos a la corriente de aire. Se usan solamente en aviones pequeños, de baja velocidad donde el aumento de peso por agregado de un sistema de retracción influirá desfavorablemente sobre el peso total y la ganancia en velocidad no mejoraría mucho el desempeño.

#### **5.2.5.2 Disposición**

Existen dos disposiciones de tren de aterrizaje a saber:

1. Tren Convencional



## 2. Tren Triciclo

A su vez existen variantes a los dos anteriores que puede ser denominado como tren multiciclo o biciclo.

*El tren convencional* está constituido por dos montantes de aterrizaje debajo del ala o del fuselaje a la altura del ala y una rueda o patín de cola.

Este tipo de tren de aterrizaje posee varios inconvenientes que son:

1. No permite buena visibilidad del piloto.
2. Para despegar el empenaje o cola tiene que producir una cierta sustentación para que el avión quede en posición horizontal o sea la rueda de cola en el aire.
3. Cuando el avión aterriza se corre el riesgo de que un mal frenado pueda hacer capotar, o darse vuelta, al avión. Entonces cuando aterriza lo hace en dos puntos o sea que tocan los dos montantes delanteros.

El sistema de dirección se realiza por medio del patín de cola comandado por cables o también se puede lograr el cambio de dirección aplicando el freno en uno de los montantes principales y dándole potencia en el caso del bimotor al motor opuesto que se aplicó el freno.

*El tren triciclo* está constituido por dos montantes principales debajo del ala o del fuselaje y un montante en el frontal del avión, que posee un dispositivo de dirección.

En realidad todos los aviones son triciclos, pero esta denominación se ha generalizado para los que llevan la tercera rueda en la proa o nariz.

El tren triciclo tiene la misma misión que el tren convencional, pero, simplifica la técnica del aterrizaje y permite posar el avión en tierra en posición horizontal, eliminando el peligro del capotaje, aún cuando se apliquen los frenos durante el aterrizaje.

La estabilidad que proporciona el tren triciclo en el aterrizaje con viento de cola o viento cruzado, gracias a la posición del centro de gravedad, delante de las ruedas principales, y el recorrido en línea recta en el aterrizaje y despegue, son las ventajas más importantes. Esta condición es de especial importancia para los aviones que deben aterrizar en pistas pequeñas, con viento de costado.

### **5.2.5.3 Ubicación del tren de aterrizaje**

La ubicación del tren de aterrizaje con respecto al centro de gravedad es importante, ya que de ella depende que un avión obtenga malas o buenas condiciones de despegue o aterrizaje.

En un tren común con rueda de cola (convencional), el centro de gravedad, debe encontrarse detrás de las ruedas principales, mientras que en un tren triciclo en el cual la tercera rueda se encuentra en la proa, debe estar situado ligeramente delante de las ruedas principales.

Los triciclos con rueda delantera poco cargada llevan traseras situadas a poca distancia del centro de gravedad. Un 90% de la carga descansa sobre el tren principal y solo un 10% sobre la rueda de proa.

Las ruedas de proa más cargadas permiten un frenado más eficaz y proporcionan una mayor estabilidad direccional en el aterrizaje.

### **5.2.6 Instrumentos de Vuelo**

Son dispositivos electrónicos desarrollados con la aviónica que permiten al piloto tener conocimiento del estado general de las partes del avión durante el vuelo, las condiciones meteorológicas, el curso programado del vuelo y diversos sistemas que controlarán las superficies de control para dirigir y mantener un vuelo correcto y seguro. Entre ellos: el horizonte artificial, el radar, el GPS, el piloto automático, los controles de motores, los aceleradores, la palanca y los pedales de dirección, tubo pitot, luces en general y los conmutadores de arranque.

Así, los instrumentos de control de un avión, son una serie de indicadores, mediante los cuales el piloto mantiene control seguro de la aeronave en caso de no contar con referencia visual exterior (Vuelo Visual), y así poder desarrollar con ellos un Vuelo por Instrumentos.

Ellos son:

#### **5.2.6.1 Indicador de Actitud**

El *indicador de actitud u horizonte artificial*, muestra la actitud (attitude en inglés) ó relación del eje longitudinal del avión con respecto al horizonte natural, es decir: si está girado, si está con el morro levantado, bajado o ambas cosas. Sirve de gran ayuda en condiciones que la visibilidad es poca o nula, con el indicador de actitud se puede saber si se va recto y nivelado. El indicador de actitud, está compuesto por una figurita que tiene forma de avión, si esa figurita está girada, el avión está girando, si se ve levantada hacia arriba, el avión estará realizando un ascenso y si está abajo, está descendiendo.

En el indicador de actitud, también se encuentra marcado el suelo y debajo de él hay 4 rayas negras, cada una de ellas disminuye 5 grados (la raya del suelo es el punto 0), si la figurita del avión está en la segunda raya, el avión está descendiendo 10 grados. En la parte superior del indicador de actitud está marcado el cielo, y arriba otras 4 rayitas que cada una de ellas aumenta 5 grados.

En la parte superior del indicador de actitud hay un puntero naranja que se encuentra centrado cuando no hay banqueo y por lo tanto está recto, en su alrededor hay 4 rayas blancas que nos indican el ángulo de banqueo del avión, la primera, partiendo del puntero, es de 10 grados de banqueo, la segunda de 20, la tercera de 30 y más abajo viene la cuarta que es de 60 grados, finalmente hay otra de 90 grados (el suelo).

#### **5.2.6.2 Indicador de Velocidad Aerodinámica**

El *indicador de velocidad aerodinámica o anemómetro*, mide la velocidad del avión expresada en nudos, con respecto al aire que se mueve alrededor. El indicador de velocidad aerodinámica contiene arcos coloreados en los extremos mezclados con los números que nos indican lo siguiente:

- Arco blanco: desde **V<sub>so</sub>** hasta **V<sub>fe</sub>**. Este arco blanco está en las velocidades bajas o lentas del avión, indica las velocidades a las que se puede operar con los flaps y las velocidades máximas a que se puede, si se tienen los flaps extendidos y pasas del arco blanco, se podrían dañar los flaps.
  - Arco verde: desde **V<sub>s1</sub>** hasta **V<sub>no</sub>**. Este arco verde está en las velocidades crucero del avión, son las velocidades que suele desarrollar el avión gran parte del vuelo y además en caso de turbulencias el avión no se daña.
  - Arco amarillo: desde **V<sub>no</sub>** hasta **V<sub>ne</sub>**. Este arco está en las velocidades altas del avión, hay que tener bastante precaución ya que sólo se puede llegar a esta velocidad cuando no hay turbulencias ni tampoco se pueden realizar maniobras bruscas con el avión porque sufriría algún daño estructural.
  - Línea roja: solo ocupa una línea **V<sub>ne</sub>**. Esta línea está en las velocidades máximas a las que el avión puede desarrollar, no se debe llegar ni pasar de esta línea ya que el avión se daña con facilidad.

### 5.2.6.3 Indicador de Rumbo

El *indicador de rumbo o giroscopio direccional*, proporciona al piloto la dirección del avión en grados magnéticos. Antiguamente se usaba la brújula, pero debido a que esta se ve afectada por las variaciones magnéticas y si el viento es turbulento se vuelve aún menos precisa. En cambio, el indicador de rumbo es muy preciso (aunque se ve afectado por la Presión) y da al piloto una indicación mucho más fácil de interpretar, aunque todos los aviones deben disponer también de una brújula con la cual se toma referencia para ajustar el giro direccional.

### 5.2.6.4 Indicador de Velocidad Vertical

El *indicador de velocidad vertical* o *VSI*, indica si el avión está ascendiendo, descendiendo o va nivelado y la velocidad vertical a la que asciende o desciende generalmente en pies por minuto (f.p.m). Si la manecilla indica cero, el avión está nivelado, si está por encima del cero entonces está ascendiendo y si está por abajo de cero, entonces el avión desciende. A partir de esta información, se pueden mirar los números que indican la velocidad de ascenso y descenso. Ejemplo: ascenso a 700 fpm, 0 fpm vuelo nivelado, descenso a 700 fpm.

### 5.2.6.5 Altímetro

El Altímetro da la lectura de la altitud a la cual está volando el avión en pies. En el altímetro hay dos agujas, la pequeña indica los miles de pies y la larga, centenas de pies. Teniendo esto en cuenta, cuando la aguja pequeña se encuentre en los mil pies y la larga en los 300 pies, se vuela a 1300 pies. Algunos aviones tienen una aguja más que indica las décimas, pero la mayoría de aviones ligeros tienen las dos agujas

### 5.2.6.6 Coordinador de Giro e Inclinómetro

El *coordinador de giro* y el *Inclinómetro* son dos instrumentos de vuelo que van en una misma redonda, en el *coordinador de giro* hay una figura de un avión que nos indica el banqueo de las alas y si están giradas. Debajo está el *inclinómetro*, contiene tres bloques, hay una bola negra, si la bola se sitúa en el bloque del centro, el avión va bien en el sentido de giros. Si la bola se pone en uno de los bloques 1 o 3, entonces el avión está derrapando, está haciendo un giro incorrecto porque le falta ascenso u otras causas, entonces el avión "resbala".

### 5.2.6.7 Indicador de Potencia

Según el tipo de avión se puede clasificar en Motor de Combustión Interna, Motor Turbohélice o Turbopropela, Motor Reactor o Turbina. Dependiendo del tipo de motor va el instrumento de potencia que se utiliza, por ejemplo en aeronaves de pequeño porte que utilizan motores de combustión interna el instrumento indicador de potencia es el Tacómetro o también Indicador de Presión de admisión.

## 5.3 Términos Usados

### 5.3.1 COEFICIENTES AERODINAMICOS

Los coeficientes son relaciones que se usan para conocer números de interés. La mayoría de ellos son adimensionales.

#### 5.3.1.1 Coeficiente de Sustentación (Lift Coefficient)

El Lift o Sustentación es la fuerza que genera el plano alar para que la aeronave pueda mantenerse en vuelo. Entre mas rápida sea la aeronave, mas Lift posee. Esto se traduce en que el Lift está directamente relacionado con la presión del aire que va en contra de la aeronave, pero en altitudes más grandes, el aire es menos denso, lo que quiere decir que hay menos Lift.

La fuerza del aire que sopla contra la aeronave, puede ser escrita como una ecuación basada en la velocidad y la densidad del aire, este término es más conocido como presión dinámica o "q".

$$\text{Presión Dinámica: } q = \frac{1}{2} \rho v^2$$

Donde V es la Velocidad del aire y  $\rho$  es la densidad del mismo que decrece cuando la altitud se hace más grande o el aire se calienta.

Si se divide el Lift (L) por el Área Alar (S) y por la presión dinámica del aire (q), se obtiene un numero adimensional que es más conocido como Coeficiente de Sustentación ( $C_L$ ).

$$C_L = \frac{L}{qS}$$

Esta útil ecuación calcula la Carga Alar que dará exactamente la velocidad de pérdida deseada que a su vez, se usa para encontrar la presión dinámica “q” y el coeficiente de sustentación máximo ( $C_{Lmax}$ ), alcanzado antes de entrar en pérdida.

### 5.3.1.2 Velocidad de Pérdida

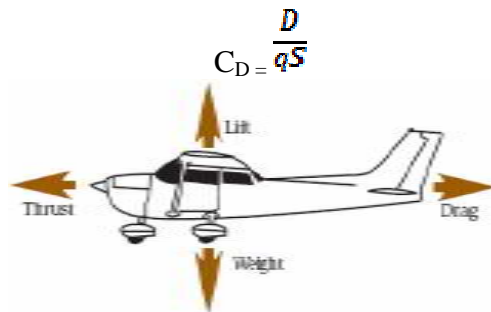
Es el mayor factor de seguridad en vuelo. Es la velocidad en la que la aeronave pierde sustentación y no puede continuar volando. Una aeronave con velocidad de pérdida alta es muy difícil de aterrizar y requiere destreza y experiencia del piloto.

Mientras no se establezca alguna especificación de diseño, una velocidad de pérdida de más o menos 50 nudos puede ser considerada razonable y segura para una *aeronave de entrenamiento primario*.

### 5.3.1.3 Coeficiente de Arrastre

(Drag Coefficient)

El arrastre, es la fuerza que impide que la aeronave se desplace por la atmosfera y vuele con libertad. El Coeficiente de arrastre tiene una definición parecida a la del Coeficiente de Sustentación:



### 5.3.2 Power Loading

El power loading es el peso de la aeronave dividido por su poder (W/hp, W en libras). Es un término de regresión por que si su valor es alto, indica que se requiere un motor pequeño, lo que se traduce en menos consumo de combustible y menos esfuerzo del mismo. Su valor oscila de 10 a 15 lbs. Por hp para una aeronave tipo homebuilt. Las aeronaves más rápidas, tienden a tener power loading más bajo y motores mucho más grandes.

$$W/hp = 215 V_{max}^{-61}$$

### 5.3.3 Wing Loading

Este término indica que tan grande debe ser el ala de la aeronave y es el peso de la aeronave dividido por el área alar (lbs/pie<sup>2</sup>). Este es otro término de regresión ya que un número grande, indica un ala pequeña. Para la aviación en general y aeronaves tipo homebuilt, el rango de valores está entre 10 y 20lbs/pie<sup>2</sup>.

La carga alar, así como el power loading se establecen para conocer algún requerimiento crítico de desempeño. Para una aeronave de alto desempeño como los aviones de combate y jets de transporte, hay muchos requerimientos que pueden ser críticos como la maniobrabilidad y deben revisarse todos. Para una aeronave tipo homebuilt, las cosas son un poco más simples por que casi siempre es la velocidad de perdida, lo que establecerá la carga alar.

Para saber cuan grande debe ser el ala, con el fin de que genere la velocidad de perdida que se quiere, simplemente hay que asegurarse de que el Lift se igual al peso en perdida.

### 5.3.4 Dimensionamiento de la Aeronave

Se necesita calcular el peso inicial el peso inicial de una aeronave que pueda hacer exactamente el alcance requerido, esto se conoce como “Takeoff Gross Weight” o Peso al Despegue ( $W_0$ ). Este cálculo es conocido como “Sizing” y es uno de los cálculos más importantes en el diseño de una aeronave.

### 5.3.5 Área Alar (Wing Area)

Con el cálculo de  $W_0$ , se puede calcular el Área Alar dividiéndolo por la Carga Alar al Despegue:

$$S = \frac{W_0}{W/S}$$

### 5.3.6 Envergadura (Span)

Es la longitud de punta a punta de las alas de la aeronave.

### 5.3.7 Relación de Aspecto (Aspect Ratio)

Es el cuadrado de la envergadura dividida por el Área Alar total. Es un valor que no se mide, se elige. Para la mayoría de los homebuilts, la relación de aspecto esta entre 6 y 8, un valor mas alto da menor arrastre y por ende, mas alcance y taza de acenso, pero es usualmente mas pesado y menos maniobrable.

$$A = \frac{b^2}{S}$$

### 5.3.8 Selección del Motor

Con el cálculo de Power Loading y  $W_0$ , se puede hallar la cantidad de caballos de fuerza requeridos para el diseño, dividiendo el peso por el poder de carga:

$$Hp = \frac{W_0}{\text{Power Loading}}$$

## 6. Avances en las aeronaves de entrenamiento primario

### 6.1 CESNA 172

El **Cessna 172 Skyhawk** es un avión monomotor de ala alta con capacidad para 4 personas. El Cessna 172 es el avión más fabricado de la historia y probablemente el avión de entrenamiento más popular del mundo.



Los primeros modelos fabricados fueron entregados en 1956 y se sigue fabricando, estando la cifra de aparatos fabricados en más de 35000 unidades hasta 2006. Los principales competidores del Skyhawk han sido el Piper Cherokee, el Beechcraft Musketeer y el Grumman Cheetah (estos dos últimos ya no se fabrican), y ya más adelante los DA40 Star y Symphony SA-160.

Los primeros 172 eran prácticamente idénticos a los 170, con la misma forma de popa y las mismas barras altas del tren de aterrizaje, si bien versiones posteriores incorporaron un tren de aterrizaje revisado, una parte trasera más baja y una ventana de popa. Cessna publicitó esta modificación como "Omnivision". El desarrollo estructural definitivo, alcanzado a mediados de los años 60, consistió en la cola aún empleada hoy en día. El perfil del avión apenas fue modificado desde entonces, sufriendo sobre todo actualizaciones en la aviónica y la motorización incluyendo (sobre todo en 2005) la cabina de cristal Garmin G1000. La producción se detuvo a mediados de los 80, pero fue retomada en 1996 con los modelos **Cessna 172R** y **Cessna 172SP** de respectivamente 120 Kw. (160 hp) y 135 kw (180 hp) de potencia.

Los viejos Skyhawks fueron entregados con un motor Continental O-300 de 110 kw (145 hp), mientras que las versiones posteriores montaron propulsores Lycoming O-360 de 135 kw (180 hp), aunque las versiones O-320 de 110 o 120 kw son más comunes. Además existen unas cuantas unidades que montaron motores Franklin de 164 kw (220 hp).

### 6.1.1 Evolución

El 172 es descendiente directo del Cessna 170, con la única diferencia del tren "triciclo" en lugar del convencional original propio del 170. El Skyhawk forma parte de una gran familia de aviones Cessna monomotores de ala alta y tren "triciclo", que va desde el biplaza 150/152 (ya no se fabrica) hasta el 182 Skylane, el 206 Stationair de 6 plazas y el 208 Caravan turbohélice de 14 plazas.

### 6.1.2 Operadores militares

Una variante del C172, el T-41, es empleado como avión de entrenamiento de la Fuerza Aérea y del Ejército de los Estados Unidos y Colombia.

*A causa de su diseño de ala alta, su estabilidad en vientos de baja velocidad y su relativamente baja velocidad de entrada en pérdida, el C-172 es un excelente aparato para operaciones de búsqueda y rescate.*

Además, la Policía de Fronteras de los Estados Unidos opera una flota con gran cantidad de C-172, los cuales son utilizados para vigilancia aérea de la frontera entre México y los Estados Unidos.

Además, el Cessna 172 figura en alguna de las flotas de las Fuerzas Armadas de los siguientes países: Angola, Arabia Saudí, Bolivia, Chile, Colombia, Corea del Sur, Ecuador, El Salvador, Filipinas, Francia, Grecia, Guatemala, Honduras, Indonesia, Irlanda, Liberia, Nicaragua, Pakistán, Panamá, Perú, Reino Unido, República Dominicana, Tailandia, Trinidad y Tobago y Turquía.

### 6.2 Cessna 172RG Cutlass

Cessna fabricó una versión del 172 con tren de aterrizaje retractable llamada **Cutlass 172RG**, así como versiones con flotadores. Además, el 172RG montaba una hélice con palas de inclinación variable y velocidad constante y motores más potentes. Ejemplo de ello es la versión más espartana y militarizada, el **Cessna 172E**, que fue vendido al Ejército norteamericano como avión de observación. Pese al "172" de su nombre, el 172RG es en realidad una versión del Cessna 175.

### 6.3 Reims FR172J y Hawk XP

El **Reims Rocket**, denominado FR172J, era fabricado por Reims Aviation entre finales de los 60 y mediados de los 70 y montaba motores Continental IO-360D de inyección Rolls-Royce y 157 kW (210 hp) de potencia, así como una hélice de velocidad constante. De este modelo nació el **R172K Hawk XP**, producido entre 1977 y 1979 tanto por Cessna



como por Reims, y que montaba motores de inyección Continental IO-360K (posteriormente IO-360KB) rebajados a 145 kW (195 hp) de potencia al que se incorporó una hélice de velocidad constante y palas de doble cuchilla. Este avión es capaz de volar a una velocidad de crucero de 131 nudos, dando un rendimiento similar al Cessna 182. Al igual que el Cutlass, pese a estar marcados como 172, el R172J y el R172K son realmente versiones del Cessna 175.

### 6.3.1 Características generales

- **Tripulación:** 1
- **Capacidad:** 3 pasajeros
- **Longitud:** 8,28 m
- **Envergadura:** 11 m
- **Altura:** 2,72 m
- **Superficie alar:** 16,20 m<sup>2</sup>
- **Peso vacío:** 743 kg
- **Peso máximo de despegue:** 1.110 kg
- **Planta motriz:** un motor de cuatro cilindros opuestos enfriados por aire Lycoming IO-360-L2A, 120 kW (160 HP)
- **Hélices:** bipala de velocidad constante, por motor.

### 6.3.2 Rendimiento

- **Velocidad nunca excedida (Vne):** 163 nudos (302 km/hora)
- **Velocidad máxima operativa (Vno):** 123 nudos (228 km/hora)
- **Alcance en vuelo:** 1.270 km
- **Techo de servicio:** 13.500 ft ()

## 6.4 CESSNA 175

El **Cessna 175 Skylark** es un avión monomotor de ala alta con capacidad para 4 personas (1+3) fabricado entre 1958 y 1962.



El 175 fue diseñado para cubrir el hueco entre el Cessna 172 y el Cessna 180 de alto rendimiento. El motor del 175 suministraba 130 kW (175 hp), 18 kW (25 hp) más que los suministrados por el motor del 172. Entre 1958 y 1962 fueron construidas un total de 2106 unidades.

### 6.4.1 Diseño

El fuselaje semi-monocasco del 175 está íntegramente fabricado con una aleación de aluminio. El tren de aterrizaje es tipo “triciclo”, con las ruedas principales unidas al fuselaje con barras de acero y la rueda delantera maniobrable conectada al fuselaje mediante amortiguación hidráulica para absorber los choques. Pese a incorporar importantes cambios en el fuselaje, el 175 es muy parecido en aspecto a los Cessna 172 de la misma época. La diferencia más notable es el espacio extra necesario para alojar la transmisión de la hélice.

Una característica poco usual del 175 es el uso de un motor Continental O-300 de transmisión. Mientras que en la mayoría de los aviones monomotor el giro de la máquina se comunica directamente a la hélice, en este caso el motor incorpora un sistema de transmisión mediante el cual las 3200 rpm de salida del motor son reducidas a las 2400 rpm de la hélice.

El motor GO-300 posee una vida sin mantenimiento de sólo 1200 horas[1], algo que lo hace quedar en notable desventaja respecto de los motores de su tiempo. Además el GO-300 sufría problemas de fiabilidad, algo que llevó al 175 a ganarse una no muy buena reputación. Muchos de los Skylarks que siguen operativos han sido modificados sustituyendo los motores de transmisión por otros directos. Sin embargo, estos problemas no eran culpa del motor en sí, sino de la inexperiencia de los pilotos con él, pues estaban acostumbrados a pilotar aviones con motores directos y los hacían funcionar a un régimen demasiado bajo (2300 rpm) en lugar de a las 2900 rpm recomendadas por Continental. Esto hacía que el sistema de refrigeración no trabajase eficientemente, de modo que el motor sufría más de lo debido y parecía poco fiable.

### 6.4.2 Características generales

- **Tripulación:** 1
- **Capacidad:** 3 pasajeros
- **Longitud:** 8,08 m
- **Envergadura:** 10,97 m
- **Altura:** 2,72 m
- **Peso vacío:** 607 kg
- **Peso máximo de despegue:** 1066 kg
- **Planta motriz:** 1× motor de cilindros opuestos enfriado por aire Continental GO-300, 130 kW (175 HP)
- Performance Skyhawk SP Single Pilot Certified
- Maximum Cruise Speed 126 ktas (233 km/h)
- Certified Ceiling 14,000 ft (4,267 m)
- Airport Performance Takeoff Distance 1,633 ft (498 m)
- Landing Distance 1,335 ft (407 m)
- Rate of Climb at Sea Level 730 fpm (223 mpm)
- Range 610 nm (1,130 km)

### 6.4.3 Rendimiento

- **Velocidad máxima operativa (Vno):** 148 nudos (236 km/h)
- **Alcance en vuelo:** 957 km

## 6.5 Piper PA-28

**Cherokee** es el nombre más común de la familia de aviones Piper PA-28, los cuales recibieron su certificación de vuelo de la FAA en 1960 y siguen produciéndose en las instalaciones de The New Piper Aircraft Company.



El Cherokee es un avión íntegramente de metal, sin presurizar, de 4 plazas, monomotor de pistones, de ala baja y tren de aterrizaje en forma de triciclo (1 rueda delantera y 2 traseras); sus principales competidores han sido el Cessna 172 y el Beechcraft Musketeer. Todos los Cherokees tienen una única puerta junto al asiento del copiloto, de forma que para entrar en el avión es necesario caminar sobre el ala derecha. Los Cherokees más sencillos son muy populares entre los aviones de entrenamiento.

Piper ha creado diferentes versiones del Cherokee instalando motores con potencias entre 140 y 235 caballos de fuerza, tren de aterrizaje fijo o retraíble, hélices de inclinación fija o de velocidad constante e incluso turbocompresor.

### 6.5.1 Historia

En el momento del nacimiento del Cherokee, el principal avión metálico monomotor de Piper era el Piper PA-24 Comanche, mayor y más rápido que el Cherokee con tren retraíble y hélices de velocidad constante. Karl Bergey, Fred Weick y John Thorp diseñaron el Cherokee como una alternativa más económica al Comanche con menores costes de fabricación (aunque algunos Cherokees posteriores ofrecieron la posibilidad de montar tren retraíble y hélices de velocidad constante) y para poder competir con el Cessna 170 y 172. Las líneas de producción del Cherokee y del Comanche continuaron funcionando de forma paralela durante una década, hasta que en 1972 dejó de fabricarse el Comanche, reemplazado por los Piper PA-32R Saratoga.

Los Cherokees originales eran el Cherokee y el Cherokee 160 (PA-28-150 y PA-28-160), cuya producción comenzó en 1961 (a no ser que se diga lo contrario, la denominación numérica se corresponde con la potencia en caballos de fuerza del motor).

Del 160 desciende el modelo *Warrior*, mientras que a partir del 180 se construyó el *Archer*. El Cherokee 180 fue añadido a la serie en 1962, y estaba equipado con un motor Lycoming O-360 de 180 hp (134 kW); esa potencia extra lo hizo más práctico para volar con sus 4

plazas. Piper continuó ampliando la serie: en 1963 fue presentado el aún más potente Cherokee 235 (PA-28-235), perfectamente capaz de competir con el Cessna 182 en cuanto a capacidad de carga transportable; en 1964, la compañía completó la serie con el modelo inferior, el Cherokee 140 (PA-28-140), diseñado para entrenamiento y en un principio construido con solamente dos asientos.

Una fuente de confusión es el hecho de que el PA-28-140 fuese ligeramente modificado tras su presentación incorporándole un motor de 150 hp (112 kW) de potencia pero manteniendo el sufijo -140. Piper también fabricó un modelo llamado Cherokee Six, que en realidad corresponde a la serie PA-32 a al que también pertenecen en Lance y el Saratoga, y se caracterizan por tener un fuselaje más largo y capacidad para 1 piloto y 5 pasajeros.

En 1967 Piper presentó el PA-28R-180 Cherokee Arrow. Este avión estaba equipado con hélices de velocidad constante, tren de aterrizaje retráctil y un motor Lycoming O-360 de 180 hp (134 kW) de potencia. En 1969 los motores fueron mejorados hasta desarrollar una potencia de 200 hp (149 kW), con lo que el nombre fue cambiado a PA-28R-200. Al mismo tiempo que se presentó el Arrow, Piper cesó la producción de los Cherokee 150 y 160.

En 1968 se introdujeron cambios en la cabina de mando, cambiando el sistema de aceleración "empujar-tirar" por otro más moderno basado en palancas para regular la aceleración y la mezcla de combustible. Además fue añadida una tercera ventanilla a cada lado, dando al fuselaje un aspecto más moderno que se vería en posteriores diseños.

En 1971 Piper presentó una versión del Cherokee 140 llamada *Cherokee Cruiser 2+2*; aunque el avión mantenía la designación *140*, en realidad era un avión con una potencia de 150 hp (112 kW) y comercializado principalmente con cuatro asientos. En 1973 el 180 fue redominado *Cherokee Challenger* y su fuselaje fue alargado ligeramente y junto a su envergadura de alas; el 235 pasó a llamarse *Charger* y experimentó modificaciones parecidas. En 1974, Piper volvió a jugar con los nombres, acortando la denominación *Cruiser 2+2* (140) a simplemente *Cruiser*, el *Challenger* a *Archer* (PA-28-181), y el *Charger* (235) a *Pathfinder*. En ese año también fue retomada la producción del Cherokee 150 como *Cherokee Warrior* (PA-28-151), presentando el mismo fuselaje alargado del Archer y unas nuevas alas alargadas.

En 1977 Piper dejó de fabricar el Cruiser (140) y el Pathfinder (235), pero introdujo un nuevo modelo de 235 hp (175 kW), el *Dakota* (PA-28-236), basado en el modelo 235 (*Charger/Pathfinder*) pero con esas nuevas alas alargadas. También fue presentada una versión de 200 hp (149 kW) llamada Turbo Dakota (PA-28-201T), pero debido a sus pocas ventas enseguida fue retirada. En 1978 se actualizaron los motores del Warrior (PA-28-161) a 160 hp (119 kW), cambiando su nombre a *Warrior II*.

El PA-28 también fue construido en Brasil bajo licencia con las denominaciones Embraer EMB-711 Corisco (PA-28R-200), EMB-711T Corisco Turbo (PA-28R-200T) y EMB-712 Tupi (PA-28-181).

La compañía "Piper Aircraft" original se declaró en bancarrota en 1991. En 1995 fue fundada "The New Piper Aircraft Company", que en 2006 retomara su nombre "Piper

Aircraft Company", y actualmente aún produce tres versiones del PA-28 Cherokee: el Warrior III (PA-28-161) de 160 hp (119 kW), el Archer III (PA-28-181) de 180 hp (134 kW) y el Arrow (PA-28R-200) de 200 hp (149 kW) con tren retráctil, así como una versión con turbocompresor (PA-28R-200T Turbo Arrow).

### **6.5.2 Características Técnicas**

Motor: Lycoming O-320 E2A, 150 hp

Velocidad Máxima: 226 km/h.

Alcance: 960 Km.

Techo: 5,100 m.

Tripulación: 2 + 2

Envergadura: 9.14 m.

Longitud: 7.13 m.

Peso Máximo: 976 Kg.

## **7 Diseño Metodológico Preliminar**

### **7.1 Localización**

El proyecto se llevara a cabo en las instalaciones de la Universidad del Cauca, el lugar de trabajo será el laboratorio del grupo de Dinámica, Simulación y Control en la línea de investigación en ingeniería aeroespacial del departamento de Ingeniería Física.

### **7.2 Lista de Recursos**

Computador con el software AVL de distribución gratuita proporcionado por el MIT, software xFoil, Matlab/Simulink version estudiantil con la licencia de la Universidad del Cauca y Advanced Aircraft Analysis (AAA) versión estudiantil.

## **8 METODOLOGIA DE TRABAJO**

Existen diferentes maneras de comenzar a diseñar una aeronave, DANIEL RAYMER por ejemplo, propone una metodología de diseño en su libro SIMPLIFIED AIRCRAFT DESIGN FOR HOMEBUILDERS, la cual inicia con la pregunta, ¿Por qué quiero diseñar una aeronave y que quiero hacer con ella?, a partir de ahí, se hace un bosquejo inicial de la

configuración del avión, luego se estiman ciertos parámetros como el power Loading, el wing Loading, se estiman las dimensiones del avión, la geometría de las alas, se selecciona el perfil alar, la geometría de la cola y el tamaño del fuselaje.

Por otra parte, JAN ROSKAM, en su texto AIRPLANE DESIGN, propone que el primer paso es el dimensionado preliminar de la aeronave, el segundo paso es el de la configuración preliminar, diseño e integración del sistema de propulsión, el tercer paso es el diseño de la cabina, fuselaje, ala y empenaje, luego, el diseño del tren de aterrizaje, en el quinto paso, se hace la estimación del peso, después, el cálculo preliminar de aerodinámica, empuje y características de potencia, en el séptimo paso, se hace la determinación de la estabilidad, control y performance (requerimientos civiles y militares) y finalmente, en el octavo paso, se hace la estimación del costo en el diseño, desarrollo, manufactura y operación.

EGBERT TORENBEEK, en su texto SYNTHESIS OF SUBSONIC AIRPLANE DESIGN, propone el desarrollo de la configuración mediante el Diseño conceptual y las especificaciones iniciales, luego se busca la optimización de la configuración inicial mediante herramientas físico-matemáticas, propone una etapa llamada Arreglo General, que contiene la determinación de la posición de las alas respecto al fuselaje, altas, medias ó bajas, posición de el ó los motores, arreglo del plano de cola, diseño del fuselaje. Luego de esto, viene la estimación del peso, la estimación inicial del arrastre de la aeronave. La evaluación del performance del avión. Con esta información, se puede escoger el ó los motores y el tipo de ala a usar. Por último se hace un análisis de características operacionales y aerodinámicas con lo cual puede realizarse una evaluación y presentación de un diseño preliminar.

Así que en este proyecto, la metodología a usar será una combinación de las tres metodologías expuestas que han sido desarrolladas por profesionales del área, con mucha experiencia en cuanto a diseño de aeronaves.

## **8.1 Diseño Conceptual**

En esta etapa del diseño, se plantean los requerimientos de la aeronave basándose en las normas FAR para *aeronaves de entrenamiento primario* como el rango, la distancia en despegue, velocidad de pérdida, alcance (tiempo de vuelo), velocidad máxima, tasa de ascenso, tasa de viraje (Turn rate), factor de carga máximo, mantenimiento, confiabilidad y dimensiones máximas. Con lo anterior se hace un bosquejo inicial de la forma, configuración, características físicas y desempeño del nuevo proyecto. La fase de diseño conceptual determinará como aspecto fundamental, la forma de las alas y su localización con relación al fuselaje, la forma y ubicación de la cola tanto horizontal como vertical, la necesidad de uso o no de superficies canard y el tipo de motor y su posición en la aeronave.

## **8.2 Diseño Preliminar**

En esta etapa del diseño se plantean los cálculos necesarios para hacer que la idea inicial tenga sustento físico y matemático y se producen los cambios necesarios al bosquejo con el

fin de cumplir los requerimientos de la misión de la aeronave. Solo se realizan cambios menores respecto a la configuración trazada, se realiza un análisis de los sistemas de estabilidad y control aerodinámico mediante modelos computacionales. Al finalizar esta etapa de diseño preliminar, la configuración del nuevo avión es “congelada” y definida con precisión. Se procede finalmente en esta etapa a la realización de los planos en la que se modelará cada una de las componentes de la nueva aeronave.

### **8.3 Diseño Detallado**

En esta etapa final se pone a prueba el resultado de los cálculos realizados mediante análisis y simulación del desempeño y la dinámica de vuelo de la nueva aeronave. En esta instancia del proyecto, la nueva aeronave será ya una máquina lista para ser fabricada, la precisión en el diseño de cada elemento tendrá un lugar importante en esta etapa.

## 9. RESULTADOS

### 9.1 ESTIMACION DE PESOS

El peso total de una aeronave se subdivide en el peso de cada uno de sus componentes, entre ellos está:

- a. Peso de la tripulación, que a su vez es el número de personas necesarias para operar la aeronave en vuelo.
- b. Peso de la carga paga, es el peso de la carga que debe llevar el avión, como pasajeros, equipaje, etc. En el caso de aviones militares, la carga paga son las bombas, misiles y el armamento en general.
- c. Peso del combustible, que es el peso del combustible cargado en los tanques y necesario para llevar a cabo su misión. Este disminuye paulatinamente durante el vuelo dependiendo de cómo se desarrolle el mismo.
- d. Peso vacío, es el peso de los elementos que necesita la aeronave para funcionar como el motor, la estructura, equipo electrónico, comunicación, etc.

- **9.1.1 Take Off Gross Weight ó Peso Al Despegue ( $W_{TO}$ )**

Como primera estimación de este peso, el método planteado por los diferentes autores consiste usar datos de aviones que cumplen la misma misión y están contruidos con el mismo material.

Basado en el perfil de misión planteado para esta aeronave, se analizaron alrededor de 30 aeronaves diferentes que cumplen la misma tarea, *entrenamiento primario*, teniendo en cuenta características como peso total ( $W_{TO}$ ), envergadura, autonomía, rango, entre otras. El objetivo principal de este análisis fue extraer datos que permitieran a través del método de los *mínimos cuadrados*, hacer una regresión lineal y obtener un peso estimado para la nueva aeronave. El resultado de este proceso fue de  $W_{TO} = 1248\text{lb}$ .

- **9.1.2 Determinación del peso de la carga paga ( $W_{PL}$ )**

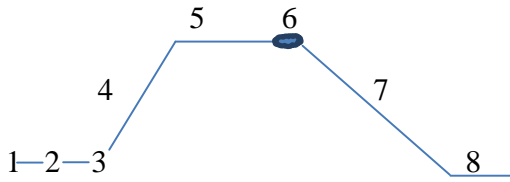
1. Tripulantes: según la norma FAR 23 se asume como 175Lb por cada uno, por lo cual este peso es de 350Lb.
2. Equipaje: según la misma norma, se asumen 30Lb por cada tripulante, por lo tanto este peso es de 60Lbs.

- **9.1.3 Determinación del peso del combustible ( $W_f$ )**

$$W_f = W_{fused} + W_{fres}$$

$W_{fused}$  es el combustible que se usa durante la misión y  $W_{fres}$  es la reserva. Para determinar  $W_{fused}$ , se usan las *fracciones de peso del combustible*, que a su vez es definida para cada fase como la razón del peso final entre el peso inicial.





- |         |             |            |               |
|---------|-------------|------------|---------------|
| 1. Warm | 3. Despegue | 5. Crucero | 7. Descenso   |
| 2. Taxi | 4. Ascenso  | 6. Loiter  | 8. Aterrizaje |

Y las fracciones para cada fase son:

- |                         |                      |                      |                      |
|-------------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| 1. $\frac{W_1}{W_{TO}}$ | 3. $\frac{W_3}{W_2}$ | 5. $\frac{W_5}{W_4}$ | 7. $\frac{W_7}{W_6}$ |
| 2. $\frac{W_2}{W_1}$    | 4. $\frac{W_4}{W_3}$ | 6. $\frac{W_6}{W_5}$ | 8. $\frac{W_8}{W_7}$ |

Usando la tabla 2.1 del texto Airplane Design, primera parte del autor Jan Roskam, se tiene que:

1. 0.998
2. 0.998
3. 0.998
4. 0.998

5.  $R_{cr} = 375 \left( \left[ \frac{\eta_p}{c_p} \right]_{cr} \left( \frac{L}{D} \right)_{cr} \right) \ln \left( \frac{W_4}{W_5} \right)$ , donde:

$R_{cr}$  es el rango que debe cubrir la aeronave.

$\eta_p$  es la eficiencia de la hélice.

$c_p$  es el consumo específico de combustible

$\frac{L}{D}$  es la relación Lift to Drag o eficiencia aerodinámica

De esta manera,  $435 \text{mi} = 375 \left( \left[ \frac{0.7}{0.6} \right]_{cr} (10)_{cr} \right) \ln \left( \frac{W_4}{W_5} \right)$

Luego entonces:  $\ln \left( \frac{W_4}{W_5} \right) = \frac{435}{4375}$

Así:  $\frac{W_4}{W_5} = 1.104$

Por lo cual:  $\frac{W_5}{W_4} = 0.905$

6. 0.995
7. 0.995

Entonces

$$M_{ff} = \frac{W_7 W_6 W_5 W_4 W_3 W_2 W_1}{W_6 W_5 W_4 W_3 W_2 W_1 W_{TO}} = 0.998 * 0.998 * 0.998 * 0.995 * 0.905 * 0.995 * 0.995$$

$$M_{ff} = 0.886$$

Y según la ecuación 2.14 del mismo texto

$$W_{fused} = (1 - M_{ff})W_{TO}$$

$$W_{fused} = (1 - 0.886)W_{TO} = 0.114W_{TO}$$

$$W_f = 0.114 * 1.25 * W_{TO} = 177.84Lbs$$

Ahora, según la ecuación 2.4, se tiene que el peso operacional vacío tentativo es:

$$W_{OEtent} = W_{TOguess} - W_f - W_{PL}$$

$$W_{OEtent} = 1248 - 177.84 - (350 + 60) = 660.16$$

Y según la ecuación 2.5 el peso vacío tentativo es:

$$W_{Etent} = W_{OEtent} - W_{tfo} = 653.92Lb$$

Con la regresión lineal por el método de mínimos cuadrados, se obtuvo  $W_E = 650.6Lb$ , lo que significa que hay una diferencia del 0.5% entre estos valores, lo cual es aceptable.

## 9.2 SELECCIÓN DEL MOTOR y DIMENSIONAMIENTO DE LA HELICE

Dado el peso del avión, se selecciona un motor Rotax 912 ULS de 100 Hp el cual, además de su garantizada vida útil y confiabilidad, tiene como gran ventaja característica que funciona con combustible convencional a diferencia de los demás motores del mercado que funcionan con una mezcla combustible especial.

Por otro lado, se usan las siguientes ecuaciones tomadas del texto de Daniel Raymer para dimensionar el diámetro requerido para hélices de dos y tres palas:

$$\text{Para dos palas: } D = 22(Hp)^{1/4}$$

$$\text{Para tres palas: } D = 18(Hp)^{1/4}$$

En primera instancia, por el ahorro en peso que implica una hélice de tres palas, se evalúa la factibilidad de usar una hélice de dos palas. El criterio de selección es que la velocidad de la punta de la hélice no sea superior a la velocidad del sonido, cuanto mayor sea la diferencia, más favorable es.

Entonces, la relación  $D = 22(Hp)^{1/4}$  da como resultado:

$$D = 22(100)^{1/4} = 69.6in = 5.8ft$$

Para calcular la velocidad de la punta de la hélice mientras el avión está estacionado, se usa la relación:

$$V_{(tip)0} = \pi nD$$

Donde

n es el número de revoluciones por segundo del Shaft (eje del motor donde ancla la hélice)

D es el diámetro de la hélice en ft

Para el motor Rotax 912 ULS, el mínimo se fija en 1400 RPM, por lo tanto:

$$V_{(tip)0} = \pi \left( \frac{1400}{60} \right) 5.8 = 425 ft / s$$

Para conocer la velocidad de la punta de la hélice mientras el avión está en vuelo, sumo vectorialmente la velocidad máxima del avión (en ft/s) con la  $V_{(tip)0}$ . La primera, según el estado del arte es de aproximadamente 140mph ó 190.4ft/s para aviones *LSA* ó tipo *Hombuilt*.

Entonces:

$$V_{tip} = \sqrt{V_{(tip)0}^2 + V_{\infty}^2} = \sqrt{(425 ft / s)^2 + (190.4 ft / s)^2} = 465.7 ft / s$$

Dado que la velocidad del sonido es de 1117ft/s, se tiene que  $V_{tip}$  es el 41% de esta velocidad, lo cual es bastante favorable y se puede concluir que la hélice de dos palas y 5.8ft de diámetro es adecuada para implementar en esta aeronave.

### 9.3 ESTIMACION DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Para obtener una primera aproximación de este parámetro, se tienen en cuenta tres componentes básicos: la planta motriz, la tripulación y el equipaje y se calculan los momentos generados por cada uno. La cola, el fuselaje y las alas también contribuyen a la ubicación del C.G. sin embargo, por ahora no se conoce su tamaño ni la ubicación de las colas horizontal y vertical.

La longitud del avión desde la nariz hasta la cola fue fijada en 6m ó 19.7ft y se tomó el *Datum* o punto de referencia sobre el shaft del motor ó lugar donde se fija la hélice.

Véase la siguiente figura:

Descripción	Peso(Lb)	Distancia(ft)	Momento
Hélice	7.71	0.032	0.24
Motor	119	1.21	143.99
Escape	8.8	1.8	15.84
Radiador de agua	4.4	0.98	4.312
Radiador de aceite	3.3	0.32	1.056
Tarro de aceite	13.22	2.19	28.95
Tarro de agua	2.2	2.26	4.97
Pedales	4.4	2.78	12.23
Instrumentos	13.22	3.93	51.95
Mandos	5.5	5.74	31.57
Sillas x 2	15.4	6.07	93.48
Batería	13.22	16.4	216.8
Piloto y copiloto	352	5.74	2020.5
Equipaje	66.13	9.84	650.72
Sistema eléctrico	6.6	4.1	27.06

De esta tabla y usando la relación  $\bar{X} = \frac{\Sigma \text{momentos}}{\Sigma \text{pesos}}$  se obtiene como resultado para el centro de gravedad sobre el eje X:

$$\bar{X} = \frac{3303.668}{635.1} = 5.2 \text{ ft}$$

#### 9.4 DIMENSIONAMIENTO DE LA PLANTA ALAR y WINGTIPS

Estudios han demostrado que para un ala con *Taper Ratio*  $\lambda=1$ , el flujo de aire comienza a separarse desde la raíz hacia la punta del ala, mientras que para valores bajos de  $\lambda$ , el flujo comienza a separarse desde la punta del ala, donde se sitúan los alerones y como la misión de este avión es el entrenamiento primario, se usará un ala recta para mejorar en lo posible el control de la aeronave.

Por otro lado, aunque la forma mas optima de reducir el *drag inducido* es usar una configuración elíptica, uno de los objetivos de este proyecto es que sea de bajo costo y dado que la reducción de *drag inducido* no supera el 2%, se considera que la construcción incrementa el costo sin ofrecer un beneficio suficiente.

Lo anterior se ilustra en las siguientes figuras obtenidas del texto de John Anderson.

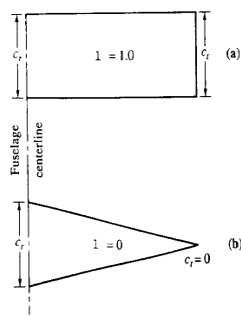


Figure 8.7 Illustrations of wings with taper ratio equal to 1 and 0.

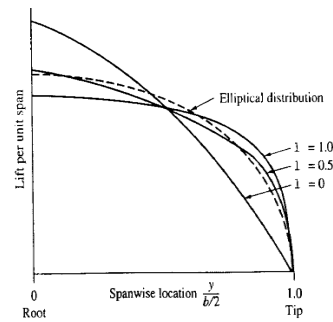


Figure 8.8 Effect of taper ratio on lift distribution.

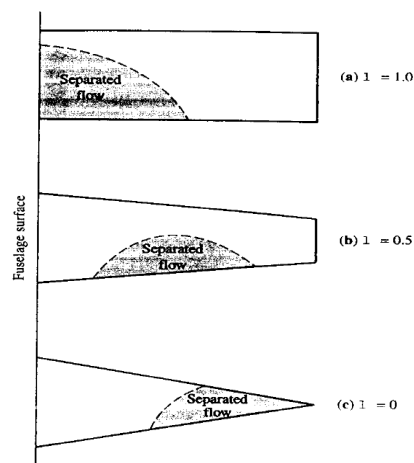


Figure 8.9 Effect of taper ratio on wing region of flow separation at near-stall conditions.

Por lo expuesto anteriormente se fijaron los valores para *Aspect Ratio* y *Taper Ratio* en  $AR=6.5$  y  $\lambda=1$  y la envergadura en  $b=29.52ft=9m$ .

Con estos valores, es posible encontrar el área de la planta alar recordando que  $AR = \frac{b^2}{S}$ , de donde se obtiene que:

$$S_w = \frac{b^2}{AR} = \frac{(29.52ft)^2}{6.5} = 134ft^2$$

Ahora: dado que el ala es rectangular, se halla el valor de la cuerda usando la relación para el área de un rectángulo, por lo que se tiene que:

$$c_w = \frac{S}{b} = \frac{134ft^2}{29.52ft} = 4.54ft$$

además, teniendo en cuenta que la Carga Alar ó *Wing Loading* se define como  $WL = \frac{W_{TO}}{S_w}$ , se tiene que:

$$WL = \frac{1248Lb}{134ft^2} = 9.31Lb / ft^2$$

Por otro lado, es necesario implementar *wingtips* o puntas de ala para eliminar los vórtices generados al unirse el flujo de aire que pasa por el intradós o parte inferior del ala, con el flujo que pasa sobre el extradós o parte superior del ala. Estos vórtices generan arrastre, por lo que se busca eliminarlos.

Existen diferentes configuraciones de *wingtip*, como se ve en la siguiente figura extraída del texto de Raymer, pero las mas opcionadas por facilidad de construcción y desempeño son las puntas *upswept* y las *drooped*, se diferencian en la orientación, la primera hace que los flujos vayan hacia arriba y la segunda lo contrario, pero su desempeño es muy similar. En este caso se seleccionaron *wingtips* tipo *upswept*.

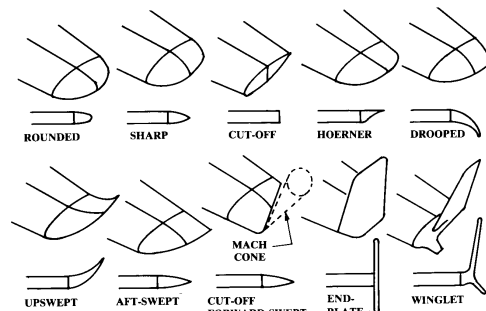


Fig. 4.27 Wing tips.

Estas puntas de ala, tienen el 30% del valor de la cuerda de ancho, aumentando esta dimensión progresivamente desde cero (0%) en el borde de ataque hasta el 30% en el borde de fuga y la parte mas alejada del plano alar forma un ángulo de 30° respecto a este ultimo. De esta manera, dado que la cuerda del ala es  $c=4.54\text{ft}$ , el ancho del *wingtip*, será de 1.362ft en su parte mas alejada del plano alar.

## 9.5 DIMENSIONAMIENTO DE LAS COLAS

Para el diseño inicial, se usa una aproximación histórica para estimar el tamaño de las colas. La efectividad de una cola al generar momento alrededor del centro de gravedad es proporcional a la fuerza producida por la cola, por ende el propósito de la cola es contrarrestar los momentos producidos por las alas, por lo que es de esperar que el tamaño de las colas, dependa del tamaño de las alas, de hecho hay una relación directa entre estos dos tamaños.

### • 9.5.1 Dimensionamiento de la Cola Horizontal

La función principal de la cola horizontal es proveer estabilidad longitudinal a la aeronave, la superficie de control sobre ella, el elevador provee control longitudinal. El *pitching moment* generado por las alas que debe contrarrestarse está mas directamente relacionado con la cuerda media de las alas, lo cual lleva a una relación llamada coeficiente de volumen para la cola horizontal.

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{C_w S_w}$$

Donde:

$c_{HT}$  es el coeficiente de volumen de la cola horizontal.

$L_{HT}$  es el brazo medido desde el centro de gravedad del avión hasta el centro aerodinámico de la cola horizontal.

$S_{HT}$  es el área de la cola horizontal.

$\bar{C}_w$  es la cuerda media aerodinámica del ala y

$S_w$  es el área de las alas.

La tabla 6.4 del texto de Daniel Raymer, ofrece valores históricos para los coeficientes de volumen. En este caso, la aeronave está en la categoría *homebuilt*, por lo tanto:

$$c_{HT} = 0.5.$$

Dado que la longitud del avión es de 19.7ft, se halla la longitud del brazo como:

$$L_{HT} = 19.7 - 5.2 = 14.5\text{ft}$$

Y usando la relación  $c_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{\bar{C}_wS_w}$ , tengo que:

$$0.5 = \frac{14.5 * S_{HT}}{4.54 * 134}$$

por lo tanto

$$S_{HT} = \mathbf{20.97\text{ft}^2}.$$

Según el estado del arte, los valores recomendados de *Aspect Ratio* y *Taper Ratio* para la cola horizontal son de  $A_R=3$  y  $\lambda=0.3$  y recordando que  $A_R = \frac{b^2}{S}$ , se tiene que:

$$b_{HT} = \sqrt{A_{RHT} * S_{HT}} = \sqrt{3 * 20.97} = 7.93\text{ft}$$

Calculemos las cuerdas de la raíz y la punta para esta cola. Según la ecuación 8.55 del texto de John Anderson:

$$2S = (c_t + c_r)b$$

Que dividida entre  $c_r$ , da como resultado :

$$c_{rHT} = \frac{2S_{HT}}{(\lambda + 1)b_{HT}} = \frac{2 * 20.97}{(0.3 + 1)7.93} = 4.06\text{ft}$$

Recordando que  $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$ , se tiene que:

$$c_{iHT} = 0.3 * 4.06 = 1.22$$

Ahora: la cuerda media aerodinámica o *MAC*, se halla usando la ecuación 8.58 del mismo

texto  $\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$ , que en este caso, da como resultado:

$$\bar{c}_{HT} = \frac{2}{3} * 4.06 \left( \frac{1 + 0.3 + 0.3^2}{1 + 0.3} \right) = 2.98 \text{ ft}$$

Y la ubicación de la cuerda media aerodinámica o *MAC*, medida desde la raíz sobre el semispan está dada por la ecuación 8.57 del mismo texto  $\bar{y} = \frac{b}{6} \left( \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right)$ , que tiene como resultado:

$$\bar{y}_{HT} = \frac{7.93}{6} \left( \frac{1 + 2 * 0.3}{1 + 0.3} \right) = 1.62 \text{ ft}$$

### 9.5.2 Dimensionamiento de la Cola Vertical

El *yawing moment* generado por el ala, debe contrarrestarse con la cola vertical, está relacionado directamente con la envergadura del ala ( $b_w$ ). Esto lleva al coeficiente de volumen de la cola vertical y se define como:

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w}$$

Donde:

$c_{VT}$  es el coeficiente de volumen de la cola vertical.

$L_{VT}$  es el brazo medido desde el centro de gravedad del avión hasta el centro aerodinámico de la cola vertical.

$S_{VT}$  es el área de la cola vertical.

$b_w$  es la envergadura del ala y

$S_w$  es el área del ala.

La tabla 6.4 del texto de Daniel Raymer, ofrece valores históricos para los coeficientes de volumen. En este caso, la aeronave está en la categoría *homebuilt*, por lo tanto:

$$c_{VT} = 0.04$$

Dado que idealmente el centro aerodinámico de la cola vertical, debe coincidir con el borde de ataque de la cola horizontal sobre la cuerda media aerodinámica, se tiene que el brazo  $L_{VT}$  debe ser 0.7ft más corto que  $L_{HT}$ , por lo tanto:



$$L_{VT} = 14.5 - 0.7 = 13.8 \text{ ft}$$

Usando la ecuación  $c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w}$ , se tiene que para este caso:

$$0.04 = \frac{13.8 * S_{VT}}{29.52 * 134}$$

Por lo cual el área de la cola vertical es:

$$S_{VT} = 11.46 \text{ ft}^2$$

Usando los datos históricos para  $AR=1.3$  y  $\lambda=0.3$  para la cola vertical de una aeronave tipo *homebuilt*, y la relación  $h_{VT} = \sqrt{AR_{VT} * S_{VT}}$ , que define la altura de la cola vertical, se tiene que:

$$h_{VT} = \sqrt{1.3 * 11.46} = 3.86 \text{ ft}$$

Ahora, haciendo uso de la relación  $c_{rVT} = \frac{2S_{VT}}{(\lambda+1)h_{VT}}$ , que define la cuerda de la raíz de la cola vertical tengo que:

$$c_{rVT} = \frac{2 * 11.46}{(0.3+1)3.86} = 4.56 \text{ ft}$$

Y recordando que  $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$ , se halla el valor de la cuerda de la punta de la cola vertical como:

$$c_t = 0.3 * 4.56 \text{ ft} = 1.37 \text{ ft}$$

La cuerda media aerodinámica se halla mediante la relación  $\overline{c}_{VT} = \frac{2}{3} c_{rVT} \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right)$ , que en este caso da como resultado:

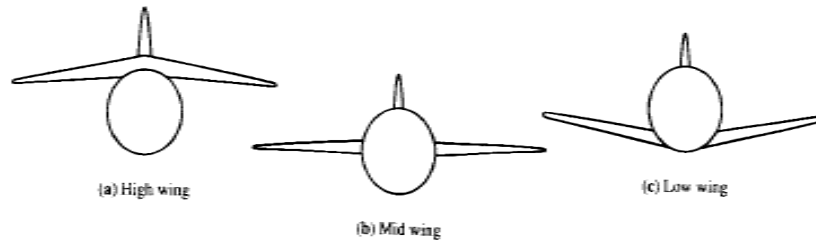
$$\overline{c}_{VT} = \frac{2}{3} 4.56 \left( \frac{1 + 0.3 + 0.3^2}{1 + 0.3} \right) = 3.25 \text{ ft}$$

Por ultimo, para hallar la ubicación de la cuerda media aerodinámica medida desde la raíz de la cola vertical, se usa la relación  $\overline{z}_{VT} = \frac{2h_{VT}}{6} \left( \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right)$ , que en este caso, da como resultado:

$$\overline{z}_{VT} = \frac{2 * 3.86}{6} \left( \frac{1 + 2 * 0.3}{1 + 0.3} \right) = 1.58 \text{ ft}$$

## 9.6 POSICIONAMIENTO DE LAS ALAS CON RESPECTO AL FUSELAJE

Existen tres posiciones verticales básicas de las alas con respecto al fuselaje, ala alta, ala media y ala baja.



### 9.6.1 Ala alta

La configuración de ala alta, en el fuselaje por debajo de la misma, permite que este último se ubique mas cerca del suelo, esta es una gran ventaja en los aviones de transporte de pasajeros por simplificar el proceso de monte y desmonte de los mismos. Esta configuración es también más estable en términos de movimiento lateral y más estable lateralmente si se incorpora el uso de ángulo diedro, este último es el ángulo formado con la horizontal al subir las puntas de las alas cuando se ve el avión de frente. Entre mayor es este ángulo, se tiene mas estabilidad en *roll*, pero también hace que se disminuya la respuesta en este movimiento y que el avión se mueva de lado a lado con ráfagas de viento.

### 9.6.2 Ala media

El ala media usualmente provee el *drag* mas bajo de cualquiera de las tres ubicaciones por que la interferencia entre el ala y el cuerpo del avión se minimiza, pero la mayor desventaja es estructural ya que el momento de flexión debido al lift producido en las alas se debe cargar a través del fuselaje de alguna manera, para evitar esto se deben transmitir los momentos de flexión del ala mediante una serie de anillos pesados en el cascaron del fuselaje que incrementan desmesuradamente el peso vacío del avión además de incrementar los costos de construcción.

### 9.6.3 Ala baja

La mayor ventaja del ala baja está en el diseño del tren de aterrizaje por que este puede ser puesto directamente sobre las alas que usualmente es uno de los elementos más fuertes de la estructura de la aeronave, pero no ofrece buena visibilidad al momento de aterrizar. además para garantizar estabilidad en el *roll*, necesariamente se debe agregar ángulo diedro mayor que en las otras configuraciones por que el fuselaje sobre las alas actúa como un diedro negativo, haciendo el avión inestable en *roll*, lo que incrementa las desventajas de utilizar este ultimo.

### 9.6.4 Selección de la ubicación de la planta alar respecto al fuselaje

Por lo expuesto en los numerales 9.5.1 a 9.5.3 y teniendo en cuenta que uno de los

objetivos de este proyecto es lograr la mayor estabilidad posible, además de reducir los costos de construcción, se selecciona la configuración de ala alta, ya que además de contar con estas características, se facilita el proceso de construcción.

### 9.6.5 Selección del ángulo diedro

Según el estado del arte, y el texto *Simplified Aircraft Design for homebuilders*, de Daniel Raymer, los aviones de categoría *Light Sport Aircraft (LSA)* ó *Homebuilt*, sin las alas en flecha usan un ángulo diedro entre cero (0) y dos (2) grados, estos valores garantizan que no haya exceso en este factor que implique movimiento de lado a lado durante el vuelo, por lo tanto, se implementa un ángulo diedro de dos (2) grados para lograr la estabilidad lateral deseada.

### 9.7 Distancia vertical entre las alas y la cola horizontal

La ubicación de la cola horizontal con respecto a las alas es crítica en las características de pérdida de la aeronave. Si la cola entra en la estela dejada por las alas durante la pérdida, se perderá el control y se encontraran *pitching moments* hacia arriba. Muchos aviones con cola en “T” caen en la “pérdida profunda” de la cual no pueden salir, de hecho se ha encontrado que un avión entrenador con cola en “T” es de 3 a 7 veces más propenso a sufrir accidentes por entrar en pérdida que otros entrenadores similares.

La siguiente figura ilustra los límites de las ubicaciones aceptables para una cola horizontal de tal manera que se evite este problema. Nótese que las colas por debajo de las alas, son mejores para la recuperación de las pérdidas.

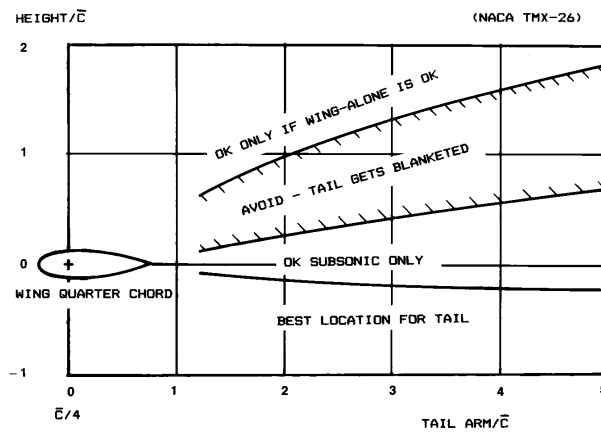


Fig. 4.29 Aft tail positioning.

Dado que la relación entre el brazo de la cola horizontal ( $L_{HT}$ ) y la cuerda media aerodinámica del ala ( $\bar{c}$ ), se define como  $\frac{L_{HT}}{\bar{c}}$ , para este caso se tiene:

$$\frac{L_{HT}}{\bar{c}} = \frac{14.5}{4.54} = 3.23$$

Ahora, de la misma figura, vemos que la relación entre la distancia vertical de las alas a la cola horizontal se define como:  $\frac{H}{c}$  y el valor correspondiente para 3.23 es aproximadamente 0.25, entonces, para este caso tenemos que:

$$\frac{H}{c} = 0.25$$

De donde encontramos que la distancia que separa las alas de la cola horizontal medida por debajo de las mismas sin que la estela dejada por la planta alar disminuya la efectividad del control ejercido por esta última es:

$$H = 0.25 * 4.54 = 1.13 \text{ ft}$$

## 9.8 ESPACIO REQUERIDO EN LA CABINA Y DISPOSICIÓN DE LOS TRIPULANTES

Según la norma FAR-23 que rige el diseño y construcción de aeronaves de este tipo, el espacio para la tripulación debe ser en promedio de 26" de ancho por persona y 40" de la silla al techo el avión. Según la misma norma, las puertas deben clasificar como de emergencia y debe tener no menos de 24" de ancho por 48" de alto. La visibilidad del piloto debe ser de mínimo diez (10) grados con respecto a la horizontal desde la nariz del avión.

Por lo anterior y dado que la disposición de la tripulación, piloto y copiloto, es *side by side*, uno junto al otro debido a que la misión del avión es el entrenamiento primario de nuevos pilotos, esta disposición permiten tanto al alumno como al instructor tener total acceso al mismo panel de instrumentos facilitando la enseñanza y disminuyendo los costos por este motivo. La otra opción es la conocida como *tandem*, en donde uno de los dos tripulantes va detrás del otro. Aunque esta disposición disminuye el arrastre por que se logra una cabina mas angosta, se requiere que quien se sienta atrás tenga su propio panel de instrumentos incrementando los costos de construcción. Dado que la aeronave no desarrollara altas velocidades, se considera que el ahorro en el arrastre parasito generado por el fuselaje no justifica la implementación de esta opción. Se implementa una serie de placas transparentes al rededor de la cabina, lo que ofrece visibilidad de 360° a los tripulantes.

## 9.9 DIMENSIONAMIENTO DEL FUSELAJE

Usando el método de Trazado Cónico propuesto en el texto *Simplified Aircraft Design for homebuilders*, de Daniel Raymer, el cual consiste en el trazado de la forma externa de la aeronave midiendo y suavizando puntos de las secciones transversales y la vista superior, se lograron conseguir formas suaves que permiten al flujo de aire circular a través del cuerpo del avión desde la nariz hasta la cola, de tal manera que se genere el menor arrastre posible debido al estancamiento del mismo en alguna de las partes de la aeronave.

Este método que ahora es tradicional, se basa en curvas matemáticas llamadas "cónicas" y en este caso, se usa una semicircunferencia en la parte inferior del fuselaje desde el eje del Shaft, de esta manera el fuselaje describe una forma que se acerca mucho a un cilindro, el

cual se ajusta al espacio necesario en la planta motriz y en la cabina permitiendo el flujo suave del aire sobre el fuselaje del avión.

### 9.10 DISEÑO DE LAS PUERTAS

Dado que deben clasificarse como puertas de emergencia, las medidas son 60cm de ancho por 135cm de alto, con sistema de rieles haciéndola corrediza y con un gancho que permite desmontar el riel superior y con él la puerta entera en caso de emergencia.

### 9.11 DIMENSIONAMIENTO DE LA ALETA DORSAL Ó DORSAL FIN

Esta parte del avión evita que el flujo que se desprende de uno de los lados del brazo de cola se mezcle con el flujo que sube por el lado contrario, además direcciona este par de flujos hacia la cola para tener un mejor control de la aeronave.

Según la literatura, la aleta dorsal debe tener un área equivalente al 10% del área de la cola vertical, en este caso debe ser de  $2.1\text{ft}^2$ . Esto se logra con el triángulo formado por los puntos  $a=3.25\text{m}$ ,  $b=5.12\text{m}$  (donde comienza la raíz de la cola vertical) ubicados sobre el eje de la cuerda de la cola horizontal y el punto  $c=5.75\text{m}$  a 35cm sobre dicho eje.

### 9.12 DISEÑO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL

Las superficies de control primarias son los alerones, los cuales inducen el *roll*, los elevadores, que inducen al *pitch*, y el *rudder* que induce al *yaw*.

- 9.12.1 Alerones

El área requerida para los alerones puede ser estimada de la siguiente figura extraída del texto de Daniel Raymer. Los alerones usualmente van del 50% al 90% de la envergadura y lo que queda del span se usa para ubicar los *flaps* en caso de que se requiera generar un *lift* mayor en el despegue y el aterrizaje de la aeronave.

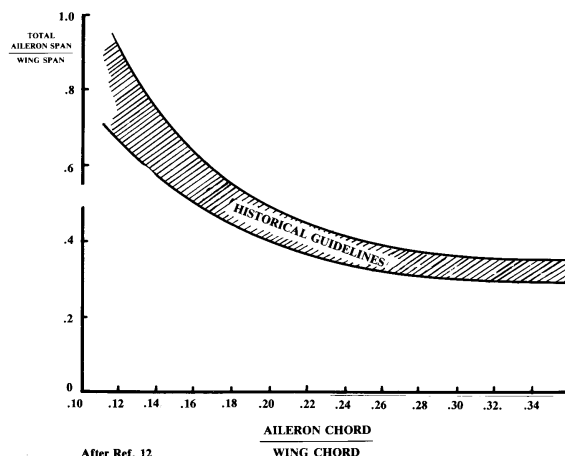


Fig. 6.3 Aileron guidelines.

De acuerdo a lo anterior y asumiendo que el 50% del span es alerones y dividiéndolo entre la envergadura total del ala, tenemos que:

$$\frac{4.5}{9} = 0.5$$

Lo que corresponde en la figura a 0.16 como resultado de la división entre la cuerda del alerón resultante y la cuerda del ala. Entonces:

$$c_A = 0.16 * 4.54 = 0.72 \text{ ft} = 22 \text{ cm}$$

### 9.12.2 Elevadores

Encargados de inducir al *pitch* deben tener un área equivalente al 30% del área de la cola horizontal, teniendo en cuenta la disminución de área debido al espacio de giro que se le da al *rudder*. De esta manera, los elevadores son formados por el rectángulo de base  $b=0.95\text{m}$  medidos desde la punta hacia la raíz de la cola y altura  $h=30.5\text{cm}$  en cada semispan.

además, junto a las superficies de control se ubican unas extensiones móviles de los mismos llamados “compensadores dinámicos” los cuales suavizan los controles facilitando el manejo de la aeronave. Estos compensadores usan el 5% del área de las colas, es decir el 2.5% cada uno en la cola horizontal y el 5% en la cola vertical.

En la cola horizontal, esto se logra con el trapecio formado por el lado  $B=27.5\text{cm}$ , el lado  $b=2.5\text{cm}$  y la base  $h=32.5\text{cm}$ . Recordando que el área de un trapecio se define como:

$$A = \frac{b + B}{2} * h$$

Para este caso se obtiene que 
$$A = \frac{2.5 + 27.5}{2} * 32.5 = 487.5 \text{ cm}^2 = 0.52 \text{ ft}^2$$

Este resultado equivale al 2.5% del área total de la cola horizontal que se buscaba.

### 9.12.3 Rudder

Similarmente al proceso de cálculo del área de los elevadores, el cálculo del *rudder*, requiere que este ocupe el 40% del área total de la cola vertical, es decir  $4.58\text{ft}^2$ . Esta área se logra con el rectángulo de altura  $h=3.86\text{ft}$ , por lo que la base debe ser  $b=1.18\text{ft}$ .

El compensador debe tener un área equivalente al 5% del área total de la cola vertical, es decir, aproximadamente  $0.573\text{ft}^2$ . Esto se logra con el trapecio formado por el lado  $b=0.19\text{ft}$ , el lado  $B=0.98\text{ft}$  y altura  $h=0.9$ , de área  $A=0.5265\text{ft}^2$  que equivale aproximadamente al 5% del área total.

### 9.13 TREN DE ATERRIZAJE

Por costos y facilidad de construcción se implementa un tren tipo triciclo, esta configuración requiere que el centro de gravedad del avión esté delante de las llantas principales. además debe ser lo suficientemente largo para que la punta de la hélice esté al menos a 9" ó 0.74ft sobre el suelo.

Recordando que el diámetro de la hélice es de 5.8ft, por lo cual el radio es de 2.9ft y adicionando 1ft sobre el nivel del suelo, la línea del *spinner* debe estar por lo menos a 4ft.

Para determinar el tamaño de las ruedas, el cual depende de la carga que lleva cada una, las ubicamos relativamente al centro de gravedad del avión.

Por consideraciones de estabilidad longitudinal, el centro aerodinámico del avión, debe tender a estar mas atrás que el centro de gravedad. El centro aerodinámico del avión también se llama "punto neutro" del avión, que se define como la ubicación del centro de gravedad del avión para la cual el *pitching moment* alrededor de si es independiente del ángulo de ataque.

Usando los conceptos de ubicación del centro aerodinámico de un "cuerpo-ala" " $X_{acwb}$ " y ubicación del punto neutro " $X_n$ " tenemos que:

$$X_{acwb} = X_n - V_{HT} \frac{a_t}{a}$$

Donde:

$V_{HT}$  es el coeficiente de volumen de la cola horizontal

$a_t$  y  $a$  son las pendientes de sustentación para la cola horizontal y la aeronave completa

Se define entonces el margen estático como  $SM = \frac{X_n - \bar{X}}{c}$

Donde:

$\bar{X}$  es la ubicación del centro de gravedad del avión y

$c$  es la cuerda aerodinámica del ala

Para los aviones convencionales en general, este valor debe estar en el orden del 5% al 10%. Asumiendo 10% se tiene:

$$SM = 0.1 = \frac{X_n - 5.2 \text{ ft}}{4.54 \text{ ft}}$$

De donde se obtiene que

$$X_n = 5.65 \text{ ft}$$

Ahora, por simplicidad, se asume que el centro aerodinámico del cuerpo-ala (combinación de ala y fuselaje) es el mismo que el c.a. del ala, es decir:

$$"X_{acwb}" = "X_{acwing}"$$

Se asume también que  $a_t=a$ , entonces  $X_{acwb} = X_n - V_{HT}$ , por lo cual:

$$X_{acwing} = 5.65 - 0.5 = 5.15 \text{ ft}$$

Ubiquemos ahora el tren principal sobre la línea central de las alas, entonces:

$$X_c = 4.1 \text{ ft} + \frac{4.54 \text{ ft}}{2} = 6.37 \text{ ft}$$

Donde 4.1ft es la distancia del datum al borde de ataque del ala y 4.54ft es la cuerda de la misma.

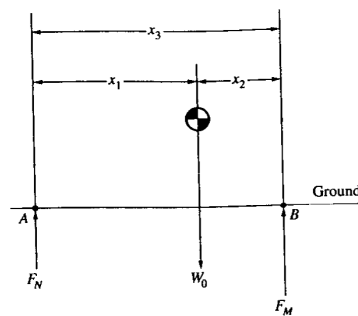


Figure 8.26 Force diagram for obtaining the load distribution among the tires.

De la figura anterior, extraída del texto de Anderson, vemos que el peso  $W_0$  actúa sobre el centro de gravedad del avión, que la distancia entre la línea de acción de  $F_N$  (Nose wheel) y el centro de gravedad es  $X_1$ , también que la distancia entre la línea de acción de  $F_M$  (Main wheels) y el centro de gravedad es  $X_2$  y que la distancia entre  $F_N$  y  $F_M$  es  $X_3 = X_1 + X_2$ .

Tomando los momentos alrededor del punto A, se tiene que:

$$F_M X_3 = W_0 X_1$$

por lo tanto

$$F_M = \frac{W_0 X_1}{X_3}$$

Ahora tomando los momentos alrededor del punto B, se tiene que:

$$F_N X_3 = W_0 X_2$$

por lo tanto

$$F_N = \frac{W_0 X_2}{X_3}$$

Asumiendo que el tren de nariz está a 2.46ft del *datum*, se tiene que:

- $X_3 = 6.37 - 2.46 = 3.91 \text{ ft}$
- $X_1 = 5.2 - 2.46 = 2.74 \text{ ft}$



- $X_2 = 3.91 - 2.74 = 1.17\text{ft}$

Luego entonces 
$$F_N = \frac{1248 * 1.17}{3.91} = 373.4\text{Lb}$$

Y 
$$F_M = \frac{1248 * 2.74}{3.91} = 874.5\text{Lb}$$

Es decir que la carga sobre cada llanta del tren principal es  $\frac{F_M}{2} = 437.25\text{Lb}$ .

Con esta información se puede estimar el tamaño de las ruedas usando las relaciones empíricas del texto de Daniel Raymer para el diámetro y el ancho de las llantas en términos de la carga en cada una con la relación:

$$\text{diámetro y Ancho de las ruedas} = AW^B$$

Y con los valores históricos para A y B de la siguiente tabla:

	A	B
Wheel diameter (in)	1.51	0.349
Wheel width (in)	0.715	0.312

Por lo tanto, para las llantas del tren principal se tiene:

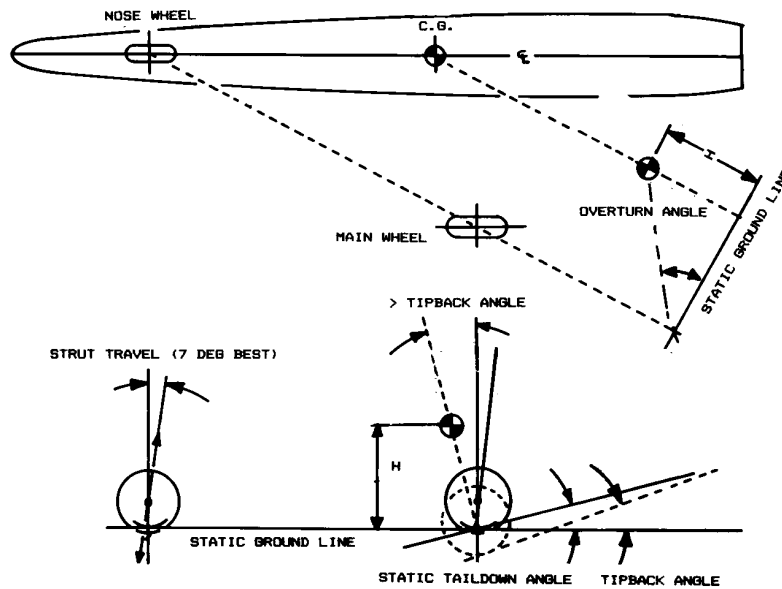
- diámetro =  $A \left( \frac{F_M}{2} \right)^B = 1.51(437.25)^{0.349} = 12.6\text{in}$
- Ancho =  $A \left( \frac{F_M}{2} \right)^B = 0.715(437.25)^{0.312} = 4.76\text{in}$

Y para el tren de nariz, se tiene que:

- diámetro =  $A(F_N)^B = 1.51(373.4)^{0.349} = 11.93\text{in}$
- Ancho =  $A(F_N)^B = 0.715(373.4)^{0.312} = 4.53\text{in}$

Por ultimo, para definir la distancia entre las ruedas del tren principal visto de frente, se usa el método propuesto en el texto de Raymer el cual consiste en ubicar una de las ruedas sobre la línea media del ala y trazar una línea recta entre los centros de esta y la rueda del tren de nariz, luego se traza una línea paralela pero desde el centro de gravedad y por ultimo una línea perpendicular a las dos ultimas desde el centro de la rueda del tren

principal. Sobre la línea que parte del centro de gravedad, se ubica la distancia equivalente a la altura desde el piso al centro de gravedad viendo el avión lateralmente desde la perpendicular y por ultimo se mide el ángulo que hay entre esta última y otra línea trazada desde el centro de la rueda del tren principal hasta la altura marcada. Este ángulo no debe ser superior a  $63^\circ$ , para garantizar que el avión no se caerá hacia un lado en un giro sobre tierra. Lo anterior se ilustra en la siguiente figura.



**Fig. 11.4 Tricycle landing gear geometry.**

Este proceso, dio como resultado  $59^\circ$ , valor que está dentro del rango admitido, por ende es aceptable.

## 9.14 ANALISIS FISICO-MATEMATICO DEL PERFORMANCE DEL AVION

### 9.14.1 Estudios de sensibilidad y factores de crecimiento

Estos factores indican como varía el  $W_0$  con respecto a variables como el peso de la carga paga ( $W_{PL}$ ), el peso vacío ( $W_E$ ), el rango (R), el *endurance* (E), la relación *Lift to Drag* (L/D), el consumo específico de combustible ( $C_P$ ) y la eficiencia de la propela ( $\eta_P$ ) de las que depende el performance del avión.

- **Factor de crecimiento debido al  $W_{PL}$**

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = BW_{TO} [D - C(1 - B)W_{TO}]^{-1}$$

A y B son constantes obtenidas de una regresión lineal con aeronaves del mismo tipo. La tabla 2.15 del texto de Jan Roskam, ofrece los siguientes valores de  $A=0.3411$  y  $B=0.9519$  para aeronaves tipo *LSA* ó *homebuilt*. C es una constante que involucra el peso debido al combustible.

$$C = [1 - (1 + M_{res})(1 - M_{FF}) - M_{ifo}] = [1 - 1.25(1 - 0.886) - 0.0054] = 0.8521$$

Y D es una constante debida al  $W_{PL}$

$$D = (W_{PL} + W_{crew})$$

Y dado que  $W_{crew}$  está incluido en el  $W_{PL}$  en este caso, se tiene que  $D = W_{PL}$  por lo tanto:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = 0.9519 * 1248 [410 - 0.852(1 - 0.9519)1248]^{-1} = 3.31$$

Esto quiere decir que por cada libra de carga paga, que se adiciona, el  $W_{TO}$  del avión debe incrementarse en 3.31Lb para que no haya alteraciones en el performance.

- **Factor de crecimiento debido a  $W_E$**

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = BW_{TO} \left[ 10^{\left[ \frac{(\log_{10} W_{TO} - A)}{B} \right]^{-1}} \right]$$

Con  $A=0.3411$  y  $B=0.9519$  se tiene:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial W_{PL}} = 0.9519 * 1248 \left[ 10^{\left[ \frac{(\log_{10} 1248 - 0.3411)}{0.9519} \right]^{-1}} \right] = 1.51$$

Es decir que por cada libra en el  $W_E$  que se aumente, el  $W_{TO}$  debe incrementarse en 1.51Lb.

- **Factor de crecimiento debido al Rango**

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = FC_p (375 \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$$

Donde F es una constante que se define como:

$$F = -BW_{TO}^2 [CW_{TO}(1-B) - D]^{-1} (1 + M_{res}) M_{FF}$$

Que en este caso da como resultado:

$$F = -0.9519 * 1248^2 [0.8521 * 1248(1 - 0.9519) - 410]^{-1} (1 + 0.25) 0.886 = 4576.6Lb$$

Por lo tanto  $\frac{\partial W_{TO}}{\partial R} = 4575.6Lb * 0.6(375 * 0.7 * 10)^{-1} = 1.046Lb / mi$

Es decir que por cada milla que aumente el rango,  $W_{TO}$  debe incrementarse en 1.046Lb.

- **Factor de crecimiento debido al Consumo específico**

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial C_p} = FR(375 \eta_p \frac{L}{D})^{-1}$$

Donde R es el rango, el cual se ah fijado en 435mi para esta aeronave, por lo tanto:

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial C_p} = 4575.6Lb * 435mi(375 * 0.7 * 10)^{-1} = 758.2 \frac{Lb}{Lb/Hp/h}$$

Lo cual quiere decir que por cada unidad decimal que se cambie en el consumo específico asumido al inicio como  $C_p=0.6$ , el  $W_{TO}$  varía en 75.82Lb.

- **Factor de crecimiento debido a la Eficiencia de la hélice**

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial \eta_p} = -FRC_p (375 \eta_p^2 L/D)^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial \eta_p} = -4575.6 * 435 * 0.6 (375 * 0.7^2 * 10)^{-1} = -649.92 Lb$$

Es decir que por cada centésima que varíe la eficiencia de la hélice, hay que modificar el  $W_{TO}$  en 6.49Lb. se ve que si aumenta  $\eta_p$  disminuye  $W_{TO}$  y viceversa por que la derivada es negativa.

- **Factor de crecimiento debido a la relación *Lift to Drag***

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial L/D} = -FRC_p \left[ 375 \eta_p \left( \frac{L}{D} \right)^2 \right]^{-1}$$

$$\frac{\partial W_{TO}}{\partial L/D} = -4575.6 * 435 * 0.6 \left[ 375 * 0.7 * 10^2 \right]^{-1} = -45.49 Lb$$

Esto quiere decir que por cada unidad que aumente  $L/D$ , el  $W_{TO}$  disminuirá 45.49Lb. Nótese la magnitud el efecto de  $L/D$  sobre el  $W_{TO}$  del avión.

#### 9.14.2 Estimación de *Drag Polars*

El coeficiente de arrastre ( $C_D$ ) se escribe como :

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

Donde  $C_{D_0} = \frac{F}{S}$  y a su vez,  $F$  es el área parasita equivalente que se halla con la ecuación empírica:

$$\log_{10} F = a + b \log_{10} S_{wet}$$

Que es lo mismo que

$$F = 10^{(a+b \log_{10} S_{wet})}$$

Donde  $a$  y  $b$  son constantes en función de  $C_F$  el cual se ubica en las graficas de efecto del  $C_F$  equivalente y área mojada en el área parasita equivalente.

además:

$$S_{wet} = 10^{(c+d \log_{10} W_{To})}$$

Las constantes c y d son coeficientes de regresión lineal listadas en la tabla 3.5 del texto de Jan Roskam, primera parte. Para aviones de este tipo, c=1.2362 y d=0.4319. por lo tanto:

$$S_{wet} = 10^{(1.2362+0.4319 \log_{10} 1248)} = 374.5 ft^2$$

Ahora, según el grafico 3.21a del mismo texto, el cessna 152 (que es la aeronave mas parecida), tiene un  $C_F = 0.009$ , por lo que las constantes a y b son: a=-2.0458 y b=1. Por lo tanto:

$$F = 10^{(-2.0458+1 \cdot \log_{10} 374.5)} = 3.37 ft^2$$

Luego entonces,

$$C_{D_0} = \frac{3.37}{134} = 0.025$$

Ahora, para encontrar el factor de *Oswald* ( $e_0$ ), se usa la relación  $K = \frac{1}{4C_{D_0} (L/D)_{max}^2}$  extraída de la ecuación 5.30 del texto de John Anderson.

Para este caso entonces  $K = \frac{1}{4 \cdot 0.025 \cdot 10^2} = 0.099$  y  $e = \frac{1}{\pi A K} = \frac{1}{3.1416 \cdot 6.5 \cdot 0.99} = 0.49$

además  $A = \frac{1}{\pi e_0 K}$ , por lo cual  $C_D = C_{D_0} + K C_L^2$  y para este caso:  $C_D = 0.025 + 0.099 C_L^2$

### 9.14.3 Razón de ascenso ó *Rate of Climb*

La ecuación 3.23 del texto de Roskam define el *Rate of Climb* como  $RC = 33000 RCP$ , donde RCP es el Rate of Climb Parameter, que a su vez está definido como:

$$RCP = \left( \frac{\eta_P}{W/P} \right) \left[ \frac{\sqrt{W/S}}{19 \left( C_L^{3/2} / C_D \right)} \sqrt{\sigma} \right]$$

De la ecuación de puede notar que mientras mas grande sea  $C_L^{3/2} / C_D$ , mas grande será RCP, por ende RC también lo será.

Esto se consigue cuando  $C_{L_{RCmax}} = \sqrt{3C_{D_0} \pi A e}$  y  $C_{D_{RCmax}} = 4C_{D_0}$ , lo cual ofrece:

$$\left( \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1.345(Ae)^{3/4}}{C_{D_0}^{1/4}}$$

En este caso, tengo que  $\left( \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1.345(6.5 * 0.49)^{3/4}}{0.025^{1/4}} = 8.06$ , por lo tanto:

$$RCP = \left( \frac{0.7}{12.48} \right) - \left[ \frac{\sqrt{9.31}}{19(8.06)} \sqrt{0.81} \right] = 0.038$$

Y

$$RC = 33000 * RCP = 1259.2 \text{ fpm}$$

#### 9.14.4 Estimación de la velocidad de crucero ( $V_{cr}$ )

El autor Jan Roskam propone un método basado en el uso del índice de potencia ( $I_p$ ), el cual asume  $V_{cr}$  es proporcional a  $I_p$  y se define como:

$$I_p = \left( \frac{W/S}{\sigma W/P} \right)^{1/3}$$

Que en este caso es  $I_p = \left( \frac{9.31}{0.81 * 12.48} \right)^{1/3} = 0.973$

Existe una correlación entre  $V_{cr}$  y  $I_p$  que se ve en la figura 3.30 del mismo texto, en ella se tiene que para biplanos y monoplanos apuntalados con tren fijo,  $I_p = 0.973$  tiene un valor correspondiente de aproximadamente  $V_{cr} = 140 \text{ mph}$ .

#### 9.14.5 Velocidad mínima para máximo *endurance*

Se necesita conocer la velocidad a la que puede volar el avión con el mínimo poder requerido para mantenerse en vuelo el mayor tiempo posible con el menor consumo de combustible y por ende el lift necesario para conseguir este objetivo. Para ello se realiza el siguiente análisis:

El autor John Anderson asegura que el máximo *endurance* para un avión a propela es proporcional al máximo valor de  $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$ , recordando que  $C_D = C_{D_0} + KC_L^2$ , se tiene que:

$$\frac{C_L^{3/2}}{C_D} = \frac{C_L^{3/2}}{C_{D_0} + KC_L^2}$$

Entonces para encontrar el valor máximo de esta función, se diferencia con respecto a  $C_L$  y se iguala a cero, de esta manera se obtiene la expresión:

$$\frac{d(C_L^{3/2}/C_D)}{dC_L} = \frac{(C_{D_0} + KC_L^2)\left(\frac{3}{2}C_L^{1/2}\right) - C_L^{3/2}(2KC_L)}{C_{D_0} + KC_L^2} = 0$$

Podemos decir entonces que  $\frac{3}{2}C_{D_0}C_L^{1/2} + \frac{3}{2}KC_L^{5/2} - 2KC_L^{5/2} = 0$

Y por ultimo  $C_{D_0} = \frac{1}{3}KC_L^2$

Por lo tanto, cuando  $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$  es un máximo, el *drag* el drag a cero lift o *drag* parasito iguala a

un tercio del *drag* debido al *Lift*. Es decir que  $C_L = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$ .

Sustituyendo estos valores en la ecuación 5.35 del mismo texto, se tiene que:

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max} = \frac{C_L^{3/2}}{C_{D_0} + KC_L^2} = \frac{(3C_{D_0}/K)^{3/4}}{C_{D_0} + 3C_{D_0}} = \frac{1}{4C_{D_0}} \left(\frac{3C_{D_0}}{K}\right)^{3/4}$$

Que es lo mismo que  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max} = \frac{1}{4} \left(\frac{3}{KC_{D_0}^{1/3}}\right)^{3/4}$

NOTECE que este valor máximo es función únicamente de  $C_{D_0}$  y  $K$ .

En vuelo recto y nivelado,  $L=W$  y la velocidad para la cual  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}$  se encuentra de la siguiente manera:

$$L = W = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

De donde se obtiene:

$$W = \frac{1}{2}\rho V \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}^2 S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$$



Despejando la velocidad, se tiene que:

$$V_{\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}} = \left( \frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{3C_{D_0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2}$$

Por lo tanto, para este avión, se tiene que:

$$\left( \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max} = \frac{1}{4} \left( \frac{3}{0.099 * 0.025^{1/3}} \right)^{3/4} = 8.12$$

además, para una altura de 7000ft:

$$V_{\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}} = \left( \frac{2}{0.001927} \sqrt{\frac{0.099}{3 * 0.025}} * 9.31 \right)^{1/2} = 105.36 \text{ fps}$$

Y cuando vuela a nivel del mar:

$$V_{\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{\max}} = \left( \frac{2}{0.002376} \sqrt{\frac{0.099}{3 * 0.025}} * 9.31 \right)^{1/2} = 94.86 \text{ fps}$$

Estas son las velocidades para mínima potencia y máximo *endurance* a nivel del mar y a la altura máxima.

#### 9.14.6 Potencia mínima requerida

Se define como  $P_R = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}}$ , donde  $\left( \frac{C_D^2}{C_L^3} \right)_{\min} = \left( \frac{1}{\left( \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{\max}} \right)^2 = \left( \frac{1}{8.12} \right)^2 = 0.0015$

Por lo tanto, a 7000ft, la potencia mínima requerida es:

$$P_R = \sqrt{\frac{2 * 1248^3}{0.001927 * 134}} * 0.015 = 15110.8 \text{ ft.Lb / s}$$

Usando el factor de conversión  $1Hp = 550 \text{ ft.Lb / s}$ , se tiene que la potencia mínima requerida para volar a 7000ft es de **27.62Hp**, es decir el 27.62% de la potencia total.

Por ultimo el *lift* requerido para volar con esta potencia mínima con una velocidad  $V=105.36\text{fps}$  a 7000ft de altura se halla de la siguiente manera:

Recordando que  $C_L = \frac{1}{q} \left( \frac{W}{S} \right)$ , donde  $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ , que en este caso es:

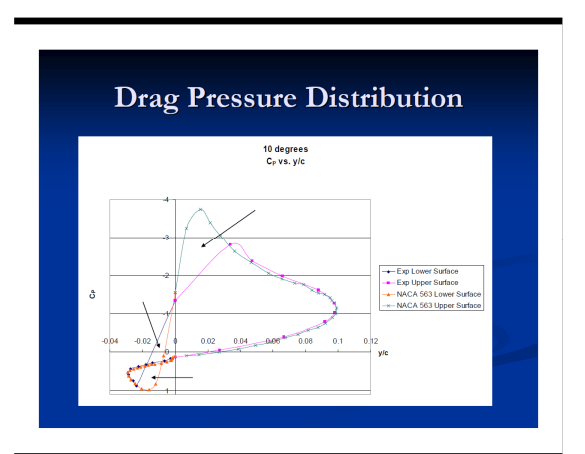
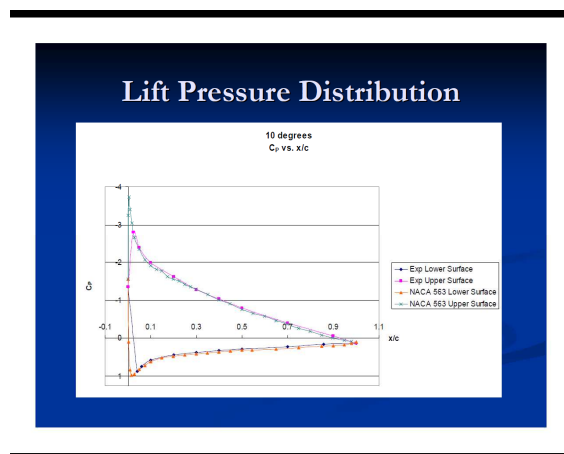
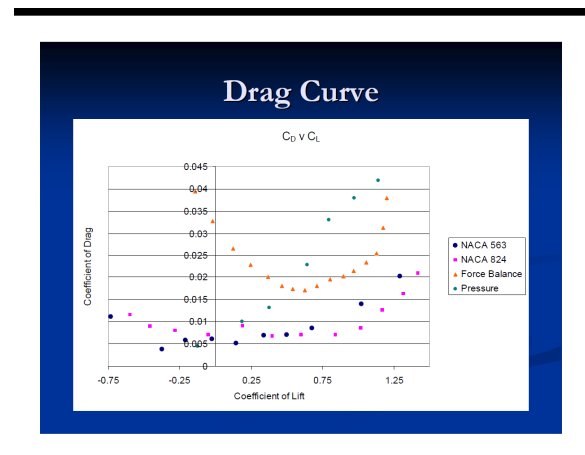
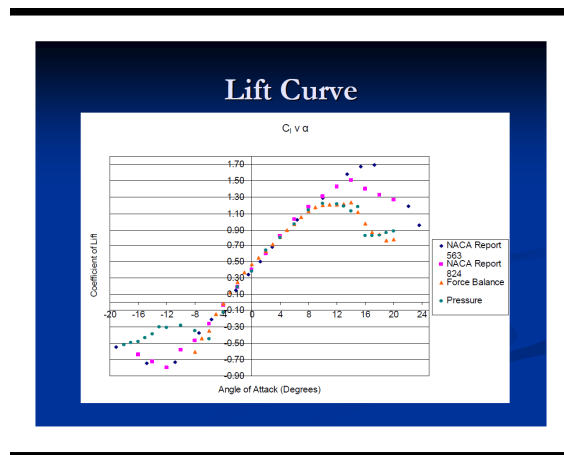
$$q = \frac{1}{2} * 0.001927 * 105.36^2 = 10.69$$

Permite encontrar que  $C_L = (1/10.69)9.31 = 0.87$

Esto quiere decir que se debe seleccionar un perfil que al formar un ala finita, genere  $C_L = 0.87$  al mínimo valor de  $\alpha$  posible. Usando la relación  $C_L = 0.9C_{L1}$ .

### 9.15 SELECCIÓN DEL PERFIL

Con base en el análisis de las graficas de las características aerodinámicas como  $C_L$  vs.  $\alpha$ ,  $C_m$  vs.  $\alpha$  y  $C_L$  vs.  $C_d$  de numerosos perfiles, se tomó la decisión de usar el perfil NACA 4412.



De estas curvas se observa que este perfil tiene un  $C_L$  máximo de 1.7 aproximadamente a  $17^\circ$  y un  $C_L$  a  $0^\circ$  de 0.4, con un número de Reynolds de  $6 \times 10^6$ . Esto implica que para volar a la altura máxima a la velocidad de máximo *endurance*, se requieren superficies adicionales como los flaps para alcanzar el  $C_L$  requerido, así como para facilitar el despegue y aterrizaje de la aeronave.

## 9.16 DIMENSIONAMIENTO DE LOS FLAPS

El objetivo de implementar estas superficies adicionales es proveer el mayor  $C_L$  posible para facilitar el despegue y aterrizaje de la aeronave. De acuerdo con el numeral anterior, el perfil seleccionado ofrece un  $C_{Lmax}=2.7$  a  $12^\circ$  aproximadamente, con flaps tipo *single slotted flap* de 0.2m ó 0.65ft de cuerda y una deflexión de  $60^\circ$ , por lo tanto, los *flaps* se forman por el rectángulo de base 1.75m ó 5.74ft y altura 0.2m ó 0.65ft.

De esta manera, el área de cada flap es de  $0.35m^2$  ó  $3.76ft^2$ , por lo que el área sustentadora total será:

$$S_{WL} = S_W + 2S_{flap} = 134ft^2 + 7.52ft^2 = 141.52ft^2.$$

Luego entonces se hace necesario recalcular la carga alar para configuración de despegue y aterrizaje donde se usan los *flaps*.

$$W_L = \frac{1248}{141.52} = 8.81Lb / ft^2$$

## 9.17 VELOCIDAD DE PÉRDIDA

### 9.17.1 $V_{stall}$ en configuración limpia (sin *flaps*)

Este parámetro indica la velocidad a la cual el flujo de aire se desprende de la superficie de las alas y no hay control sobre la misma y se define como:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W_L}{\rho C_{Lmax}}}$$

Por lo tanto en configuración limpia, es decir sin el uso de superficies adicionales para generar *lift* extra como los *Flaps* y volando a 7000ft, se tiene que:

$$V_s = \sqrt{\frac{2*9.31}{0.001927*1.7}} = 75.38fps = 51.4mph$$

Y a nivel del mar:

$$V_s = \sqrt{\frac{2*9.31}{0.0023769*1.7}} = 67.88fps = 46.3mph$$

### 9.17.2 $V_{stall}$ con *full flaps*

La diferencia del numeral anterior es que la carga alar cambia por el aumento del área debido a los *flaps*, de esta manera, las velocidades de pérdida a nivel del mar y a la altura máxima respectivamente están dadas por:

$$V_s = \sqrt{\frac{2*8.81}{0.0023769*2.7}} = 52.4fps = 35.72mph = 31.04kts \text{ (a nivel del mar)}$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2 * 8.81}{0.001927 * 2.7}} = 58.2 \text{ fps} = 39.7 \text{ mph (a 7000ft)}$$

Con el resultado anterior de  $V_{\text{stall}}$  a nivel del mar con *full flaps* se encuentra la velocidad de despegue ( $V_{\text{TO}}$ ) como:

$$V_{\text{TO}} = 1.2V_{s_f} = 1.2 * 52.4 = 62.88 \text{ fps} = 42.87 \text{ mph}$$

### 9.18 DISTANCIA NECESARIA PARA EL DESPEGUE

El autor Jan Roskam propone un método para dimensionar esta distancia utilizando un término basado en la norma FAR<sub>23</sub> llamado *Take Off Parameter* ó TOP<sub>23</sub> el cual se define de la siguiente manera:

$$TOP_{23} = \frac{(W/S)_{\text{TO}} (W/P)_{\text{TO}}}{\sigma C_{L_{\text{max TO}}}}$$

Por otro lado, se tienen en cuenta la distancia necesaria antes de dejar tierra y la distancia total que incluye además la distancia requerida por la aeronave para superar un obstáculo de 50ft. Estas distancias se conocen como  $S_{\text{TGO}}$  y  $S_{\text{TO}}$  respectivamente y se definen como:

- $S_{\text{TGO}} = 4.9TOP_{23} + 0.009TOP_{23}^2$
- $S_{\text{TO}} = 1.66 S_{\text{TGO}}$

De esta manera,  $TOP_{23} = \frac{8.81 * 12.48}{0.81 * 2.7} = 50.3$  y

- $S_{\text{TGO}} = 4.9 * 50.3 + 0.009 * 50.3^2 = 269.1 \text{ ft} = 82 \text{ m}$
- $S_{\text{TO}} = 1.66 S_{\text{TGO}} = 1.66 * 269.1 \text{ ft} = 446.7 \text{ ft} = 136.15 \text{ m}$

### 9.19 DISTANCIA NECESARIA PARA EL ATERRIZAJE

La distancia necesaria para el aterrizaje superando un obstáculo de 50ft se conoce como  $S_L$  y la distancia necesaria desde que la aeronave toca tierra y se detiene, se conoce como  $S_{\text{LG}}$  y se definen de la siguiente manera:

$S_{\text{LG}} = 0.26V_{\text{SL}}^2$ , donde  $V_{\text{SL}}$  se asume como la  $V_{\text{stall}}$  con *full flaps* a nivel del mar y está dada en nudos (*knots*).

$$S_L = 1.938S_{\text{LG}}$$

Entonces, para este caso se tiene:

$$S_{\text{LG}} = 0.26 * 31.04^2 = 250.5 \text{ ft} = 76.35 \text{ m}$$

$$S_L = 1.938 * 250.5 \text{ ft} = 485.5 \text{ ft} = 147.98 \text{ m}$$

## **10. CONCLUSIONES**

- Se alcanzaron tanto el objetivo general como los objetivos específicos propuestos.
- Mediante el estudio y correcto uso de las herramientas disponibles, se logro una combinación equilibrada de las mismas.
- Se consiguió optimizar las características de desempeño de una aeronave de entrenamiento primario.

## 11. BIBLIOGRAFÍA

- Simplified Aircraft Design For Hombuilders  
Daniel P. Raymer, Ph.D.
- Airfoil Selection. Understanding and choosing airfoils for light aircraft  
By Barnaby Wainfan.
- Airplane Design  
Part I: Preliminary Sizing of Airplanes  
Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and  
Inboard Profiles.
- Aircraft Performance and Design  
John Anderson
- Aircraft Design: A Conceptual Approach. Third Edition  
Daniel Raymer
  
- [www.faa.gov](http://www.faa.gov)
- <http://www.risingup.com/fars/info/part23-3-FAR.shtml>
- [www.cessna.com](http://www.cessna.com)
- [www.newpiper.com](http://www.newpiper.com)

## 12. IMAGENES

