

Universidad Nacional de Mar del Plata

Aeronave no tripulada tipo “tiltjet” para transporte de órganos.

Prueba de Concepto

Espinosa, Diego Esteban
9/4/2020



RINFI se desarrolla en forma conjunta entre el INTEMA y la Biblioteca de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de Mar del Plata.

Tiene como objetivo recopilar, organizar, gestionar, difundir y preservar documentos digitales en Ingeniería, Ciencia y Tecnología de Materiales y Ciencias Afines.

A través del Acceso Abierto, se pretende aumentar la visibilidad y el impacto de los resultados de la investigación, asumiendo las políticas y cumpliendo con los protocolos y estándares internacionales para la interoperabilidad entre repositorios



Esta obra está bajo una [Licencia Creative Commons Atribución-
NoComercial-CompartirIgual 4.0 Internacional](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/).

Universidad Nacional de Mar del Plata

Aeronave no tripulada tipo “tiltjet” para transporte de órganos.

Prueba de Concepto

*“Una vez hayas probado el vuelo,
siempre caminarás por la Tierra con la
vista mirando al cielo, porque ya has
estado allí y allí deseas volver”*

-Leonardo da Vinci.

AGRADECIMIENTOS

A mis familiares, quienes me han tenido paciencia infinita mientras hacía malabares entre mis estudios, mi trabajo, mi vida social, mis proyectos, y mis hobbies. Su confianza, cariño, apoyo incondicional, y ejemplo de vida, son la razón de ser quien soy, y poder mañana ser quien quiera ser.

A mis amigos, que por suerte tengo muchos en todo el mundo, y en especial a mis compañeros de carrera, hoy colegas de profesión. Tuve la suerte a conocer a un grupo de personas muy especial que no solo me brindaron su amistad, sino que fueron esenciales para hacer de esta experiencia algo mágico y único que recordare toda mi vida. Sin ellos, esto no tendría el mismo dulzor.

A mis profesores, en todos los ámbitos de la vida, por transferir algo tan invaluable como su conocimiento y sabiduría. Muchas de sus lecciones no supe apreciar su utilidad en su momento, y hoy en día son las herramientas que me permiten trabajar, construir, soñar, y vivir. Particularmente quiero agradecer a mi tutor en esta labor, el Dr. Mirco Chapetti, quien supo darme palabras alentadoras cuando yo me desentendí de este proyecto por cuestiones laborales y/o personales y me sentía perdido a la hora de retomarlo.

A todos: Muchas, muchas gracias.

Contenido

1.	Introducción y objetivo	4
2.	Marco Teórico	5
3.	Diseño	8
3.1	Consideraciones Iniciales.....	8
3.1.1	Consideraciones de diseño respecto a capacidad de despegue vertical	8
3.1.2	Perdidas de empuje por efectos del despegue vertical.....	9
3.1.3	Consideraciones de diseño respecto al sistema de propulsión	13
3.2	Análisis de fuerzas.....	15
3.3	Selección de perfil alar y geometría de ala.....	17
3.3.1	Configuración y estabilidad longitudinal	17
3.3.2	Dimensionado de geometría alar.....	21
3.3.3	Selección de perfil alar	29
3.3.4	Selección parámetros finales de ala.....	33
3.4	Dimensionamiento básico de fuselaje.....	36
3.5	Dimensionamiento de geometría de cola	38
3.5.1	Configuración.....	39
3.5.2	Selección de parámetros de diseño	40
3.5.3	Selección de perfiles alares.....	41
3.5.4	Método de los coeficientes de volumen de cola.....	42
3.6	Superficies de control.....	47
3.7	Representación Esquemática.....	51
4.	Análisis.....	52
4.1	Análisis de sistema de propulsión	52
4.1.1	Modificación de empuje por efectos de instalación	52
4.1.2	Efectos de condiciones de vuelo sobre empuje	58
4.1.1	Efectos de condiciones de vuelo sobre consumo de combustible.....	60

4.1.2	Dimensionado básico de barquilla o <i>nacelle</i>	61
4.2	Análisis aerodinámico	62
4.2.1	Curva de sustentación.....	62
4.2.2	Curva de arrastre	65
5.	Análisis económico	69
5.1	Aproximación de precio de venta	70
5.2	Impacto económico	72
6.	Conclusión.....	73
7.	Bibliografía	76
	ANEXO A.....	A-1
	ANEXO B	B-1
	ANEXO C.....	C-1

1. Introducción y objetivo

Existe una problemática actual a nivel mundial que se ha acentuado en años recientes: el número de personas en las listas de espera para recibir órganos está aumentando más rápido que el número de órganos disponibles para trasplante. Este problema se acentúa en el territorio argentino debido a la distribución geográfica de su población. Un poco más del 25% de la población del país se encuentra en el gran Buenos Aires, lugar donde se cosecha la mayor cantidad de órganos, pero transportar estos mismos a lugares remotos del país donde las distancias son realmente grandes resulta, en muchos casos, imposible.

El órgano más crítico de cosechar y transportar es el corazón, el cual solo puede ser almacenado hasta 4 horas en hielo. Si actualmente se quisiera transportar un órgano como este en situación de emergencia, debería hacerse por helicóptero. Un helicóptero civil como los utilizados en estas situaciones vuela a velocidades que no exceden los 250 Km/h, teniendo que repostar cada dos horas o menos según la situación del viento. Evidentemente, el helicóptero comienza a ser impráctico en cuanto se trata de distancias medias a grandes ya que, aunque pudiera lograr su destino en tiempo y forma, no lo haría con mucho margen de error. Para atacar esta problemática se propone una aeronave no tripulada, con capacidad VTOL (Vertical Take-Off and Landing) tal que pueda despegar y aterrizar sobre un hospital o cualquier terreno a nivel, cuya velocidad crucero ronde los 800 Km/h, y que necesite repostar no más de una vez por cada 1000 km. La misma será semiautónoma, con rutas preprogramadas, pero con la posibilidad de ser pilotada desde una consola en tierra. El órgano a transportar se almacenará en una heladera comercial como las que están actualmente en uso, la cual se depositará en la zona de cargamento de la aeronave.

Este proyecto cumple la función de prueba de concepto en el sentido de que sus objetivos principales son demostrar la factibilidad tecnológica del diseño tipo “tiltjet” para la función que se desea cumplir, así como analizar los posibles costos de producción y operativos del mismo, demostrando su factibilidad económica.

2. Marco Teórico

Es conocimiento común que el trasplante de órganos es un tema delicado en cuanto al tiempo y condiciones del órgano/paciente se refiere. Gracias a la cultura pop, principalmente series y películas del género de medicina, se ha cerrado la distancia entre las personas y la realidad de un tema tan complejo como sensible. Sin embargo, la mayoría de las veces estas fuentes de conocimiento, que en realidad son fuentes de entretenimiento, no permiten ver la profundidad de la realidad y por lo tanto la verdadera naturaleza de la problemática que intentan reflejar. La realidad es que se trata de un asunto que abarca un abanico de campos como son lo ético, religioso, político, técnico, y científico. En este documento solo se abarca la problemática desde un ángulo científico-técnico.

Desde un punto de vista técnico, el trasplante de órganos es un procedimiento principalmente sensible al tiempo. Desde que el órgano es extraído hasta que es implantado sufre de isquemia, que es el estrés al que se ven sometidas las células al detener o limitar el flujo sanguíneo (y por lo tanto del oxígeno que necesitan las células). Existe un límite de tiempo para el cual la isquemia del órgano pasa a ser anoxia, que es el término que describe la muerte del tejido al no contar con la energía necesaria para sobrevivir, pero no todos los órganos son iguales. En la *Fig. 2-1* puede verse un tiempo límite dentro del cual es posible realizar el trasplante de dicho órgano.

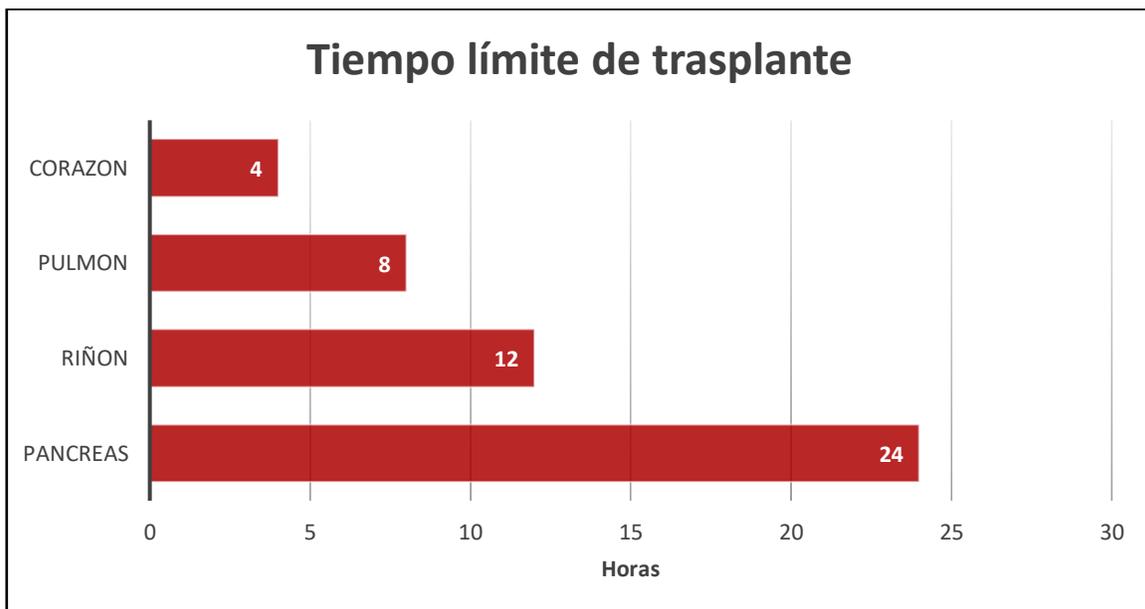


Figura 2-1

Una vez pasado este tiempo la tasa de aceptación de los órganos cae rápidamente y se lo considera no apto para trasplante. Incluso dentro de los tiempos permitidos, mientras más temprana es la operación de trasplante mayor es la tasa de éxito. En órganos críticos como el corazón o el pulmón, los tiempos son realmente acotados, hay poco margen de error y mucha logística involucrada en el transporte de los órganos.

En la Argentina, el 60% a 65% de los órganos se procuran en capital y el gran Buenos Aires, con Córdoba y Santa Fe como los siguientes en volumen de procuración. La situación demográfica de la Argentina es la de un país altamente centralizado en su capital pero que a su vez tiene un gran territorio. Esta situación hace que, al momento de redactar este documento, sea imposible el transporte de un órgano como un corazón o incluso un pulmón a los puntos más lejanos del país. Se trata de un obstáculo tecnológico que imposibilita el transporte de forma práctica y un obstáculo económico dado por todo el rodeo logístico necesario, tanto en distancias relativamente cortas como en distancias largas.

El punto clave que da origen a la idea que se explyaya en este documento es que la tecnología necesaria para realizar el transporte de forma práctica y económica existe, y que conceptos similares están siendo explorados y hasta probados en otras partes del mundo. Estamos actualmente en el inicio de la era de los drones o aeronaves no tripuladas, de las tecnologías de comunicaciones rápidas y fiables a escalas nunca antes vistas, y de las inteligencias artificiales. Actualmente los drones están incursionando en muchos aspectos de nuestras vidas, desde filmaciones y vigilancia, transporte de mercadería, operaciones militares, funciones agrícolas, etc. Esto se debe a que los drones juntan una serie de características que los hace muy versátiles: son más baratos y compactos que un avión, no necesariamente necesitan de un piloto con licencia, son programables y automatizables, y básicamente pueden especializarse en su diseño para cualquier función particular que quiera dársele.

En mayo del 2019, en el estado de Maryland de los Estados Unidos, se realizó el primer trasplante exitoso de un órgano transportado por drone. El transporte en si duró solo 10 minutos y abarcó una distancia de 2,7 millas o 4,3 kilómetros, lo cual representa una enorme diferencia respecto a lo que se plantea en este documento, pero se puede ver como el concepto de drone para transporte de órganos va tomando interés en las principales agencias de salud del mundo.

Un drone de esas características no sería lo más adecuado para las medianas y largas distancias de nuestro país, por lo que se buscan otras alternativas. Como punto de partida, es necesario usar algún método de propulsión más potente que las aspas de los drones tipo helicóptero. Es bajo este concepto que se introducen las turbinas jet al diseño. En los últimos años las turbinas jet se han compactado mucho y hay empresas que se dedican a la venta de pequeñas turbinas para aeronaves ultra ligeras y drones. También se encuentran disponibles, cada vez en mayor cantidad y variedad, los sistemas de vuelo y control para este tipo de aeronaves.

Este diseño que se plantea en este documento, si bien utiliza tecnología disponible y conceptos existentes, sería la primera aeronave civil en juntar características como despegue vertical, velocidades de hasta 800 km/h, y autonomía de vuelo. También sería la primera aeronave tipo tiltjet (con rotación de turbinas) en casi 60 años, desde el prototipo supersónico alemán EWR VJ 101 (ver Fig. 2-2).



Figura 2-2

Este prototipo, diseñado en los años 60 (cuando todas las principales naciones se encontraban desarrollando sistemas de despegue vertical), logro volar exitosamente en más de 40 vuelos de prueba. Considerando las limitaciones tecnológicas de la época, es una gran demostración de que el concepto es viable, y que podría beneficiarse mucho de tecnologías modernas como controles informáticos y sistemas de sensores avanzados. Las diferentes piezas tecnológicas están disponibles, solo hace falta juntarlas en un diseño que pueda aprovecharlas y obtener los resultados que se buscan.

3. Diseño

3.1 Consideraciones Iniciales

3.1.1 Consideraciones de diseño respecto a capacidad de despegue vertical

En la gran mayoría de las aeronaves modernas se cuenta con relaciones de empuje/peso (T/W) superiores a 1, sin embargo, esto no garantiza o permite por si solo el despegue y/o aterrizaje vertical. Existen una serie de aspectos que deben tenerse en cuenta antes de comenzar el diseño de una aeronave de características VTOL.

Balance: Al direccionar los vectores de empuje hacia abajo, debe cumplirse que el momento generado por estos respecto al centro de masa de la aeronave sea nulo (*Fig. 3-1*).

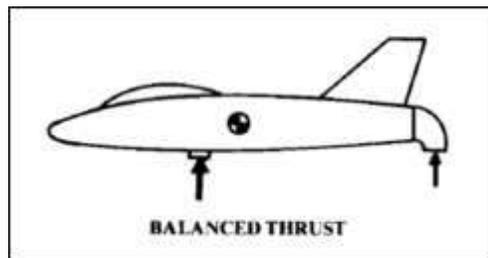


Figura 3-1
[1] Pág. 766

Método de direccionamiento del empuje: Existen varias alternativas para direccionar o general empuje vertical, las más utilizadas pueden verse en la *Fig. 3-2* y son las siguientes:

- Utilizar motores dedicados para el despegue (*Fig. 3-2a*): Estos motores suelen ser de características diferentes a los motores de propulsión ya que están diseñados para producir sustentación aerostática. Se los llama "Lift Jets".
- Redireccionar el empuje con toberas de geometría variable o toberas rotativas (*Fig. 3-2b*).
- A través de la rotación de las turbinas (*Fig. 3-2c*).

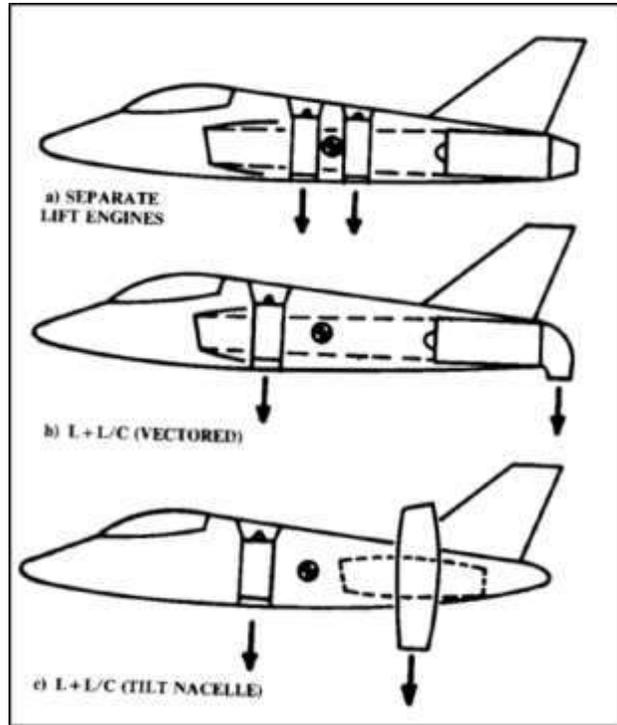


Figura 3-2
[1] Pág. 768

Para el desarrollo de este documento se opta por la alternativa de rotación de las turbinas, dado que no se disponen de motores dedicados comerciales a esta escala, y que se considera que el desarrollo de una tobera de geometría variable escapa el alcance de este documento.

3.1.2 Pérdidas de empuje por efectos del despegue vertical.

Corrientes descendentes y efecto de fuente de sustentación.

Una aeronave que se encuentra flotando no lo hace en una masa de aire estática. El chorro de gas proveniente de la turbina acelera a la masa de aire que rodea a la aeronave. Esto sucede debido a la diferencia en viscosidad entre el chorro de gas a alta temperatura y el aire, y es más pronunciado en las proximidades a la salida de la tobera, produciendo un flujo de aire vertical y en dirección al suelo (Fig. 3-3a). Este flujo de aire genera una fuerza (*suckdown*) sobre la aeronave debido a la resistencia del aire, lo que se traduce a una pérdida de empuje que ronda entre el 2 al 6%.

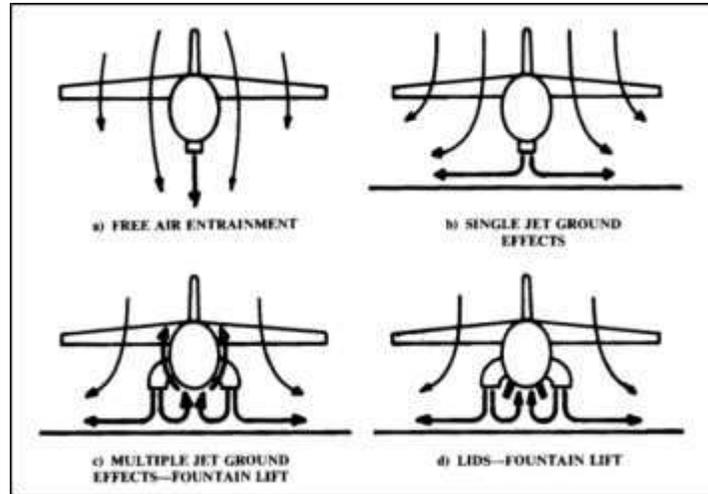


Figura 3-3
[1] Pág. 767

Cuando el chorro de gas caliente hace contacto con el suelo este se dispersa hacia afuera y se mezcla con el aire fresco que lo rodea (Fig. 3-3b), aumentando la corriente descendente. Este efecto aumenta con mayor proximidad al suelo y con la posición relativa de la tobera en relación a las alas, siendo la posición más perjudicial cuando las mismas se encuentran directamente por debajo del ala.

Sin embargo, hay que destacar que cuando se tienen múltiples turbinas se produce un efecto llamado fuente de sustentación (*fountain lift*) debido a que los chorros golpean el suelo y se dispersan, pero se encuentran en el medio (Fig. 3-3c) donde no tienen más opción que subir, causando una corriente de aire ascendente similar a una fuente. Esta corriente tiene a empujar a la aeronave hacia arriba con tal fuerza que puede incluso contrarrestar el efecto de la fuerza descendente previamente vista. La magnitud de este efecto dependerá de la posición de las turbinas y de la geometría del fuselaje, pudiendo utilizarse LIDS (*Lift Improvement Devices*) para aumentar la captura de la corriente ascendente (Fig. 3-3d).

Recirculación e ingesta de gases calientes.

Una aeronave flotando estáticamente cerca del suelo tiende a reingerir los mismos gases calientes que expulsa. Esta recirculación de gases de escape no solo lleva a una significativa pérdida de empuje, sino que pueden arrastrar polvos y otras partículas abrasivas que pueden causar daño o destrucción del motor. En la Fig. 3-4 pueden verse las tres causas que contribuyen a la recirculación de gases calientes, estas son: flotabilidad (Fig. 3-4a), efecto fuente (Fig. 3-4b), y viento relativo (Fig. 3-4c).

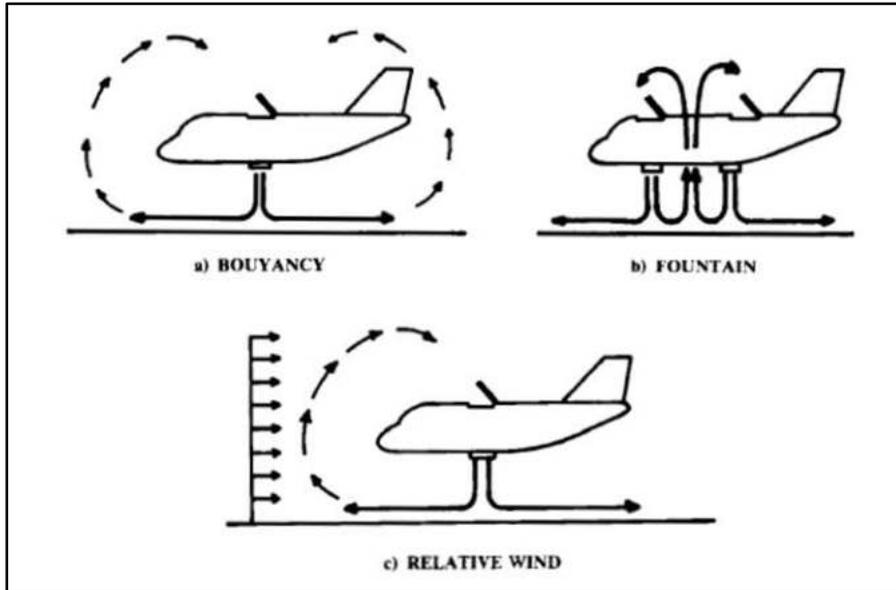


Figura 3-4
[1] Pág. 779

La flotabilidad se refiere a la tendencia natural de los gases calientes de elevarse fruto de su cambio de densidad respecto al ambiente. El escape del jet se mezcla con el aire del ambiente y reduce su velocidad a medida que se aleja de la aeronave. Eventualmente se frena lo suficiente como para que el momento en la dirección que lo aleja de la aeronave se considere despreciable, y el efecto de la flotabilidad tome control, ascendiendo al gas caliente hasta que parte de este vuelve a ser ingerido por la entrada de la turbina. El efecto de la flotabilidad sobre el empuje de la turbina necesita de un tiempo para ser notable.

Si la disposición de las turbinas genera un efecto fuente (chorros de gas caliente convergen en un punto y en el choque ascienden con mayor velocidad), este generará una ingesta de gases caliente adicional al efecto de la flotabilidad, y a diferencia de este último, este necesita poco tiempo para manifestarse.

El efecto de viento relativo puede surgir por condiciones atmosféricas o por el movimiento de avance de la aeronave, y consiste en que el viento relativo empuja a los gases en su expansión natural, forzándolos a subir. Para una combinación particular entre velocidad de viento relativo y velocidad de escape de los gases se produce la recirculación de los mismos hacia la boca de entrada de la turbina.

Sistemas de control

Una aeronave que se encuentra flotando debe ser controlada por algún tipo de modulación de empuje. La mayoría de los conceptos de aeronaves VTOL utilizan un sistema de control reactivo o RCS (*reaction control system*), en el cual se deriva aire a alta presión por ductos internos que desembocan en las puntas de las alas. Este aire se puede expeler por toberas controladas por válvulas para producir los diferentes movimientos (*pitch, roll, yaw*). El aire a alta presión suele derivarse del compresor de las turbinas, lo que significa una pérdida de empuje, y si bien se trata de un sistema ligero, resulta voluminoso, y debido a las altas temperaturas del aire que lo atraviesa no se puede ubicar en las cercanías de la aviónica.

En los casos en el que la aeronave cuente con tres o más turbinas lo suficientemente alejadas del centro de masa de la aeronave, se puede recurrir a la modulación y/o cambio de dirección del empuje de cada turbina individualmente para lograr el control deseado en los tres ejes. Adicionalmente, se debe poder lograr un control en la velocidad de ascenso y descenso (*heave control*). Esto también se puede lograr modulando el empuje al regular la alimentación de las turbinas, o si se cuenta con toberas de geometría variable, modificando el área de salida de la misma.

Cuando se toma en cuenta todos estos requisitos, efectos, y consideraciones, se observa por qué el empuje debe superar ampliamente al peso para lograr el despegue vertical. Esta relación T/W que en teoría solo debería superar el valor 1 como condición suficiente, termina adoptando valores entre 1.2 y 1.5, siendo 1.3 el más común. En la Fig. 3-5 puede verse como se descompone este valor según los diferentes puntos explicados previamente.

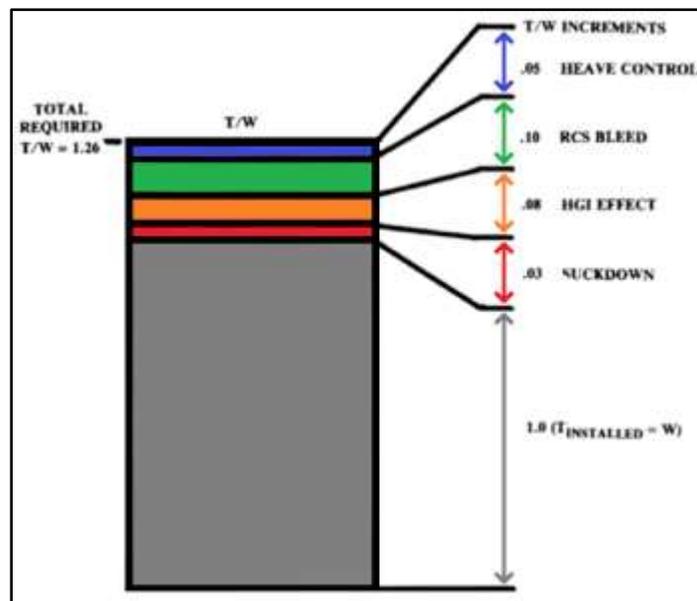


Figura 3-5
[1] Pág. 782

Para el diseño de esta aeronave, se empleará modulación de empuje como sistema de control reactivo y de elevación, por lo que el efecto de pérdida de empuje causado por ese sistema se considera nulo, y en consecuencia se adopta un valor de 1,25 para la relación T/W que se empleará posteriormente en los cálculos y diseño.

$$\frac{T}{W} = 1,25 \quad (3.1.1)$$

3.1.3 Consideraciones de diseño respecto al sistema de propulsión

Es normal que durante el proceso de diseño de una aeronave se diseñe o dimensione, a la par, un sistema de propulsión hecho “a medida” en función de los requisitos de la misión. El diseño de un sistema de propulsión escapa al alcance de este documento, por lo que se seleccionará un sistema comercial que será evaluado por sus características, precio, y disponibilidad.

Existen varios diseñadores y fabricantes de turbinas de pequeña escala en el mundo. La mayoría son utilizadas en el mercado del aeromodelismo como hobby o bien en aeronaves no tripuladas y aeronaves tripuladas ultraligeras. Cuando se trata de turbinas tipo turbo jet, esta selección de fabricantes se reduce a unos pocos, de los cuales se pueden distinguir dos de ellos por reputación, presentación, gama de productos, y especificaciones técnicas de los mismos. Estos dos fabricantes son:

- **PBS Aerospace.** Empresa basada en la Republica Checa. Fabrican y diseñan sus propias turbinas para usos aeronáuticos y generación de electricidad. Tienen más 60 años de historia y experiencia.
- **AMT Netherlands.** Empresa basada en Holanda. Se dedican exclusivamente al diseño, desarrollo, y producción de turbinas jet para aeronaves desde 1991.

Se procede a continuación a comparar el producto insignia de cada empresa. El datasheet completo de cada uno puede verse en el Anexo A.

Empresa	PBS Aerospace	AMT Netherlands
Modelo	TJ150	Lynx
Diámetro	272 mm	261,4 mm
Longitud	520 mm	700 mm
Peso de motor	19,6 kg	19,5 kg
Peso de motor con accesorios	20,6 kg	24,28 kg
Empuje máximo	1500 N	1569 N
Tensión eléctrica generada	28 V	n/d
Potencia eléctrica generada	600 W	n/d
Max. RPM	55300	50000
Combustible	JET A, A-1, B TS-1, T2, R	n/d
Aceite	Mobil Jet Oil II / AEROSHELL 560	n/d
Max. Altitud	9000 m	8000 m
Max. Velocidad	1100 km/h	1000 km/h
Rango de temperatura	-40 a 45 °C	-35 a 50 °C
Consumo específico	0,119 kg/N/h	0,137 kg/N/h
Tiempo antes de mantenimiento	25 Hs	n/d
Precio aproximado sin accesorios	67000 U\$S	55000 U\$S
Precio aproximado con accesorios	72500 U\$S	n/d

Tabla 3-1

El rendimiento del modelo TJ150 de PBS Aerospace es superior al del modelo Lynx de AMT Netherlands en cuanto a empuje, condiciones operativas, y consumo de combustible, a la par que es más compacto y ligero. El modelo de AMT Netherlands es considerablemente más barato que el de PBS Aerospace (18% menor precio). Para el desarrollo de este documento se utilizará como referencia el modelo de TJ150 de PBS Aerospace en base a la mayor disponibilidad de información técnica.

3.2 Análisis de fuerzas

El diseño de la aeronave, es decir, su dimensionamiento y selección de elementos y subsistemas, se realiza para cumplir ciertas características de rendimiento en una de las diferentes etapas de vuelo. En aviación civil, lo que generalmente se busca es lograr el mejor rendimiento de la aeronave cuando esta vuela a velocidad de crucero, pero por ejemplo podría buscarse una capacidad de despegue en pistas cortas o alta maniobrabilidad como en aviones de combate o aviones acrobáticos. Dado que esta aeronave pasara la mayor parte del tiempo en velocidad crucero, el diseño de la misma se enfoca en cumplir con los objetivos de rendimiento en esa etapa.

Cuando una aeronave vuela a velocidad crucero lo hace en equilibrio mecánico, es decir que la suma de las fuerzas actuantes sobre la misma es nula. Las fuerzas principales que actúan sobre la misma (ver Fig. 3-6) son el empuje (*thrust*), la resistencia del aire (*drag*), el peso (*weight*), y la sustentación (*lift*).

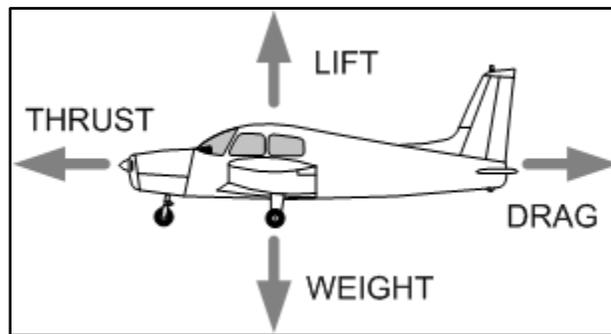


Figura 3-6

Dada la condición de equilibrio, se tienen las siguientes relaciones:

$$T = D \quad (3.2.1)$$

$$L = W \quad (3.2.2)$$

Según lo concluido en el apartado 3.1, se cuentan con 4 turbinas de 1500N de empuje cada una, y una relación T/W de 1.25 según la ecuación (3.1.1). Por lo tanto:

$$T = 1500N \cdot 4 = 6000N \quad (3.2.3)$$

$$\frac{T}{W} = 1,25 \rightarrow W = \frac{T}{1,25} = \frac{6000N}{1,25} = 4800N \cong 490kg \quad (3.2.4)$$

El peso máximo de la aeronave en el momento de despegue no deberá pasar de 490kg, y con este peso y las ecuaciones (3.2.1) y (3.2.2) se pueden obtener las otras dos fuerzas que actúan en vuelo de crucero. El valor de sustentación o lift durante vuelo crucero puede entonces estimarse inicialmente:

$$W = 490kg = L \quad (3.2.5)$$

A su vez, las fuerzas de lift y drag pueden expresarse como:

$$L = \frac{C_l \cdot \rho \cdot A \cdot v^2}{2} \quad (3.2.6)$$

$$D = \frac{C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2}{2} \quad (3.2.7)$$

Donde C_l y C_d son los coeficientes de lift y drag respectivamente, ρ es la densidad del aire a la altura de vuelo crucero, A es el área proyectada de las alas, y v es la velocidad relativa respecto al ambiente de la aeronave.

En el diseño, se debe buscar que la relación L/D (o equivalentemente C_l/C_d) sea la mayor posible, por lo que se puede iterar con diferentes perfiles alares y geometrías de ala tal que se obtienen los resultados buscados. El coeficiente de lift es consecuencia de la geometría alar, mientras que el coeficiente de drag es en parte consecuencia de la geometría de ala y por otro lado de las características del fuselaje y demás elementos que interactúan con el aire que rodea a la aeronave.

Otro punto a tener en cuenta es que la geometría de las alas, y en consecuencia el valor del área proyectada A , debe tener un tamaño adecuado como para poder portar con los diferentes elementos, subsistemas, y combustible que sea necesario.

3.3 Selección de perfil alar y geometría de ala

3.3.1 Configuración y estabilidad longitudinal

Es en esta primera instancia del proceso de diseño donde se deben afrontar ciertas restricciones en las posibilidades de diseño debidas a las condiciones impuestas por los requisitos de la misión. Como punto inicial, se debe relacionar el concepto de estabilidad longitudinal con el concepto de balance de empuje visto en el *punto 3.1.1 – Consideraciones de diseño respecto a capacidad de despegue vertical*, ya que la posición del centro de gravedad de la aeronave es de máxima importancia en ambos casos.

A modo de dar una explicación breve, se entiende como estabilidad longitudinal a la capacidad de la aeronave de regresar a su estado de vuelo estable ante una perturbación como puede ser golpe de viento tal que genere un aumento de la sustentación debido al cambio de ángulo de ataque efectivo. Esta estabilidad se puede diferenciar en estabilidad longitudinal estática (la respuesta inicial ante la perturbación) y estabilidad longitudinal dinámica (la respuesta a lo largo del tiempo). Un golpe de viento que genera un cambio de ángulo de ataque respecto al ala y la cola de la aeronave, genera un cambio en la sustentación de ambas superficies. La relación entre las distancias de aplicación de las fuerzas de sustentación y el centro de gravedad es lo que termina definiendo la estabilidad longitudinal de la aeronave. Se puede considerar que la fuerza de sustentación generada por una superficie como un ala o los estabilizadores horizontales de la cola, es generada en un punto situado en la cuerda aerodinámica media (*Mean Aerodynamic Chord – MAC*) y en el centro de presión de ese perfil alar (la posición del centro de presión varía con la velocidad y ángulo de ataque).

Como punto inicial del proceso de diseño de las alas, se parte de un modelo esquemático típico (*Fig. 3-7*), representando las fuerzas de sustentación como vectores verticales verdes (con un punto si son positivos y una cruz si son negativos) y las fuerzas de empuje generadas por las turbinas para despegue como vectores verticales rojos (siempre positivos).

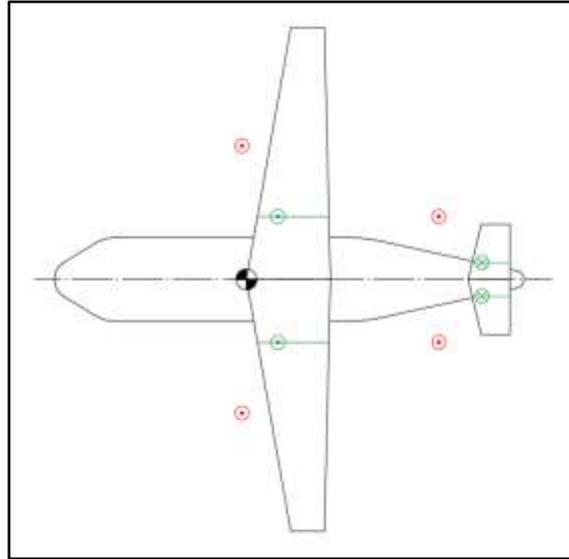


Figura 3-7

El modelo esquemático presenta un problema en cuanto a la condición de despegue vertical: si los vectores de empuje vertical generados por las turbinas tienen el mismo valor, entonces el momento generado sobre el centro de gravedad de la aeronave no será nulo. Como se desea aprovechar todo el empuje disponible para el despegue, esta condición hace no viable una configuración como ésta. Una primera posible solución para este problema sería variar la posición de las alas y el centro de gravedad como se ve en la *Fig. 3-8*:

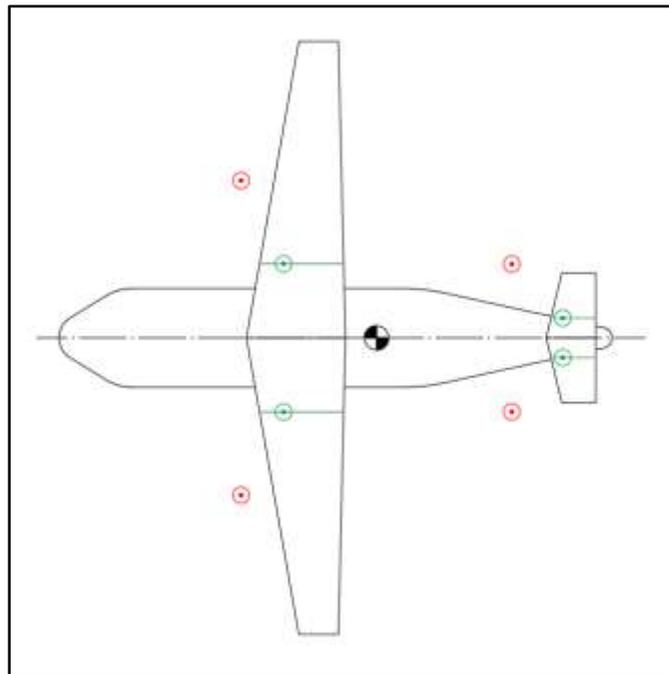


Figura 3-8

Bajo esta configuración se soluciona el problema del balance de empuje en el despegue, pero no sin un costo: situar el centro de gravedad entre las fuerzas de sustentación puede generar inestabilidad longitudinal a bajas velocidades y es en general más difícil de pilotar, lo cual se suele compensar en aeronaves militares con computadoras de vuelo que asisten corrigiendo y compensando en tiempo real los movimientos del piloto, opción que en principio podría ser viable para este diseño.

Otra opción, similar a la anterior, es invertir el ángulo de flecha de las alas como, por ejemplo, en el Junkers 287 (Fig. 3-9) o el Sukhoi Su-47 (Fig. 3-10). La configuración con alas con flecha hacia adelante confiere ciertas ventajas que, debido a los parámetros de la misión, no podrán ser aprovechadas, como es la mayor maniobrabilidad en régimen transónico. Sin embargo, el desplazamiento hacia delante de los vectores de empuje de las turbinas permite acercar las alas al centro de gravedad de la aeronave y en consecuencia reducir el tamaño de los estabilizadores horizontales de la cola (ver Fig. 3-11).

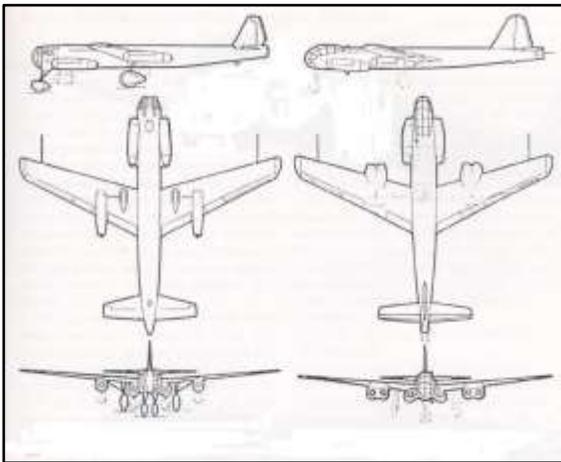


Figura 3-9

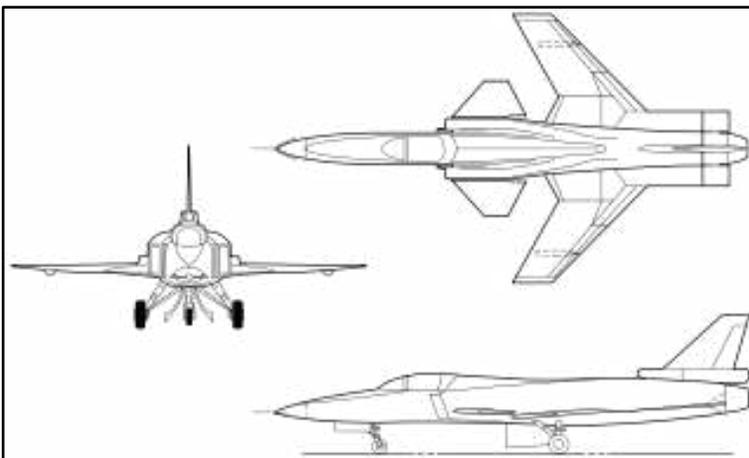


Figura 3-10

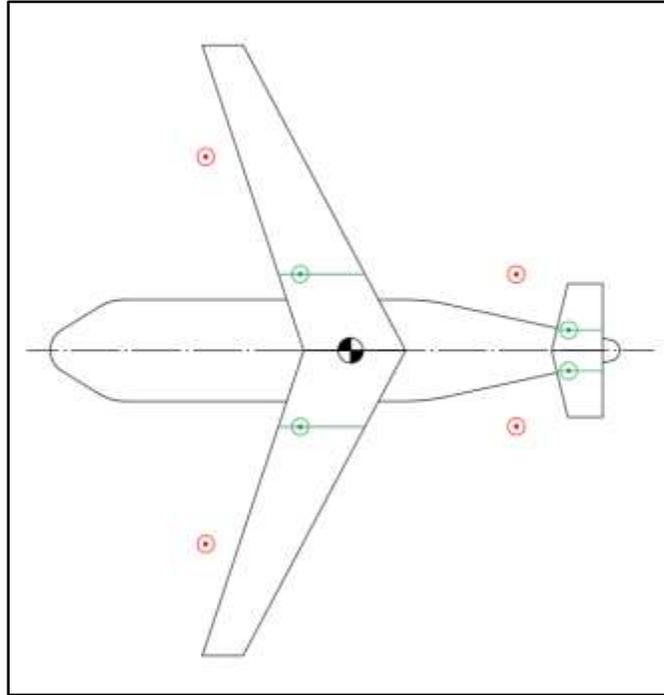


Figura 3-11

Por último, se puede desplazar a las turbinas de las alas y situarlas en el frente de la aeronave, a los laterales del fuselaje como se esquematiza en la *Fig. 3-12*:

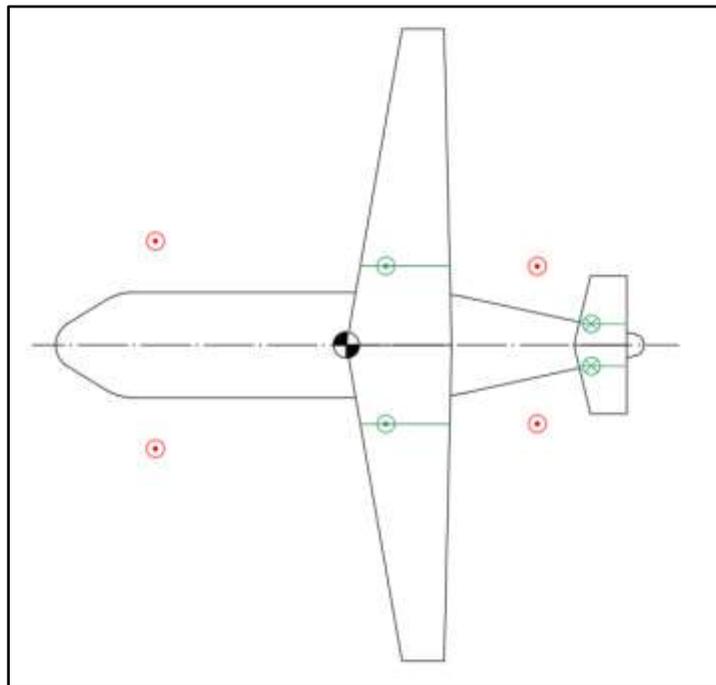


Figura 3-12

Con esta configuración se obtiene la condición de despegue vertical y la condición de estabilidad en toda condición de vuelo, pero presenta algunas desventajas: En primer lugar, dado que la sustentación estabilizadora de la cola es negativa, la sustentación generada por las alas debe ser mayor para que la sustentación neta sobre la aeronave sea la adecuada. Este aumento de sustentación de las alas (y el drag que eso implica) conlleva a un aumento de tamaño en los estabilizadores horizontales de la cola, resultando en mayor peso y drag de ese elemento. Este efecto se puede reducir acercando el punto de sustentación de las alas al centro de gravedad de la aeronave, sacrificando parte de la estabilidad longitudinal. Adicionalmente, las turbinas delanteras y traseras podrían terminar en línea, lo cual podría llevar a las turbinas traseras a ingerir los gases calientes de las turbinas frontales traduciéndose esto a una pérdida neta de empuje. En condiciones de vuelo crucero es posible que solo las turbinas frontales o traseras trabajen en tándem ya que el empuje necesario es menor, por lo que puede ser que este último punto no sea un problema en la práctica.

Considerando todas estas posibles configuraciones, sus ventajas y desventajas, se selecciona como configuración de diseño a la vista en la *Fig. 3-12* con el criterio de que se puede obtener la mayor estabilidad longitudinal mientras que sus desventajas pueden ser mitigadas en el proceso de diseño.

3.3.2 Dimensionado de geometría alar

Para realizar el dimensionado de la geometría alar se recurre a datos de tendencias históricas. Los valores necesarios para la determinación de la geometría alar son:

- El área proyectada de las alas, parámetro básico indicativo de la capacidad aerodinámica de las alas.
- La relación de aspecto o alargamiento (*aspect ratio*) que relaciona la longitud del ala con el ancho de la misma.
- El ángulo de flecha (*sweep*) si se deseara darle uno al ala.
- La relación de estrechamiento (*taper ratio*) que relaciona la longitud del perfil alar en la raíz del ala con la longitud del perfil alar en la punta de la misma.

Área proyectada

Se obtiene el valor del área proyectada de las alas a partir de la carga alar (*wing loading*) de otras aeronaves como se ve en la *tabla 3-2*:

Historical trends	Typical takeoff W/S (lb/ft ²)
Sailplane	6
Homebuilt	11
General aviation—single engine	17
General aviation—twin engine	26
Twin turboprop	40
Jet trainer	50
Jet fighter	70
Jet transport/bomber	120

Tabla 3-2
[1] Pág. 124

Si bien la misión de la aeronave es la de transporte, su carga es ligera y sus características son más parecidas a las de un avión jet de entrenamiento o combate, por lo que se adopta un valor de carga alar intermedio a los valores correspondientes en la *Fig. 3-2*.

$$Carga\ alar = \frac{W}{S} = 60 \frac{lb}{ft^2} \cong 293 \frac{kg}{m^2} \quad (3.3.1)$$

De la carga alar se obtiene el área proyectada de las alas:

$$Carga\ alar = 293 \frac{kg}{m^2} = \frac{W}{S} = \frac{490kg}{S} \rightarrow S = 1,67m^2 \quad (3.3.2)$$

Relación de aspecto o alargamiento

La relación de aspecto "A" puede calcularse tomando valores de la *tabla 3-3* y realizando un cálculo a partir de estos valores. Los valores tomados no son necesariamente los que se indican para aeronaves con la misión de transporte, sino que se toman los valores de aeronaves con un comportamiento esperado similar.

Sailplane equivalent* aspect ratio = 4.464 (best L/D) ⁶⁹		
Propeller aircraft		Equivalent aspect ratio
Homebuilt		6.0
General aviation—single engine		7.6
General aviation—twin engine		7.8
Agricultural aircraft		7.5
Twin turboprop		9.2
Flying boat		8.0
Jet aircraft		Equivalent aspect Ratio = aM_{\max}^2
	a	C
Jet trainer	4.737	-0.979
Jet fighter (dogfighter)	5.416	-0.622
Jet fighter (other)	4.110	-0.622
Military cargo/bomber	5.570	-1.075
Jet transport	7.50	0

*Equivalent aspect ratio = wing span squared/(wing and canard areas)

Tabla 3-3
[1] Pág. 78

Para realizar el cálculo de la relación de aspecto, es necesario saber la velocidad máxima en número de mach a la que volara la aeronave en su misión. Por parámetro de misión, la velocidad máxima será la velocidad crucero de 800 km/h o 222 m/s. A 7000m de altura (altura típica de crucero), para las condiciones que establece el modelo ISA (*International Standard Atmosphere, ver Anexo C*), la velocidad del sonido es de 313,3 m/s, por lo que resulta que el número mach es:

$$\frac{222 \text{ m/s}}{313,3 \text{ m/s}} = 0,708 \text{ Mach} \quad (3.3.3)$$

Y en consecuencia la relación de aspecto resulta:

$$A = 7,5 \cdot 0,708^2 \cong 7,5 \quad (3.3.4)$$

Ángulo de flecha

El ángulo de flecha del ala cumple la función de aumentar la velocidad necesaria para generar el desprendimiento de la capa laminar sobre el ala (número de Mach crítico), y es deseable e incluso crítico en aeronaves subsónicas que tienden a acercarse a régimen transónico (entre 0,8 y 1,2 Mach), donde el flujo sobre el perfil alar puede localmente alcanzar velocidades de Mach 1, generando así ondas de choque que generan un súbito aumento en la fuerza de resistencia del aire (*drag*).

Este ángulo es función del número de Mach máximo, y puede obtenerse de la tendencia histórica como se aprecia en el gráfico de la Fig. 3-13:

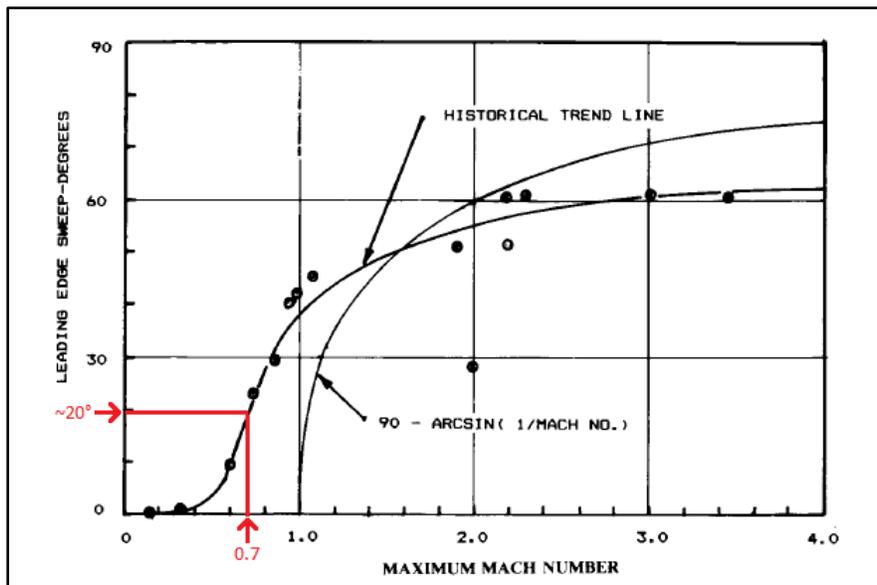


Figura 3-13
[1] Pág. 79

La tendencia histórica indica que para una velocidad Mach 0,7 le corresponde un ángulo de flecha de 20° aproximadamente. Se adopta el valor de 20° para el diseño de las alas:

$$\Lambda = 20^\circ \quad (3.3.5)$$

Relación de estrechamiento

La relación de estrechamiento " λ " cumple la función de alterar la distribución de la sustentación a lo largo del ala, buscando aproximarla a la distribución de un ala elíptica (condición de menor drag). Para la mayoría de las alas con flecha se toma un valor entre 0.2 y 0.3, por lo que se adopta un valor medio de 0.25:

$$\lambda = 0.25 \quad (3.3.6)$$

Dimensionado de geometría

Definidos los valores de los parámetros básicos del ala se puede proceder a dimensionar la misma utilizando las relaciones que se ven en la Fig. 3-14:

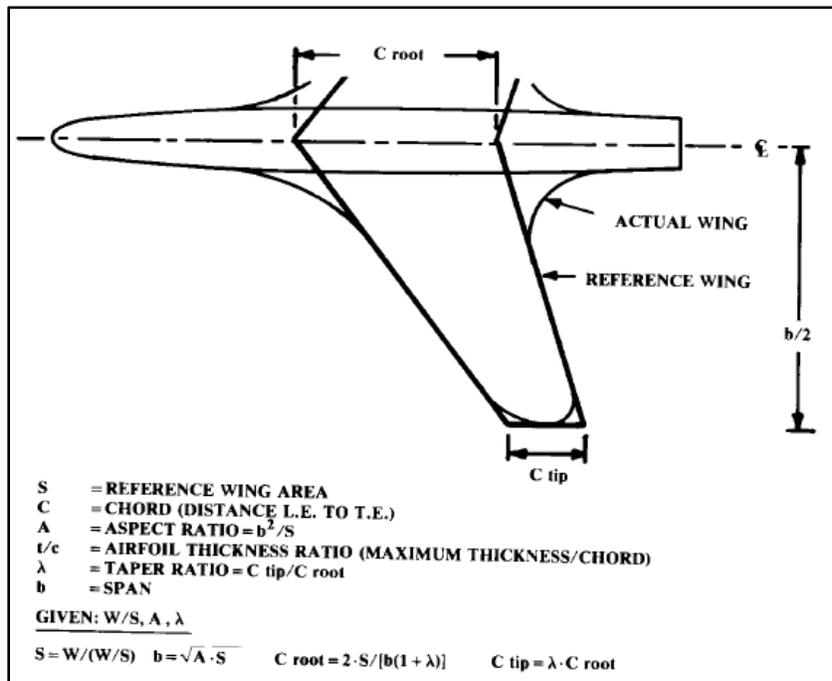


Figura 3-14
[1] Pág. 73

Nota: El ala de referencia es ficticia y se extiende a través del fuselaje, por lo que el área incluye esa sección que se encuentra metida en el fuselaje, y se define como perfil alar de raíz al perfil alar que se encontraría en el centro de la aeronave, donde se interceptan ambas alas.

En primer lugar, se calcula la envergadura de ala "b" (*wingspan*) utilizando la superficie alar y la relación de aspecto definidos en las ec. 3.3.2 y 3.3.4 respectivamente:

$$b = \sqrt{A \cdot S} = \sqrt{7,5 \cdot 1,67m^2} = 3,54m \quad (3.3.7)$$

Finalmente, se calcula la longitud del perfil alar (cuerda o *chord*) en la raíz y punta del ala con la envergadura de ala previamente calculada en la ec. 3.3.7 y los parámetros de superficie alar y relación de estrechamiento definidos en las ec. 3.3.2 y 3.3.6 respectivamente:

$$C_{Raiz} = \frac{2 \cdot S}{b(1 + \lambda)} = \frac{2 \cdot 1,67m^2}{3,54m(1 + 0,25)} \cong 0,755m \quad (3.3.8)$$

$$C_{Punta} = \lambda \cdot C_{Raiz} = 0,25 \cdot 0,755m \cong 0,189m \quad (3.3.9)$$

Una vez obtenidas estas características de geometría alar, queda terminada la definición de la geometría de la proyección alar. Se dibuja el área proyectada en la Fig. 3-15:

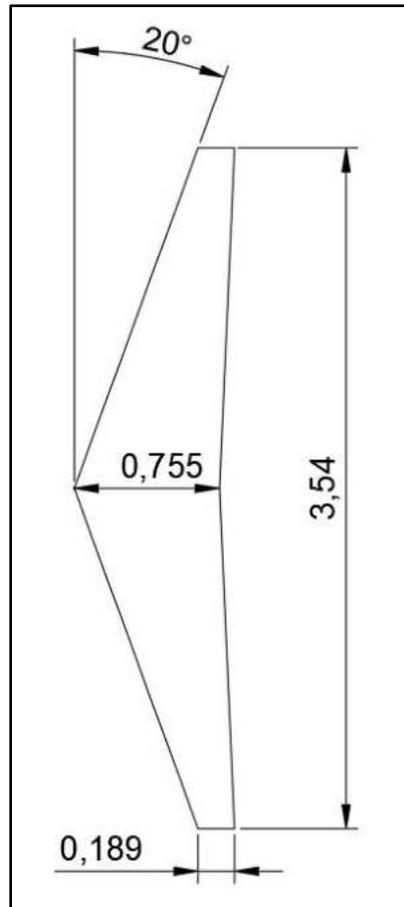


Figura 3-15

Con la geometría alar ya definida se procede a calcular dos parámetros de interés para el diseño y cálculo de la aeronave: el ángulo de flecha de la línea de $\frac{1}{4}$ de cuerda (*quarter-chord sweep line*) y la cuerda aerodinámica promedio (*mean aerodynamic chord*).

Angulo de flecha de ¼ de cuerda

Como se definió previamente, el ángulo de flecha del ala es de 20° medido desde el borde de ataque (*leading edge*) y respecto al eje perpendicular al eje longitudinal de la aeronave. Sin embargo, este ángulo de flecha es de mayor interés a régimen supersónico, ya que se desea "esquivar" el cono de Mach. A régimen subsónico es de mayor relevancia el ángulo de la línea de ¼ de cuerda por el hecho de que el centro aerodinámico de cada perfil alar que compone al ala se sitúa, a este régimen de velocidades, a aproximadamente ¼ de la cuerda.

El ángulo de la línea de ¼ de cuerda puede obtenerse como se indica en la Fig. 3-16:

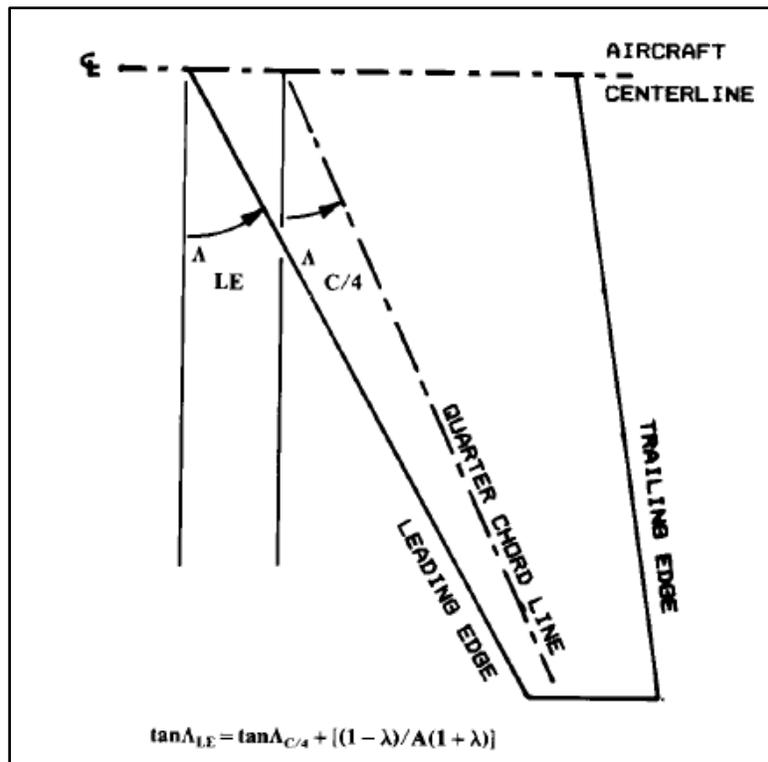


Figura 3-16
[1] Pág. 73

$$\tan \Lambda_{C/4} = \tan \Lambda_{LE} - \left[\frac{1 - \lambda}{A(1 + \lambda)} \right] = 0,364 - \left[\frac{1 - 0,25}{7,5(1 + 0,25)} \right] = 0,284 \quad (3.3.10)$$

$$\text{Arctan} \Lambda_{C/4} = 15,85^\circ \quad (3.3.11)$$

Cuerda aerodinámica media

El diagrama polar de momento de cabeceo (*pitching moment*) de un perfil alar en flujo subsónico se mide generalmente desde el punto de $1/4$ de cuerda (centro aerodinámico), donde este momento es cuasi constante a medida que va cambiando el ángulo de ataque. De la misma manera, un punto equivalente se define en un ala trapezoidal completamente definida, y este punto se encuentra en el $1/4$ de cuerda de la cuerda aerodinámica media (*Mean Aerodynamic Chord – MAC*). Esta cuerda " \bar{c} " se encuentra a una distancia " \bar{Y} " de la línea central de la aeronave, como se muestra en la Fig. 3-17:

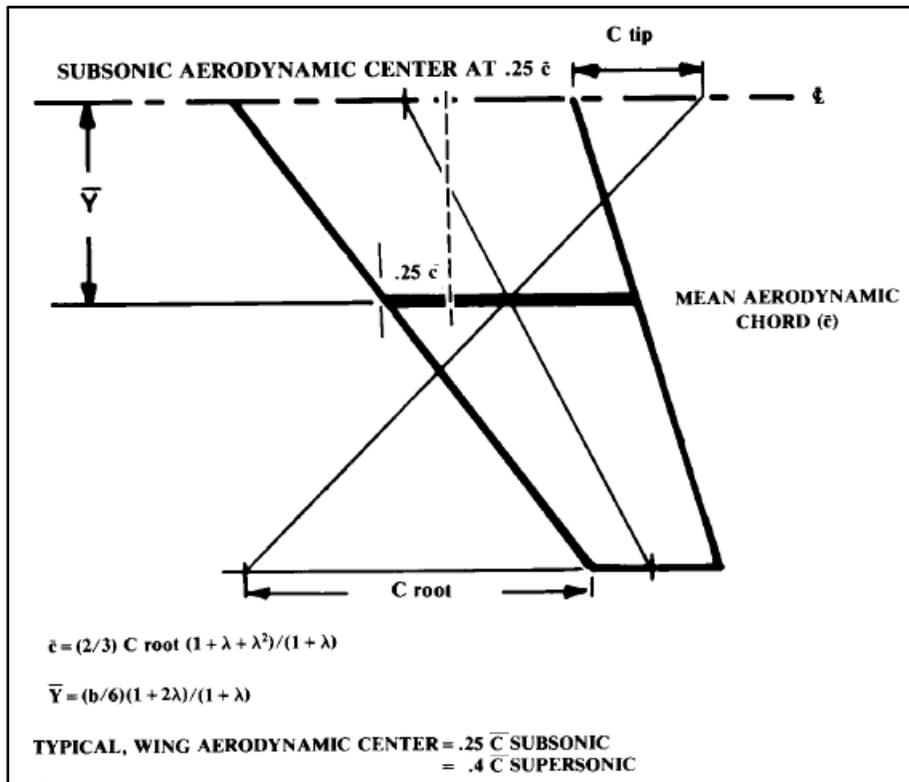


Figura 3-17
[1] Pág. 74

$$\bar{c} = \frac{(2/3) \cdot C_{Raiz} \cdot (1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} = \frac{(2/3) \cdot 0,755m \cdot (1 + 0,25 + 0,25^2)}{1,25} = 0,529m \quad (3.3.12)$$

$$\bar{Y} = \frac{(b/6) \cdot (1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)} = \frac{(3,54m/6) \cdot (1 + 0,5)}{(1 + 0,25)} \cong 0,708m \quad (3.3.13)$$

Se considera que la fuerza de sustentación generada y distribuida en la superficie de las alas se encuentra aplicada en el centro aerodinámico del MAC, por lo que se utilizara para balancear las fuerzas previamente esquematizadas en el apartado 3.3.1 – Configuración y estabilidad longitudinal.

3.3.3 Selección de perfil alar

Es muy común que en el diseño de una aeronave se desarrolle un perfil alar a medida, tal que otorgue el comportamiento deseado en cuanto a parámetros como relación C_l/C_d , número de mach crítico, velocidad de pérdida, etc. Escapa al alcance de este documento el desarrollo de un perfil alar a medida, por lo que se seleccionara un perfil alar existente que sea adecuado para este tipo de misión.

El perfil a utilizar fue diseñado por la NASA en los años 60s, cuando esta institución estaba interesada en investigar y desarrollar perfiles alares de alto número de Mach de divergencia resistente (número Mach para el cual la resistencia del aire comienza a aumentar muy rápidamente) para régimen de vuelo transónico, tal que mantuviera un coeficiente de sustentación para bajas velocidades y características de entrada en pérdida aceptables. De esta forma nació la serie de perfiles alares SC (*supercritical*). La filosofía de diseño de estos perfiles es la de retrasar el comienzo de la divergencia de la resistencia del aire a través de la reducción de la curvatura en la región media de la superficie superior del perfil, limitando la aceleración del flujo y por lo tanto reduciendo el número de Mach local. Como resultado, el adverso gradiente de presiones que se encuentra en esta región se ve reducido, y el shock asociado se debilita y desplaza hacia atrás.

Si bien no se suelen utilizar estos perfiles sin realizarles algunas modificaciones para el diseño final de aeronaves, para el diseño conceptual son adecuados. El perfil seleccionado es el SC(2)-0714 que puede verse en la Fig. 3-18 [2]:

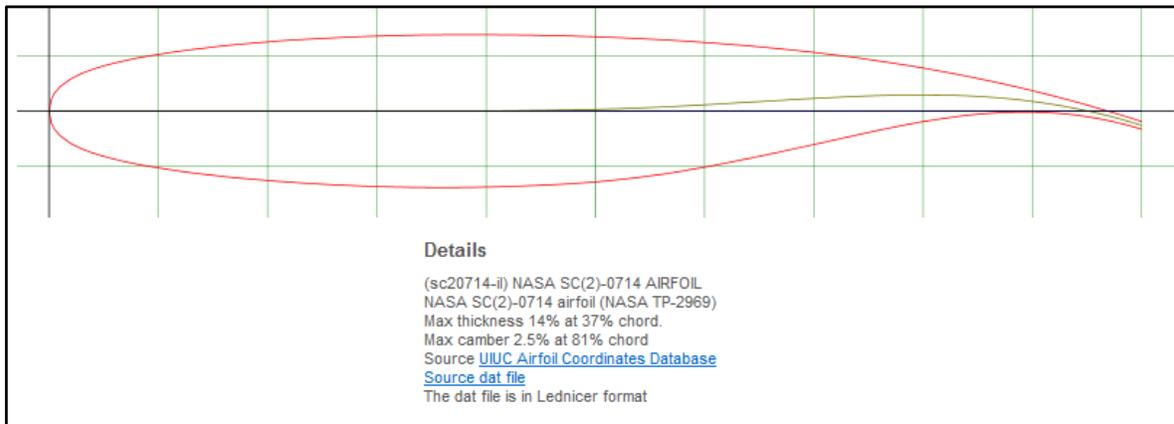


Figura 3-18

El nombre de este perfil deriva de SC (2) por “*supercritical series 2*”, 07 porque tiene un coeficiente de sustentación de diseño de 0.7, y 14 porque el máximo grosor del perfil es de 14% de la longitud de la cuerda.

A cada perfil alar le corresponden una serie de gráficos llamados polares. Estos polares contienen los datos aerodinámicos (coeficientes de sustentación, arrastre, y momento) obtenidos en túneles de viento para una condición de velocidad de flujo, número de Reynolds, y para un rango de ángulos de ataque.

Los gráficos polares que se encuentran públicamente disponibles están definidos para números de Reynolds bajos (máximo 1×10^6) y con velocidad de flujo nula (Mach 0), lo cual es adecuado para aeronaves que vuelan a bajas velocidades donde se puede desprestigiar los efectos de compresibilidad del fluido, pero no es adecuado para este caso donde se está muy cerca del régimen transónico. Para obtener las curvas polares en las condiciones necesarias para el cálculo de esta aeronave, se simula el perfil alar con el programa XFLR5 [4]. Este programa, como muchos otros disponibles gratuitamente, tiene la capacidad de importar un archivo de coordenadas de un perfil alar y simular un flujo de aire a una determinada velocidad y un determinado número de Reynolds y a lo largo de un rango de ángulos de ataque, generando así las diferentes curvas polares. Otras variables entran en juego que son propias de los cálculos CFD (*computer fluid dynamics*) y que no serán mencionadas o explicadas.

Para poder simular el perfil alar en las condiciones adecuadas es necesario saber cuáles son estas condiciones (números de Mach y Reynolds). Si bien es posible tomar un valor real de Mach para la simulación, esto suele generar resultados impredecibles y problemas en la convergencia de la solución, por lo que se opta por dejar este valor en 0 y considerar la compresibilidad del fluido en posteriores etapas del análisis.

Para calcular el número de Reynolds se utiliza la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \quad (3.3.14)$$

Donde ρ es la densidad del fluido, V es su velocidad, L es una longitud característica, y μ su viscosidad. La longitud característica en el caso de un ala es la longitud del perfil alar o cuerda, pero en un ala trapezoidal esta longitud es variable a lo largo de su envergadura, por lo tanto, se utiliza el valor de la cuerda aerodinámica media o MAC (ver *ec. 3.3.12*). Para una altura de vuelo de 7000m y a una velocidad de 800km/h (222m/s) el número de Reynolds es:

$$Re = \frac{0,59045 \text{ kg/m}^3 \cdot 222 \text{ m/s} \cdot 0,805 \text{ m}}{1,513 \cdot 10^{-5} \frac{\text{N} \cdot \text{s}}{\text{m}^2}} = 6977573 \cong 7000000 \quad (3.3.15)$$

Introduciendo estos valores de número de Reynolds y numero de Mach al programa XFLR5 y se simula el perfil alar SC(2)-0714 para estas condiciones, dentro de un rango de Angulo de ataque entre -5° y 9° . Los diagramas polares resultantes pueden verse a continuación:

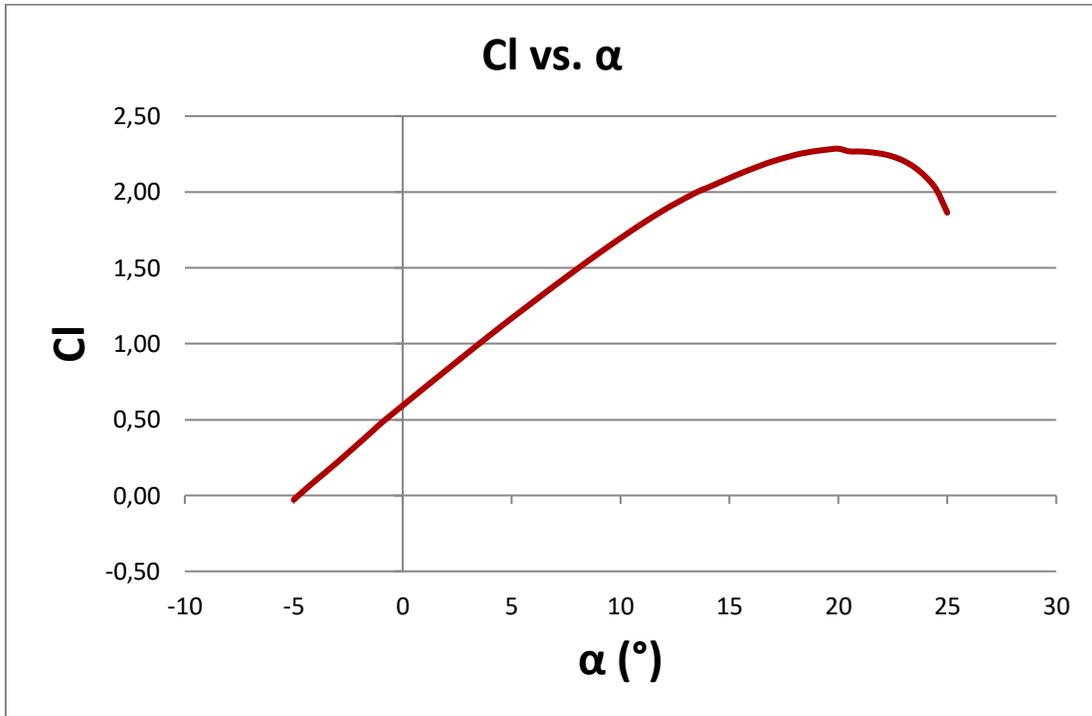


Figura 3-19

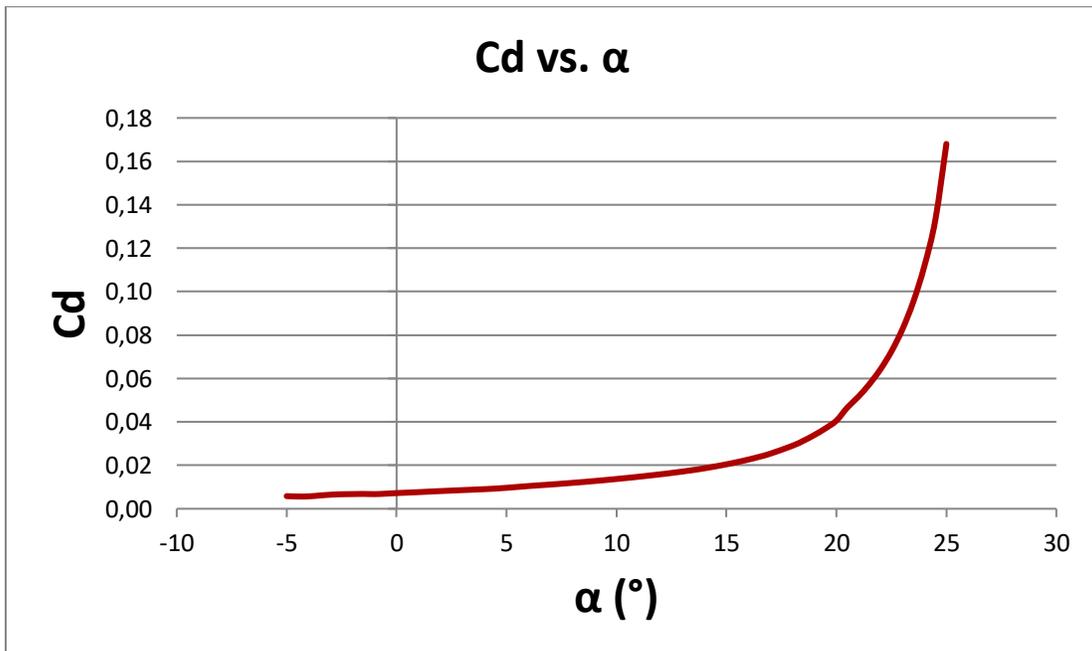


Figura 3-20

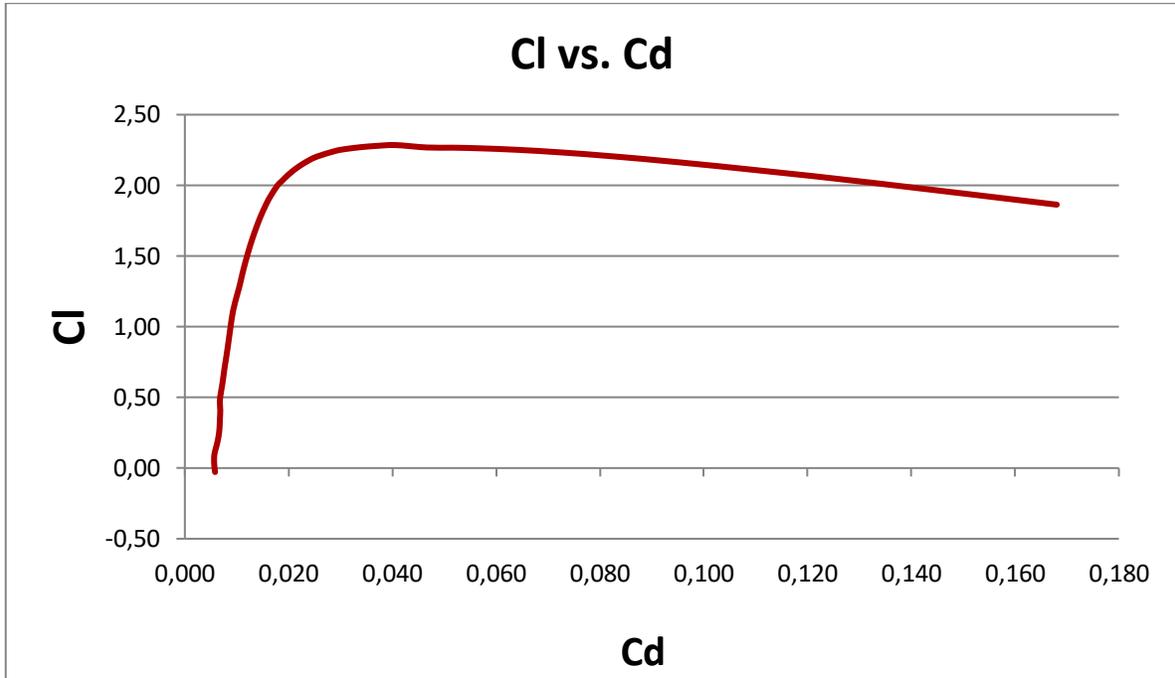


Figura 3-21

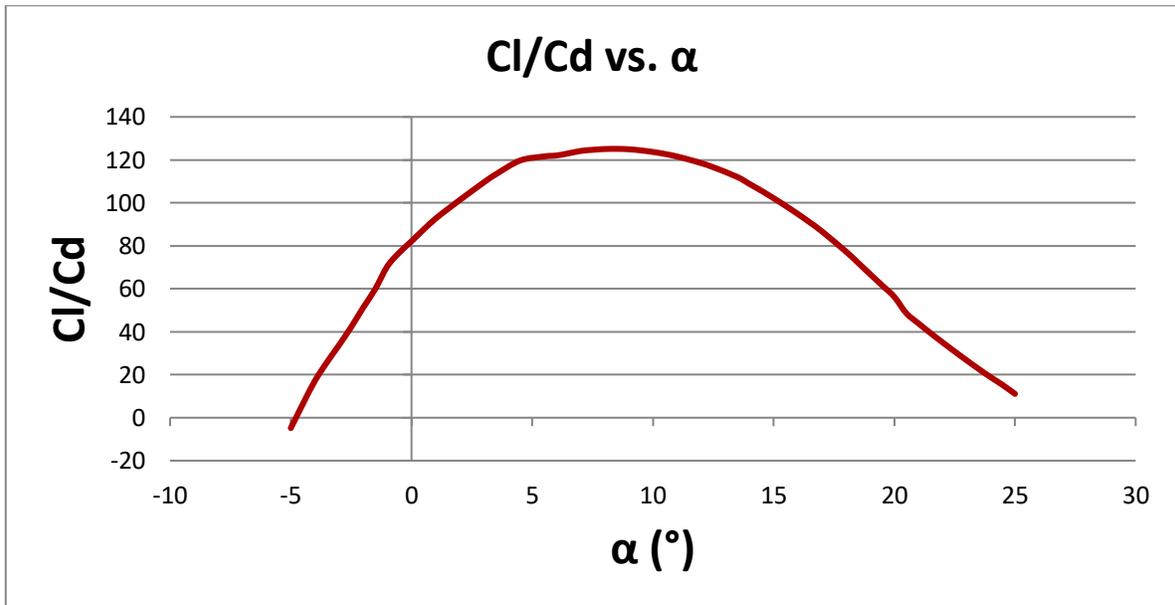


Figura 3-22

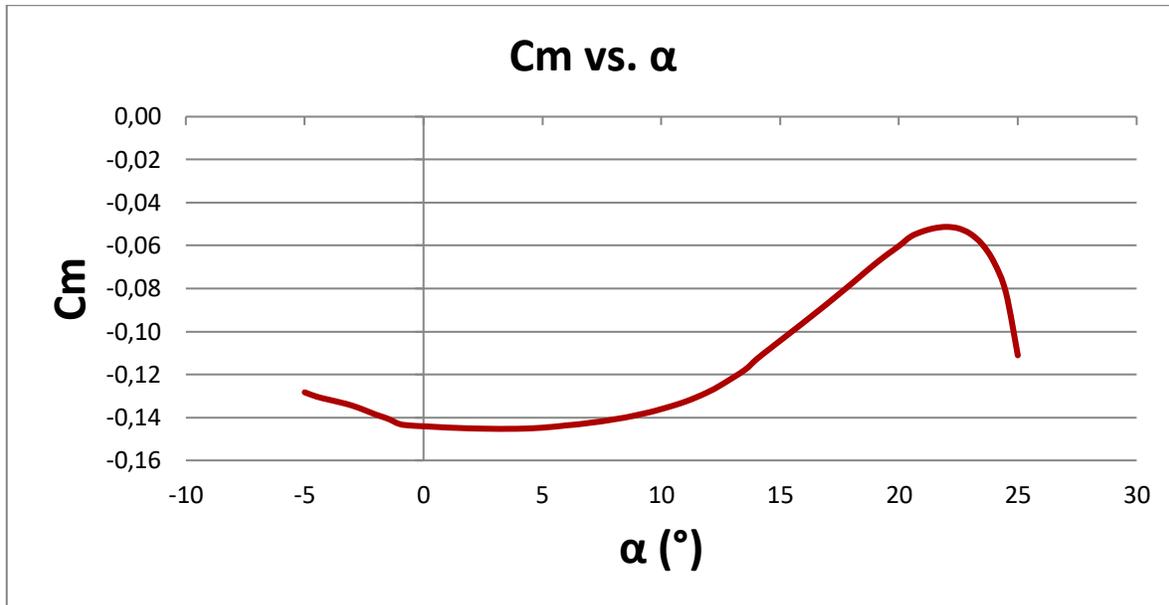


Figura 3-23

3.3.4 Selección parámetros finales de ala

Angulo de torsión de ala

El ángulo de torsión del ala es el ángulo que forman las cuerdas de la raíz de la punta del ala entre si. Este ángulo puede ser geométrico (dando un ángulo entre estas cuerdas), aerodinámico (cambiando el perfil alar de un extremo del ala al otro), o una combinación de ambos. Este ángulo tiene el efecto de modificar la distribución de sustentación a lo largo del ala, con el fin de aproximar esa distribución e la de un ala elíptica, pero es un ángulo que se diseña para una condición de vuelo única, y que se termina de definir en pruebas de túneles de viento. Sus valores suelen estar entre 0 y 5 grados.

Angulo de incidencia

Es el ángulo que forma la cuerda de la raíz expuesta del ala (punto de intersección entre fuselaje y ala) y el eje longitudinal del fuselaje, medido en un plano vertical. Se selecciona el ángulo de incidencia tal que minimice la fuerza de arrastre (drag) para una condición de vuelo, lo cual generalmente implica el ángulo en el cual el fuselaje genere el menor drag. En general, para un fuselaje de sección circular y recto, este ángulo es aproximadamente 0 grados, y es el valor preliminar que se selecciona para el ángulo de incidencia. Este ángulo se termina validando en pruebas de túnel de viento.

Posición vertical de ala

La posición vertical del ala se corresponde con el ambiente en el cual la aeronave va a operar en la realidad. Si clasificamos las posiciones verticales de las alas como bajas, medias, o altas, todas en relación el fuselaje, se pueden analizar y ver que cada una tiene ciertas ventajas y desventajas según el rol que debe cumplir la aeronave. Por ejemplo, no es coincidencia que la mayoría de las aeronaves de transporte tengan una posición de alas vertical de tipo alta, esto es para que el fuselaje se encuentre más cerca del suelo y sea más fácil la carga y descarga, además de achicar el peso del tren de aterrizaje, entre otras ventajas y desventajas de tipo estructural que no se van a mencionar. Para el rol y funcionamiento de la aeronave que se está diseñando, el tipo de ala alta es el más adecuado, debido a que permite posicionar las turbinas en una posición baja y alejar las alas del trayecto de los gases calientes que provienen de la salida de las turbinas.

Ángulo diedro

Se trata del ángulo formado por las alas, vistas de frente, respecto a la horizontal. Este ángulo cumple la función de nivelar la aeronave cuando ha rotado sobre su eje longitudinal para realizar un cambio de rumbo (*banking turn*) o bien por alguna perturbación externa. Si bien no hay forma sencilla de seleccionar el ángulo de diedro debido a que es muy difícil considerar adecuadamente todos los factores que se ven afectados por el mismo, se puede tomar como referencia las tendencias históricas en función de la posición vertical de ala, como se ven en la *Fig. 3-24*:

	Wing position		
	Low	Mid	High
Unswept (civil)	5 to 7	2 to 4	0 to 2
Subsonic swept wing	3 to 7	- 2 to 2	- 5 to -2
Supersonic swept wing	0 to 5	- 5 to 0	- 5 to 0

Figura 3-24
[1] Pág. 89

Como se puede apreciar en la figura anterior, el ángulo de diedro que se recomienda para un ala de posición alta y en vuelo subsónico, esta entre -5 a -2 grados, por lo que se aplica en principio un ángulo de 0 grados que deberá ser validado en una prueba de túnel de viento.

Punta de ala

La forma de las puntas de las alas tiene dos efectos en el rendimiento aerodinámico subsónico. En primer lugar, tiene un efecto sobre la superficie mojada de la aeronave, aunque se trata de un efecto leve. En segundo lugar, tiene un efecto grande sobre el espaciado lateral de los vórtices de aire que se generan en la punta del ala. La facilidad que tiene el aire a alta presión que circula sobre la superficie superior del ala para escapar de la misma por el costado de ala es lo que se ve afectado en este aspecto. Una reducción de esta fuga de aire implica una reducción del arrastre inducido. En la Fig. 3-25 se muestran vario tipos de punta de ala, de los cuales se selecciona una combinación de las puntas tipo "Hoerner" y "aft-swept" (flecha hacia atrás). Se busca lograr con esta combinación obtener la reducción de arrastre inducido que individualmente otorgan estos tipos de puntas, a pesar del incremento en el momento torsional que general sobre el ala.

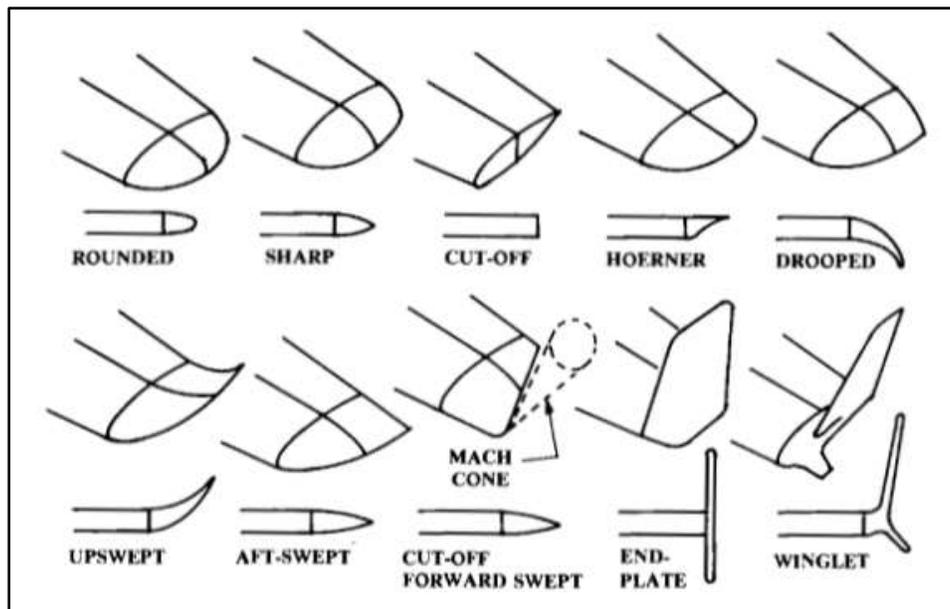


Figura 3-25
[1] Pág. 93

Cabe destacar que, en un proceso de refinamiento y optimización de diseño posterior a lo conceptual, probablemente se termine desarrollando una punta de ala tipo "winglet" al ser estas las que dan una mayor reducción en el arrastre y generan otros efectos beneficiosos para la aeronave.

3.4 Dimensionamiento básico de fuselaje

Existen muchas maneras de estimar inicialmente el tamaño requerido de fuselaje. En ciertos tipos de aeronaves las restricciones del mundo real se convierten en condiciones de diseño inamovibles. Por ejemplo, un avión de pasajeros que se diseña para una cantidad específica de pasajeros vera la mayor parte de la longitud de su fuselaje dedicado a los asientos y demás instalaciones necesarias para su transporte. En un caso como este, una vez que la disposición de asientos está definida, la longitud de fuselaje queda básicamente definida al mismo tiempo.

Para el caso de la aeronave descrita en este documento, no existen, por lo menos a estas alturas de diseño conceptual, restricciones externas del mundo real que se deban respetar. El dimensionamiento básico del fuselaje se realiza determinando dos factores de diseño que son la longitud del fuselaje, la cual se determinara en función al peso máximo en el momento de despegue, y la relación de esbeltez que relaciona la longitud del fuselaje con el diámetro máximo del mismo.

En primer lugar, la longitud del fuselaje se determina utilizando el valor de peso máximo en despegue, valor que fue calculado anteriormente en el inciso 3.2 *Análisis de Fuerzas* y cuyo valor máximo es de 490Kg. En la *Fig. 3-26* se muestra una tabla de valores de coeficientes según tipo de aeronave para relacionar el peso máximo de despegue con la longitud del fuselaje. Estos valores son de origen estadístico e histórico.

Length = aW_0^c	a	C
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

Figura 3-26
[1] Pág. 157

En el caso de esta tabla, se toman los valores correspondientes a un transporte jet, los cuales resultan en valores de longitud de fuselaje más conservadores y adecuados. Se realiza un cambio de unidades a unidades imperiales para realizar el cálculo y se presenta el resultado nuevamente en unidades internacionales:

$$L_{Fuselaje} = a \cdot W_o^C = 0,67 \cdot 1078 \text{ lb}^{0,43} = 13,49 \text{ ft} = 4,11 \text{ m} \quad (3.4.1)$$

Por último, la determinación de la relación de esbeltez se realiza en función de el régimen de vuelo de la aeronave. Teóricamente, para un volumen interno fijo la fuerza de arrastre o drag se minimiza con una relación de esbeltez de 8 [1] (Pág. 157) mientras que lo mismo sucede a régimen supersónico con una relación de 14 aproximadamente, quedando la mayoría de las aeronaves entre estos dos valores. Se utiliza el valor de 8 como valor de partida de diseño, quedando tanto la esbeltez como la longitud misma del fuselaje a merced de futuros cambios a raíz de la necesidad de integrar los subsistemas al volumen interno de la aeronave. Por lo tanto, para una relación de esbeltez el diámetro máximo del fuselaje es:

$$\text{Esbeltez} = 8 = \frac{L_{Fuselaje}}{\phi_{Max}} \rightarrow \phi_{Max} = \frac{4,11 \text{ m}}{8} = 0,514 \text{ m} \quad (3.4.2)$$

Un esquema básico de la forma del fuselaje puede verse en la Fig. 3-27:

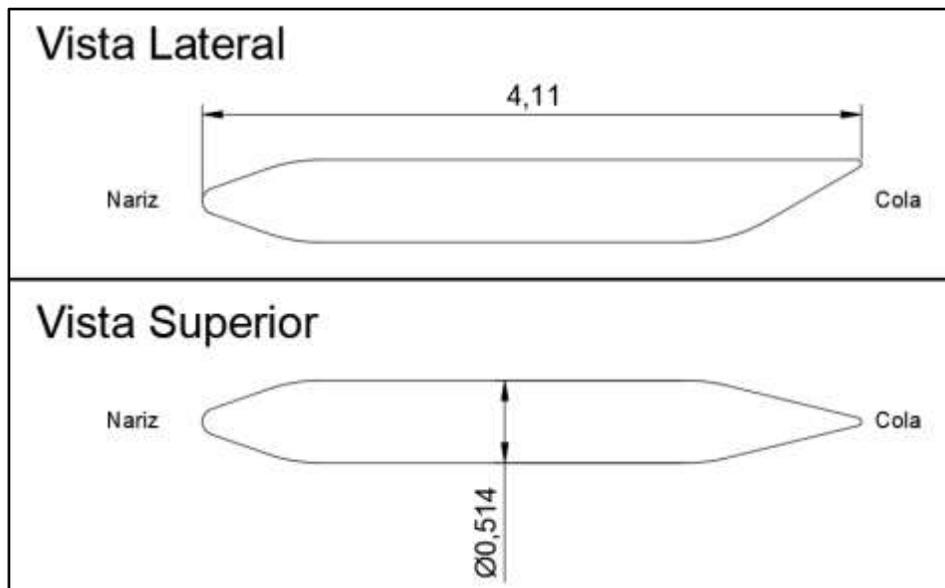


Figura 3-27

3.5 Dimensionamiento de geometría de cola

Las colas de las aeronaves no son más que pequeñas alas, y mucho del desarrollo previamente visto es aplicable nuevamente. La diferencia entre la cola y las alas es que la cola se diseña para operar a una fracción de su capacidad de sustentación. Esto se debe a que la función principal de la cola no es la de elevar a la aeronave, de eso se encargan las alas, si no que sus funciones son la compensación de momentos, la estabilización, y el control.

La compensación (en inglés *trim*) se refiere al momento generado por la cola respecto al centro de masas de la aeronave, tal que tiende a contrarrestar los diversos momentos que se generan en la misma y estableciendo así un balance de momentos. Particularmente, el estabilizador horizontal de la cola busca balancear el momento generado por las alas, mientras que el estabilizador vertical no balancea ningún momento en condiciones normales de vuelo (las aeronaves suelen ser simétricas respecto a un plano vertical que pase por su eje longitudinal), pero si deben ser capaces de generar un balance ante el caso de fallo de motor en una aeronave multimotor.

La estabilidad, que fue mencionada anteriormente en *el punto 3.3.1 – Configuración y estabilidad longitudinal*, trata de la capacidad de la aeronave de regresar a un estado de equilibrio tras una perturbación, sin intervención alguna del piloto.

Por último, la cola debe poder generar y mantener autoridad de control sobre la aeronave en todo momento y fase de vuelo.

Nota.: En el desarrollo de este apartado dedicado al dimensionamiento de la geometría de cola se utilizarán múltiples símbolos que representaran diferentes características geométricas del ala y la cola como son “b” (envergadura de ala), “S” (superficie de referencia), C (cuerda), etc. Se diferenciarán estos símbolos para cada elemento con los correspondientes subíndices: “w” (*wing* o ala), “HT” (*horizontal tail* o estabilizador horizontal), “VT” (*vertical tail* o estabilizador vertical).

3.5.1 Configuración

La cola de una aeronave puede tener diferentes formas y posiciones de sus elementos, y se llama a la suma de estas características configuración. Existen un numero de configuraciones que se han utilizado a lo largo de la historia de la aviación, cada una con sus respectivas ventajas y desventajas. En la *Fig. 3-28* pueden verse muchas de estas configuraciones típicas. De todas estas configuraciones, se selecciona la cola en forma de T. Al diseñar una aeronave con motores unidos al fuselaje se limita la selección de configuraciones de cola al quedar inutilizable los laterales del fuselaje por el montaje de los motores.

La configuración de cola en forma de T es típica en la industria, con cerca del 30% de los aviones modernos utilizando esta configuración. Se trata de una configuración de cola que es inherentemente más pesada debido a que el estabilizador vertical debe sostener el peso del estabilizador horizontal, pero compensa este incremento en peso con ciertas ventajas. La principal ventaja de esta configuración es el hecho de que se aleja el estabilizador horizontal del flujo turbulento proveniente de las alas, lo que lo hace más efectivo y eficiente y permite reducir su tamaño.

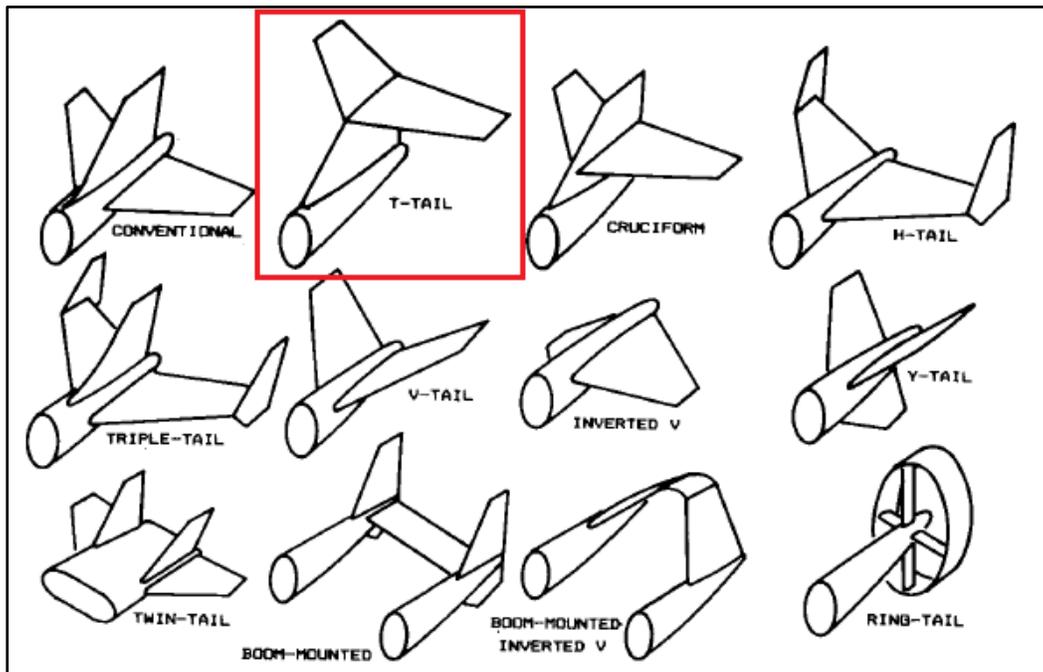


Figura 3-28
[1] Pág. 99

3.5.2 Selección de parámetros de diseño

Relación de aspecto y relación de estrechamiento

Las relaciones de aspecto y estrechamiento pueden obtenerse de datos históricos reflejados en la Fig. 3-29:

	Horizontal tail		Vertical tail	
	A	λ	A	λ
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sail plane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-Tail	-	-	0.7-1.2	0.6-1.0

Figura 3-29
[1] Pág. 111

Lo valores para el estabilizador horizontal de una cola tipo T son los mismos que los valores para una cola de tipo convencional (según tipo de aeronave) y por eso se omiten. De esta forma se definen los valores de relación de aspecto y estrechamiento para el estabilizador horizontal (4 y 0,45 respectivamente) y para el estabilizador vertical (1 y 0,8 respectivamente).

Ángulos de flecha, incidencia, y diedro

El ángulo de flecha del estabilizador horizontal es usualmente unos 5 grados mayor que el ángulo de flecha del ala, con el fin de asegurar que la cola entre en pérdida después que el ala (lo que asegura autoridad de control cuando esto sucede) y para aumentar el número de Mach crítico. El ángulo de flecha del ala es de 20° según se define en la ecuación 3.3.5, por lo que queda definido el ángulo de flecha del estabilizador horizontal en 25°.

Para el estabilizador vertical, el ángulo de flecha varía entre 35° y 55° para aeronaves de alta velocidad. Las razones del elevado ángulo de flecha son las mismas que en el caso del estabilizador horizontal, y queda de este modo definido en 45°.

El ángulo de incidencia del estabilizador suele rondar los 2 o 3 grados con inclinación negativa, a fin de generar sustentación negativa y contrarrestar el momento generado por las alas.

El ángulo de diedro es de poca importancia en este caso, pero puede aprovecharse de ser necesario para que el estabilizador horizontal esquivé el flujo proveniente del motor.

3.5.3 Selección de perfiles alares

Estabilizador Horizontal

Para el estabilizador horizontal se debe seleccionar un perfil alar que tenga una relación espesor/cuerda (t/c) con un valor menor que el de las alas para favorecer el aumento de número de Mach crítico. Bajo este concepto, es válido utilizar uno de los perfiles clásicos para estabilizadores horizontales, el perfil simétrico NACA0009 (ver Fig. 3-30 [2]).

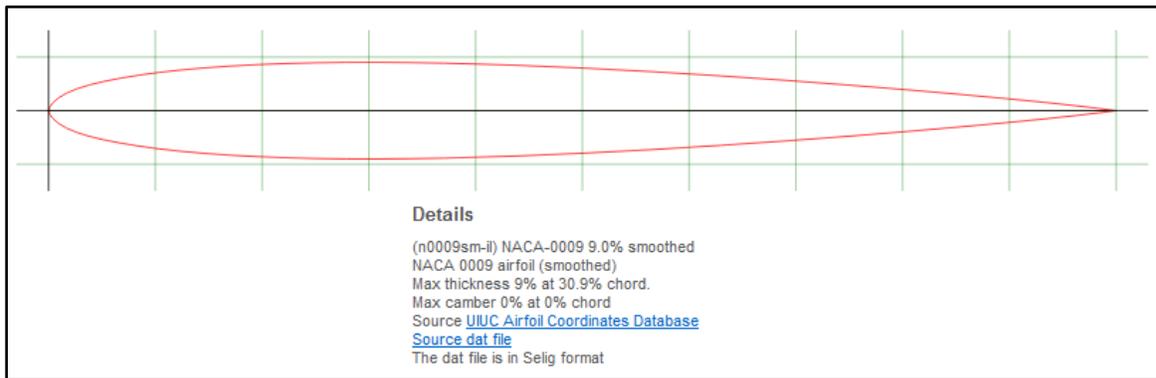


Figura 3-30

Estabilizador Vertical

Para el estabilizador vertical los criterios son otros. Lo que se busca es un perfil alar un poco más grueso que el del perfil alar del estabilizador horizontal, debido a que en una configuración de cola tipo T el estabilizador vertical debe soportar la carga estructural del estabilizador horizontal. Por este motivo se emplea un perfil simétrico NACA0012 (ver Fig. 3-31 [2]).

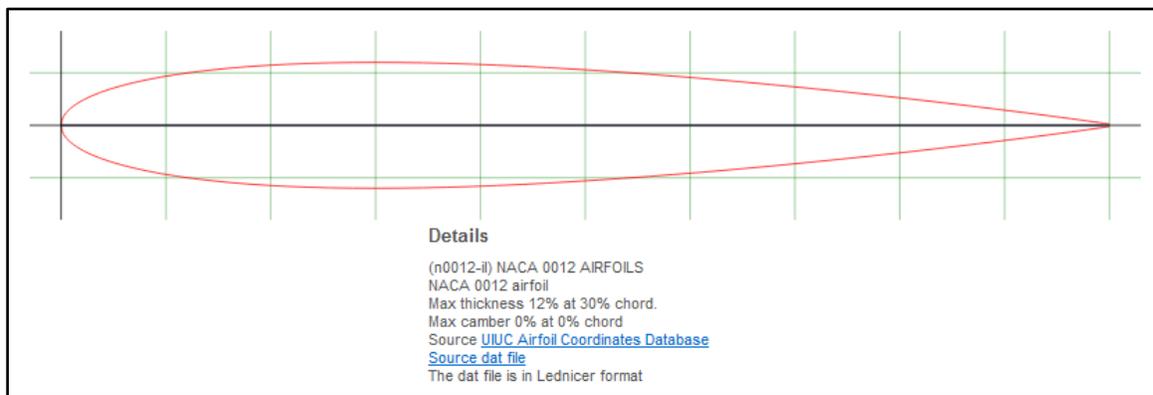


Figura 3-31

3.5.4 Método de los coeficientes de volumen de cola

Como se ha mencionado previamente, el propósito principal de la cola es contrarrestar los momentos generados por las alas. Por esta razón, existe una relación directa entre el tamaño de las alas y de la cola. Si se divide el área de la cola por el área de las alas se obtiene una relación casi constante para diferentes aeronaves (teniendo en cuenta el brazo de palanca de la cola).

La fuerza de sustentación generada por la cola es directamente proporcional a su área, por lo que la efectividad de la cola es proporcional al área multiplicada por el brazo de palanca. Esta multiplicación da como resultado un valor con unidades de volumen el cual lleva al llamado coeficiente de volumen de cola.

Para convertir este valor en adimensional es necesario dividir por valores con unidades de longitud. En el caso del estabilizador vertical, los momentos de guiño (*yawing*) que se deben contrarrestar son principalmente relacionados a la envergadura de ala, dando lugar al coeficiente de volumen de cola como se muestra en la ecuación 3.5.1. Por otro lado, el estabilizador horizontal debe contrarrestar momentos de cabeceo (*pitching*) que están principalmente relacionados a la cuerda aerodinámica media de las alas, llevando así a la ecuación 3.5.2:

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} \cdot S_{VT}}{b_w \cdot S_w} \quad (3.5.1)$$

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} \cdot S_{HT}}{\bar{c}_w \cdot S_w} \quad (3.5.2)$$

Donde:

- C_{VT} y C_{HT} son los coeficientes de volumen de cola para el estabilizador vertical y horizontal respectivamente.
- L_{VT} y L_{VH} son los brazos de palanca del estabilizador vertical y horizontal respectivamente.
- S_{VT} y S_{VH} son las superficies proyectadas del estabilizador vertical y horizontal respectivamente.
- b_w es la envergadura de las alas.
- S_w es el área proyectada de las alas.

Los brazos de palanca son medidos respecto al $\frac{1}{4}$ de la cuerda media aerodinámica de las alas, dado que en vuelo subsónico el centro de presión aerodinámica de las alas suele estar cerca de este punto por lo cual, si el centro de masas se encuentra comprendido entre el 0% y el 25 o 30% de la cuerda media aerodinámica, el momento generado por las alas se minimiza y por lo tanto también el tamaño y peso de la cola. En la Fig. 3-32 puede verse un esquema de los brazos de palanca medidos entre los $\frac{1}{4}$ de cuerda media aerodinámicas de las diferentes superficies:

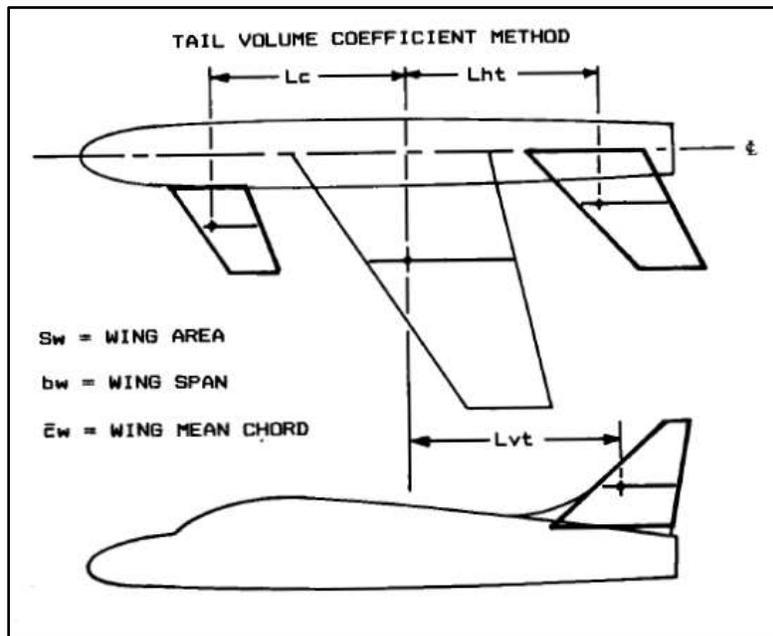


Figura 3-32
 [1] Pág. 159

Se recomienda, para una aeronave de estas características, que el brazo de palanca ronde aproximadamente entre el 45 y 55% de la longitud del fuselaje. Si bien el brazo de palanca del estabilizador horizontal es ligeramente diferente al del estabilizador vertical, se pueden considerar iguales a modo de aproximación, quedando uno de los dos sobredimensionado para su función. Es típico que la cola sea una de las cosas que más cambie después de las pruebas de túnel de viento de los primeros prototipos. Tomando el 50% del fuselaje calculado en la ec. 3.4.1 como parámetro de cálculo, los brazos de palanca son:

$$L_{VT} = L_{HT} = \frac{4,11m}{2} \cong 2,05m \quad (3.5.3)$$

En la Fig. 3-33 se pueden obtener valores típicos de coeficientes de volumen de cola según tipo de aeronave:

	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Figura 3-33
[1] Pág. 160

Estos coeficientes pueden ser reducidos un 5% en el caso de una cola tipo T. En el caso del estabilizador vertical, esto es debido a que el estabilizador horizontal se sitúa en su punta y genera un efecto aerodinámico llamado "*end-plate effect*" que describe como aumenta la eficiencia o capacidad de sustentación de una superficie al evitar que el flujo de aire pueda escapar por los bordes laterales de las superficies, evitando así que se generen vórtices y pérdida de energía. En el caso del estabilizador horizontal, esto se debe a que su posición alejada del flujo turbulento proveniente de las alas le confiere mayor eficacia.

Los coeficientes finales son:

$$C_{HT} = 1 \cdot 0,95 = 0,95 \quad (3.5.4)$$

$$C_{VT} = 0,09 \cdot 0,95 = 0,085 \quad (3.5.5)$$

Con los coeficientes de volumen de cola definidos y los parámetros de las alas conocidos se procede a dimensionar la geometría de la cola. En primer lugar, se despeja el valor del área proyectada de los estabilizadores:

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} \cdot S_{HT}}{\bar{C}_W \cdot S_w} \rightarrow S_{HT} = \frac{\bar{C}_W \cdot S_w \cdot C_{HT}}{L_{HT}} = \frac{0,529m \cdot 1,67m^2 \cdot 0,95}{2,05m} = 0,409m^2 \quad (3.5.6)$$

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} \cdot S_{VT}}{b_W \cdot S_w} \rightarrow S_{VT} = \frac{b_W \cdot S_w \cdot C_{VT}}{L_{VT}} = \frac{3,54m \cdot 1,67m^2 \cdot 0,085}{2,05m} = 0,245m^2 \quad (3.5.7)$$

Con los valores de las áreas, el procedimiento para el dimensionado de la geometría del estabilizador horizontal es igual al procedimiento seguido con las alas:

$$b_{HT} = \sqrt{A_{HT} \cdot S_{HT}} = \sqrt{4 \cdot 0,409m^2} = 1,279m \quad (3.5.8)$$

$$C_{Raiz_{HT}} = \frac{2 \cdot S_{HT}}{b_{HT}(1+\lambda_{HT})} = \frac{2 \cdot 0,409m^2}{1,279m(1+0,45)} \cong 0,44m \quad (3.5.9)$$

$$C_{Punta_{HT}} = \lambda_{HT} \cdot C_{Raiz_{HT}} = 0,45 \cdot 0,441m = 0,198m \quad (3.5.10)$$

$$\bar{c}_{HT} = \frac{(2/3) \cdot C_{Raiz_{HT}} \cdot (1 + \lambda_{HT} + \lambda_{HT}^2)}{(1 + \lambda_{HT})} = \frac{(2/3) \cdot 0,441m \cdot (1,091)}{1,45} = 0,335m \quad (3.5.11)$$

$$\bar{y}_{HT} = \frac{(b_{HT}/6) \cdot (1 + 2\lambda_{HT})}{(1 + \lambda_{HT})} = \frac{(1,279m/6) \cdot (1,9)}{(1,45)} \cong 0,279m \quad (3.5.12)$$

En el caso del estabilizador vertical, el proceso es similar al anterior, pero teniendo en cuenta que "b" en este caso no representa una envergadura de ala (no tendría sentido en este caso) si no que representa la distancia entre la cuerda de raíz y la cuerda en la punta, lo que sería lo mismo a media envergadura. Esto es una convención utilizada en este método y no una relación real entre las magnitudes utilizadas.

$$b_{VT} = \sqrt{A_{VT} \cdot S_{VT}} = \sqrt{1 \cdot 0,245m^2} = 0,495m \quad (3.5.13)$$

$$C_{Raiz} = \frac{2 \cdot S_{VT}}{b_{VT}(1+\lambda_{VT})} = \frac{2 \cdot 0,245m^2}{0,495m(1+0,8)} \cong 0,55m \quad (3.5.14)$$

$$C_{Punta} = \lambda \cdot C_{Raiz_{VT}} = 0,8 \cdot 0,55m = 0,44m \quad (3.5.15)$$

$$\bar{c}_{VT} = \frac{(2/3) \cdot C_{Raiz_{VT}} \cdot (1 + \lambda_{VT} + \lambda_{VT}^2)}{(1 + \lambda_{VT})} = \frac{(2/3) \cdot 0,55m \cdot (2,44)}{1,8} = 0,497m \quad (3.5.16)$$

Para utilizar la ecuación de ubicación del MAC del estabilizador vertical es necesario multiplicar b_{VT} por un factor de dos a modo de simular la extensión de un ala completa:

$$\bar{Y}_{VT} = \frac{\left(\frac{2 \cdot b_{VT}}{6}\right) \cdot (1 + 2\lambda_{VT})}{(1 + \lambda_{VT})} = \frac{\left(\frac{0,99m}{6}\right) \cdot (2,6)}{(1,8)} \cong 0,238m \quad (3.5.17)$$

La geometría final de la cola puede verse en la Fig. 3-34:

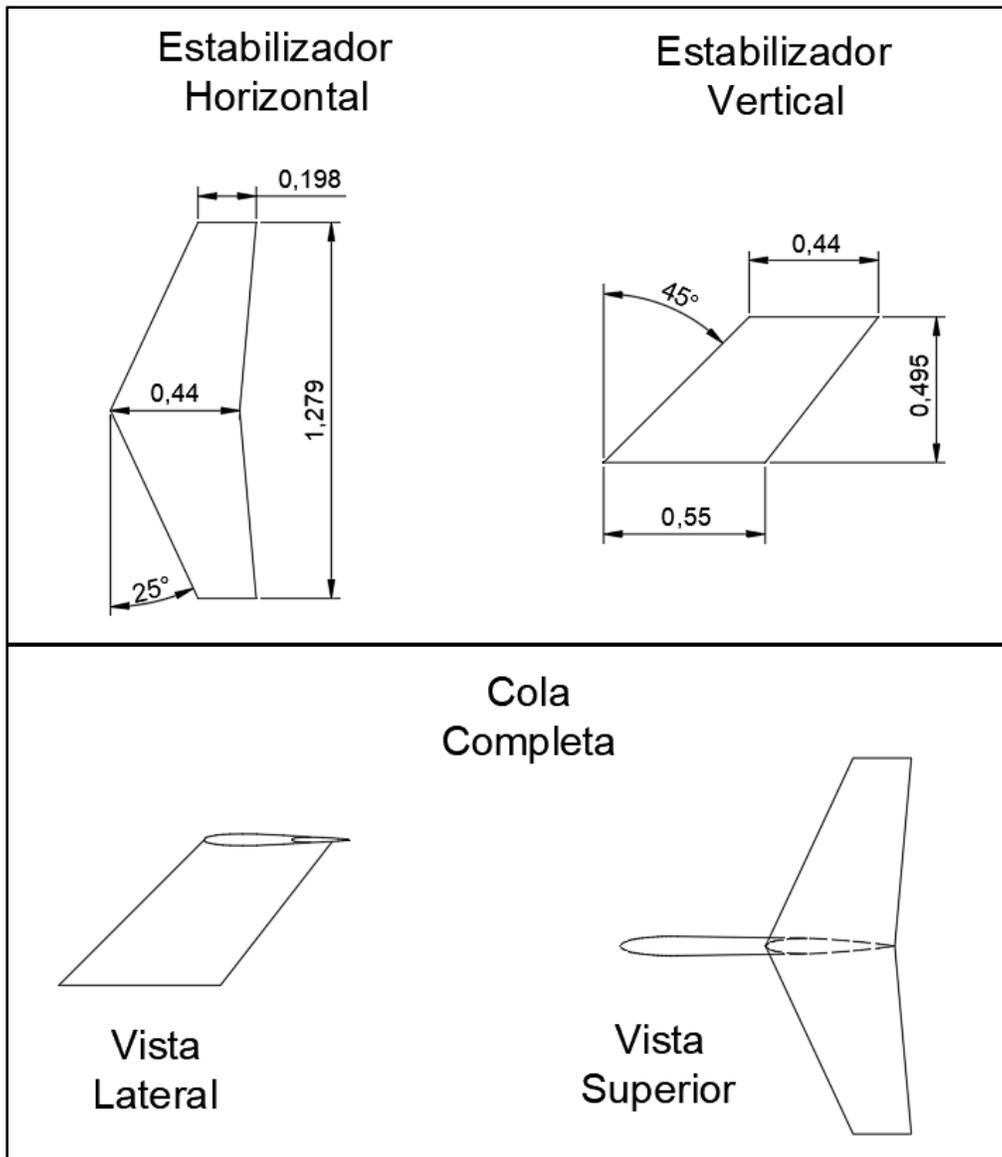


Figura 3-34

3.6 Superficies de control

Las superficies de control de una aeronave son elementos móviles del ala y la cola que al desplazarse alteran el flujo de la masa de aire que rodea a la aeronave de tal modo que se genera un desequilibrio de fuerzas y en consecuencia uno o varios de los posibles movimientos de la aeronave.

Las superficies de control pueden separarse en dos categorías: primarias (proporcionan control) y secundarias (modifican sustentación).

Dentro de las superficies primarias tenemos:

- Los **alerones** (*aileron*s), que pueden ser uno o dos por ala para operar a diferentes velocidades de vuelo, se mueven en diferentes direcciones entre alas para generar un movimiento de alabeo (*roll*).
- El **timón de profundidad** (*elevator*s) este situado en el estabilizador horizontal de la cola y su función es la de generar un movimiento de cabeceo (*pitch*).
- El **timón de dirección** (*rudder*) se encuentra en el estabilizador vertical y es el encargado de generar movimientos de guiñada (*yaw*). Este movimiento no es el mecanismo de giro habitual de las aeronaves, si no que su función es principalmente el encargado de mantener estable a la aeronave ante momentos inesperados como ráfagas de viento o fallo de un motor en aviones multimotor.

Y las superficies secundarias:

- Los **flaps** y **slats** son llamadas superficies de hiper sustentación, y su función es aumentar la sustentación y resistencia del aire al activarse, lo que reduce la velocidad a la cual la aeronave entra en pérdida (*stall speed*) y permite realizar maniobras como despegue o aterrizaje a menor velocidad. Los flaps, situados generalmente sobre el borde de salida del ala y en casos particulares en el borde de ataque, modifican la curvatura del perfil alar y la superficie total del ala, ya que no solo bajan si no que algunos se extienden más allá de su posición original (ver *Fig. 3-35*). Los slats se sitúan en el borde de ataque y modifican la capacidad de generar sustentación de un perfil alar al modificar la configuración geométrica del borde de ataque.
- Los **spoilers** son frenos aerodinámicos, utilizados para reducir la velocidad y mantener a la aeronave en contacto con el suelo una vez realizado el aterrizaje.



Figura 3-35

En la figura 3-36 se muestra la posición de las diferentes superficies de control y los diferentes movimientos de la aeronave:

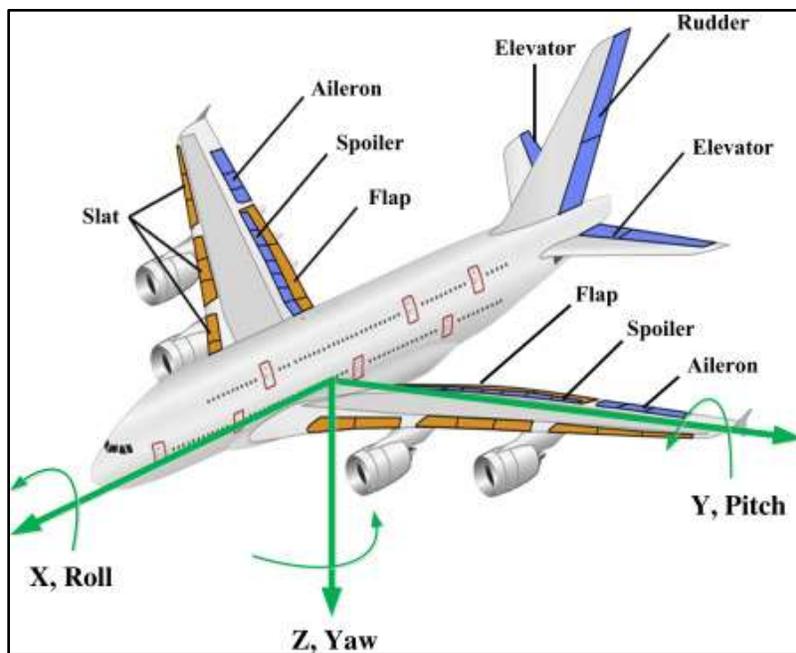


Figura 3-36

El dimensionado final de las superficies de control está basado en el análisis dinámico de la efectividad de control, incluidas la flexión estructural y los efectos de los sistemas de control. Sin embargo, es posible realizar un acercamiento inicial siguiendo algunas pautas básicas.

Los dos parámetros básicos a definir para cada superficie de control son el porcentaje de la cuerda del ala/estabilizador que se destinara a la superficie de control, y el porcentaje de la envergadura del

ala/estabilizador que ocupara la superficie. En este proceso de diseño de concepto no se considerará el diseño de slats ni de spoilers por ser peso añadido sin conocimiento de su necesidad (prueba de tunel de viento).

En primer lugar, los alerones y flaps ocupan típicamente entre 15% y 25% de la cuerda del ala, por lo que se adoptara un valor de 20%. En la Fig. 3-37 se relaciona este porcentaje con el porcentaje de la envergadura destinado a los alerones:

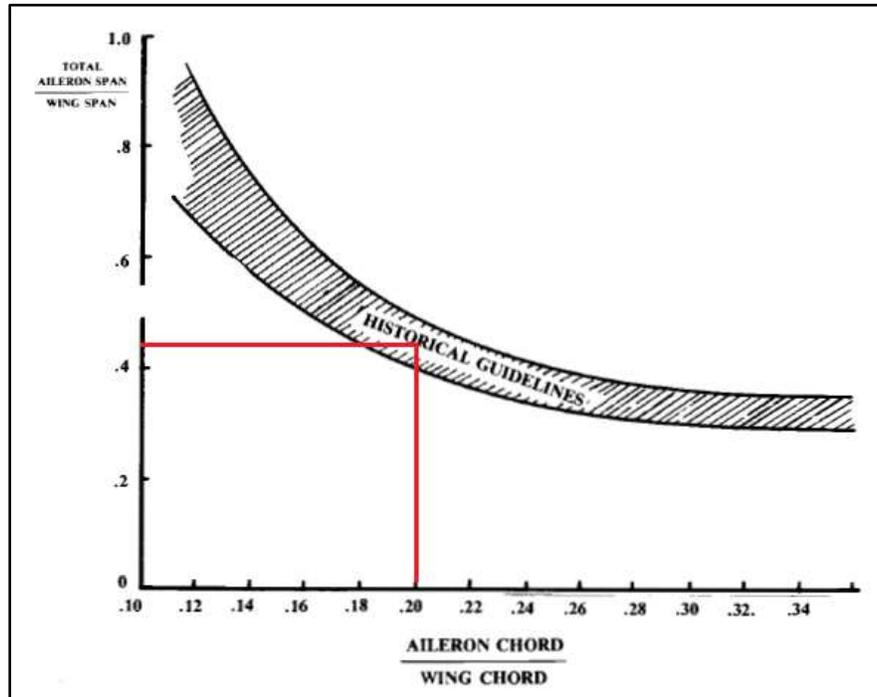


Figura 3-37
[1] Pág. 161

De la figura 3-37 se obtiene un valor porcentual aproximado de 45% de la envergadura de las alas para los alerones. Esta longitud, en un ala de envergadura de 3,54m (*ver ec. 3.3.7*), implica según lo definido anteriormente, un alerón por ala de 0,797m de longitud, ubicado sobre el extremo del ala y dejando un 5% de la envergadura de ala (0,177m) respecto al borde exterior del ala. Los flaps quedaran contenidos en el espacio libre entre los alerones y la zona de interferencia con el fuselaje, a una distancia arbitraria de 0,1m respecto de cada lado. En la figura 3-38 puede verse un esquema de las alas con sus superficies de control:

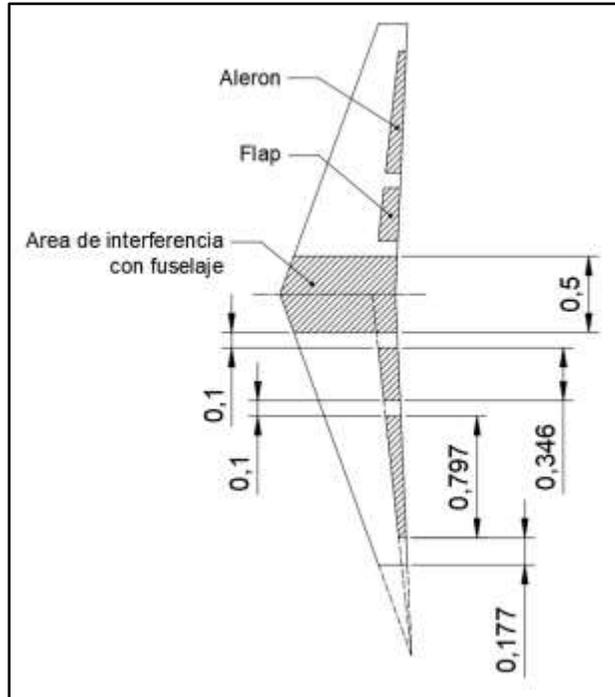


Figura 3-38

En el caso de las superficies de control situadas en la cola, el dimensionado se realiza totalmente en base a valores típicos de los mismos parámetros vistos anteriormente (ver Fig. 3-39). En ambos estabilizadores la relación entre la cuerda del estabilizador y la cuerda de la superficie de control tiene un valor de entre 25% y 50%, seleccionándose un 35% para este diseño. En cuanto a la relación en envergadura, las superficies de control abarcan el 80% del estabilizador, quedando a 10% de los bordes externos y 10% del fuselaje u otras superficies.

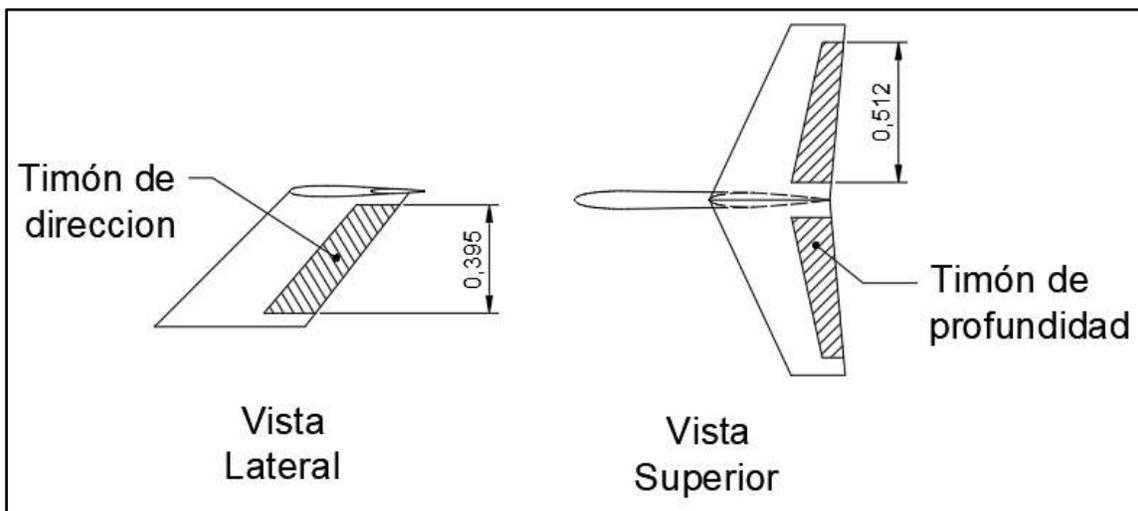


Figura 3-39

3.7 Representación Esquemática

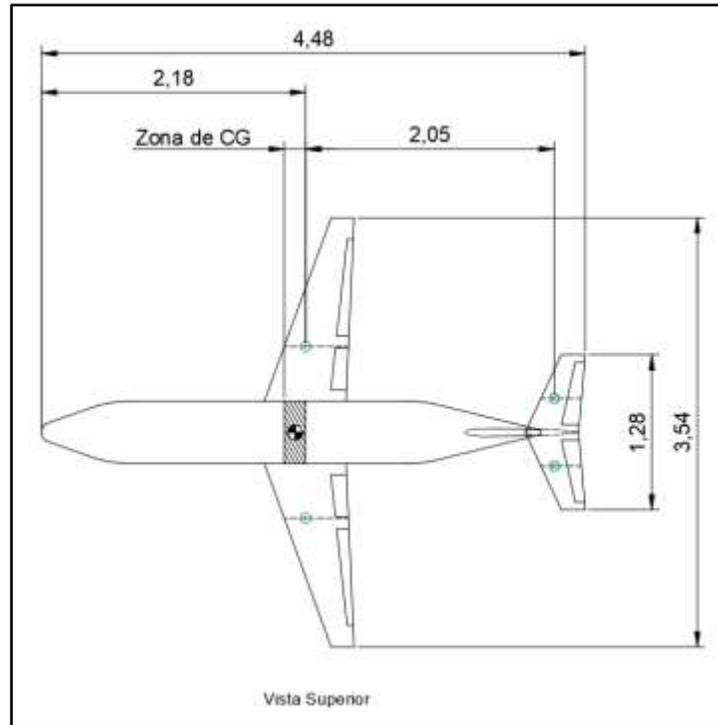


Figura 3-40

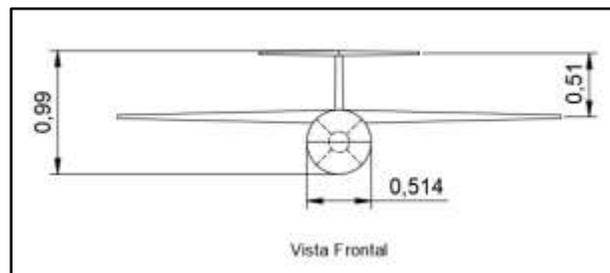


Figura 3-41

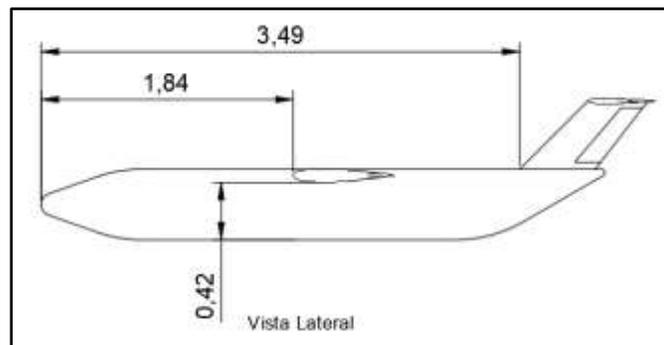


Figura 3-42

4. Análisis

4.1 Análisis de sistema de propulsión

En apartados anteriores se explicó que el diseño de un motor excedía el alcance de este documento, por lo que se seleccionó un motor existente y comercial, el TJ150 de la compañía PBS Aerospace cuyo *datasheet* se encuentra adjunto en el *Anexo A*. Este *datasheet* contiene mucha información sobre el rendimiento de este motor, pero solo en ciertas condiciones. Generalmente, se proveen los datos de rendimiento a nivel del mar y en condiciones de uso al máximo y medidas en un banco de pruebas bajo condiciones controladas, quedando otros puntos o situaciones de uso a discreción del usuario quien pedirá esa información o bien realizará el análisis por su cuenta. Este análisis busca brindar información sobre el rendimiento (particularmente el empuje) en función de parámetros de diseño (modificación de empuje por efectos de instalación) o parámetros de vuelo (velocidad y altitud).

4.1.1 Modificación de empuje por efectos de instalación

La modificación de empuje por efectos de instalación se refiere a la corrección del empuje bruto declarado por el fabricante de la turbina en función de los efectos de instalación (perdidas por interferencias con fuselaje, perdidas de carga, desvío de masa de aire para uso auxiliar, etc.) y restándole también la contribución del drag o resistencia del aire que genera todo el sistema propulsivo. Este cálculo resulta en una fuerza propulsiva neta, la cual ya incluye los efectos aerodinámicos adversos del sistema propulsivo, por lo que el análisis aerodinámico de la aeronave que se realiza posteriormente puede hacerse sobre una nave cuya configuración es limpia (sin considerar los motores ni su resistencia).

Los aspectos de instalación a considerar son:

- Recuperación de presión a la entrada (*inlet pressure-recovery*) y perdidas de carga en ducto de entrada
- Extracción de aire auxiliar (*engine bleed air*)

Los aspectos relacionados a la resistencia del aire son:

- Resistencia a la entrada (*inlet drag*)
- Resistencia por derrame de flujo (*spilled drag*)
- Resistencia a la salida o resistencia de tobera (*nozzle drag*)

Recuperación de presión a la entrada (*inlet pressure-recovery*) y pérdidas de carga en ducto de entrada

La función principal del difusor a la entrada de un motor es la de recuperar presión estática al reducir la velocidad de la masa de aire que entra al motor. Esta reducción de velocidad es muy importante para evitar que las puntas de las aspas de la turbina alcancen una velocidad sónica respecto a la masa de aire que entra. Sin embargo, este cambio de energía cinética del fluido a energía potencial en forma de presión no es perfecto, no se "recupera" toda la energía cinética en forma de presión. Por otra parte, también es necesario considerar las pérdidas de carga a lo largo del ducto, las cuales dependen de la longitud y diámetro del ducto, posibles curvaturas del ducto, y el número Mach interno. Estas fuentes de pérdida de presión generan una pérdida de empuje que es proporcionalmente más grande que la pérdida de presión. En la ec. 4.1.1 se relacionan estas dos fuentes:

$$\text{Pérdida de empuje (\%)} = C_{ram} \left[\left(\frac{P_1}{P_0} \right)_{ref} - \left(\frac{P_1}{P_0} \right)_{real} \right] \cdot 100 \quad (4.1.1)$$

Donde:

P_1/P_0 es la relación entre la presión total de la masa de aire en flujo libre (punto 0) y la presión total en la cara de entrada del motor (punto 1). Esta relación tiene una referencia proveniente del fabricante del motor, que asume que para un régimen de vuelo subsónico la recuperación es perfecta ($P_1/P_0 = 1$). Esta relación, en la realidad, se ve afectada por las razones previamente explicadas. Para un ducto recto y corto como el de una barquilla (*pod o nacelle*) de motor (a diferencia de un motor anidado en el fuselaje) el valor de esta relación puede ser de 0.98 o mejor.

C_{ram} es un factor de corrección de recuperación del ducto de entrada, y es función de la altura, velocidad, temperatura, y condición de empuje del motor. Generalmente el fabricante del motor provee este factor para las diferentes variaciones de los factores previamente mencionados, y su valor suele variar entre 1,2 y 1,5. Si no se tiene un valor de fabricante se puede aproximar utilizando 1,35 como valor.

Por lo tanto, la pérdida de empuje por estos factores es:

$$\text{Pérdida de empuje (\%)} = 1,35[1 - 0,98] \cdot 100 = 2,7\% \quad (4.1.2)$$

Extracción de aire auxiliar

En las aeronaves modernas, es normal extraer una pequeña fracción de la masa de aire que fluye por los motores para generar presión en la cabina, para los sistemas anti congelamiento, y otros usos. Esta extracción de aire resulta en una pérdida de empuje proporcionalmente más grande que la extracción de aire en sí. Esta pérdida de empuje puede aproximarse de la siguiente manera:

$$\text{Pérdida de empuje (\%)} = C_{\text{Bleed}} \left[\frac{\text{Masa de aire extraída}}{\text{Masa de aire total}} \right] \cdot 100 \quad (4.1.3)$$

Donde:

C_{Bleed} es un factor de corrección (bleed correction factor) que provee el fabricante para varias condiciones de vuelo. Inicialmente puede aproximarse este factor con un valor de 2.

La relación de masa extraída respecto a la masa total suele estar comprendida entre un 1% y un 5%. Se asume el valor menos favorable de 5%.

Por lo tanto, la pérdida de empuje es:

$$\text{Pérdida de empuje (\%)} = 2[0.05] \cdot 100 = 10\%$$

Pérdida de empuje por resistencia de aire

Si bien el empuje instalado es el empuje generado por el motor una vez instalado en la aeronave y sustraídos los efectos de la instalación, el motor en si también genera 3 tipos diferentes de drag o resistencia del aire. Esta fuerza de resistencia de aire se contabiliza restándola al empuje instalado, dando así el empuje neto o disponible.

La mayoría de esta resistencia se genera cuando hay una diferencia entre el caudal de aire que entra al motor y el caudal de aire que necesita el motor realmente para una condición de vuelo particular. Cuando estos caudales son iguales (relación de flujo masico = 1), el drag del ducto de entrada es insignificante. Los ductos de entrada se dimensionan para poder alimentar al motor en el peor caso posible, bajo este criterio se dimensiona el área de captura del ducto (garganta del difusor).

Cuando la relación de flujo es menor a 1, el exceso de aire se debe derramar antes de entrar al motor o expulsar una vez adentro del ducto. El drag generado por derramar este aire en la entrada del ducto se llama *spillage drag* o drag aditivo, y representa la pérdida de momento que sufre el aire al ser frenado y comprimido por la parte externa del ducto de entrada, pero no ser utilizado por el motor.

En un ducto de entrada bien diseñado, con pequeños subductos para el bypass del aire excedente en condiciones más favorables que la situación límite para la cual se dimensiona el área de captura, se puede decir que el drag aditivo desaparece.

Para calcular el drag del ducto de entrada es necesario dimensionar el tamaño del área de captura. En la Fig. 4-1 puede verse las diferentes áreas y flujo de la masa de aire en un diagrama de ducto de entrada y motor:

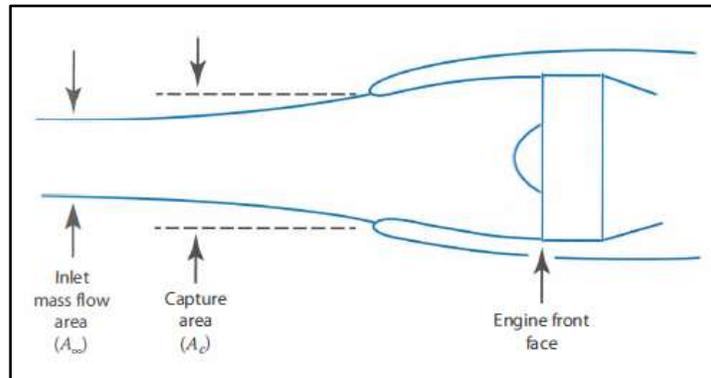


Figura 4-1
[1] Pág. 299

El dimensionado del área de captura se realiza utilizando la relación isoentrópica de flujo compresible (ec 4.1.4) y la relación de áreas de toberas y difusores (ec. 4.1.5). Esta relación isoentrópica relaciona el área actual con el área que, para el mismo caudal, daría un flujo sónico:

$$\frac{A}{A_*} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + 0,2M^2}{1,2} \right)^3 \quad (4.1.4)$$

$$\frac{A_{Garganta}}{A_{Motor}} = \frac{\left(\frac{A}{A_*} \right)_{Garganta}}{\left(\frac{A}{A_*} \right)_{Motor}} \quad (4.1.5)$$

Para el correcto funcionamiento de un motor moderno es típico frenar el aire de entrada hasta 0,4M para evitar flujo sónico o supersónico en las puntas de las aspas del compresor y turbina. Bajo este criterio puede realizarse este frenado de la masa de aire en dos etapas:

- Desde la velocidad crucero (0,7M aprox.) hasta la mitad del descenso de velocidad (0,55M). Esto sucedería desde antes de entrar al ducto y hasta la garganta (área de captura).
- Desde la mitad del descenso de velocidad (0,55M) hasta la velocidad objetivo (0,4M). Esta última parte sucede en el difusor, desde la garganta hasta la cara frontal del motor.

Por lo tanto, para la primera etapa resulta:

$$\left(\frac{A}{A_*}\right)_{Garganta} = \frac{1}{0,55} \left(\frac{1 + 0,2(0,55)^2}{1,2} \right)^3 \cong 1,25 \quad (4.1.6)$$

Y la segunda etapa:

$$\left(\frac{A}{A_*}\right)_{Motor} = \frac{1}{0,4} \left(\frac{1 + 0,2(0,4)^2}{1,2} \right)^3 \cong 1,59 \quad (4.1.7)$$

El resultado del cálculo de las dos etapas da como resultado la relación entre el área de captura y el área de la cara frontal del motor:

$$\frac{A_{Garganta}}{A_{Motor}} = \frac{\left(\frac{A}{A_*}\right)_{Garganta}}{\left(\frac{A}{A_*}\right)_{Motor}} = \frac{1,25}{1,59} = 0,786 \quad (4.1.8)$$

No hay datos sobre el diámetro exacto de la cara frontal del motor, por lo que se aproxima a un 80% del diámetro máximo del mismo, es decir, a 218mm aproximadamente. De esta forma es posible finalmente relacionar el diámetro de la cara frontal del motor con el diámetro de la garganta o área de captura del ducto de ingreso:

$$\frac{A_{Garganta}}{A_{Motor}} = 0,786 = \frac{\pi \cdot \frac{\Phi_{Garganta}^2}{4}}{\pi \cdot \frac{\Phi_{Motor}^2}{4}} \rightarrow \Phi_{Motor} \cdot \sqrt{0,786} = \Phi_{Garganta} \quad (4.1.9)$$

Introduciendo el valor estimado del diámetro de la cara frontal del motor en la ec. 4.1.8 se llega a un valor de diámetro de garganta de 193,27mm y a un área de 293337mm² (0,029m²). Este valor es clave para estimar el drag producido por el ducto de entrada. Esta estimación se realiza utilizando el grafico que puede verse en la fig. 4-2 en el cual, para un numero de velocidad Mach y un tipo de ducto de entrada a una altitud en particular se obtiene un coeficiente de drag. En el case de esta aeronave, la velocidad Mach es de 0,7 aproximadamente y el tipo de ducto de entrada es axisimétrico, pero la altitud de 8000m metros no está representada en el grafico por lo que se toma un punto estimado entre las curvas de 3048m (10000 pies) y 10668m (35000 pies) llegando así a un valor de coeficiente de drag de 0,045.

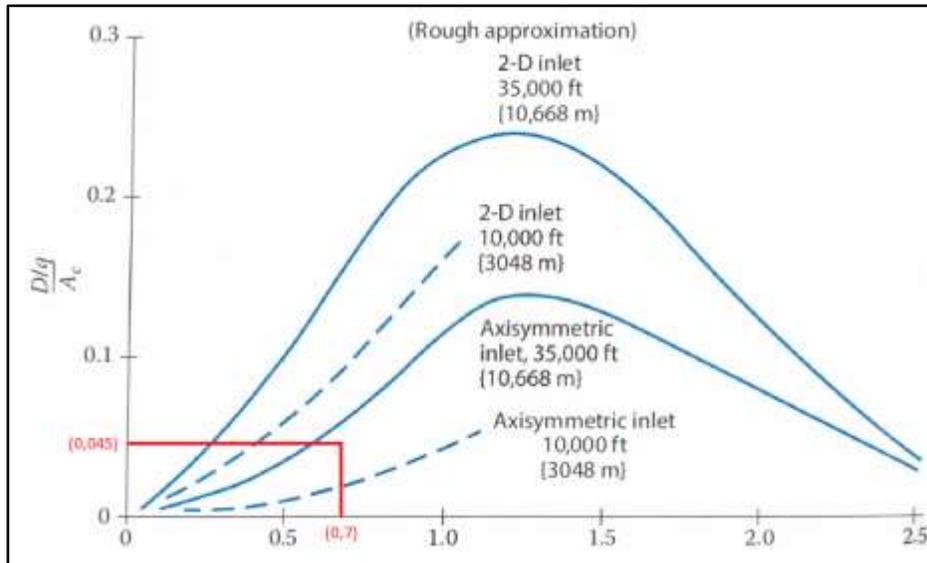


Figura 4-2
[1] Pág. 478

El valor de coeficiente de drag del ducto de entrada permite calcular, para una condición de vuelo en particular, la fuerza de resistencia del aire que se aplicara sobre el ducto. Esta fuerza se restará al valor de empuje instalado para obtener el empuje neto disponible. Aplicando la ecuación de drag:

$$D = C_D \cdot q \cdot A_c = 0,045 \cdot q \cdot 0,029m^2 \quad (4.1.10)$$

El término "q" se denomina presión dinámica, y relaciona a la velocidad y densidad del aire de la siguiente manera:

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \quad (4.1.11)$$

Variando el valor de la presión dinámica según las condiciones de vuelo (velocidad y altura), utilizando los valores del *International Standard Atmosphere*, se obtiene un gráfico que expresa las variaciones de fuerza de resistencia de aire (*drag*) para cada condición de vuelo:

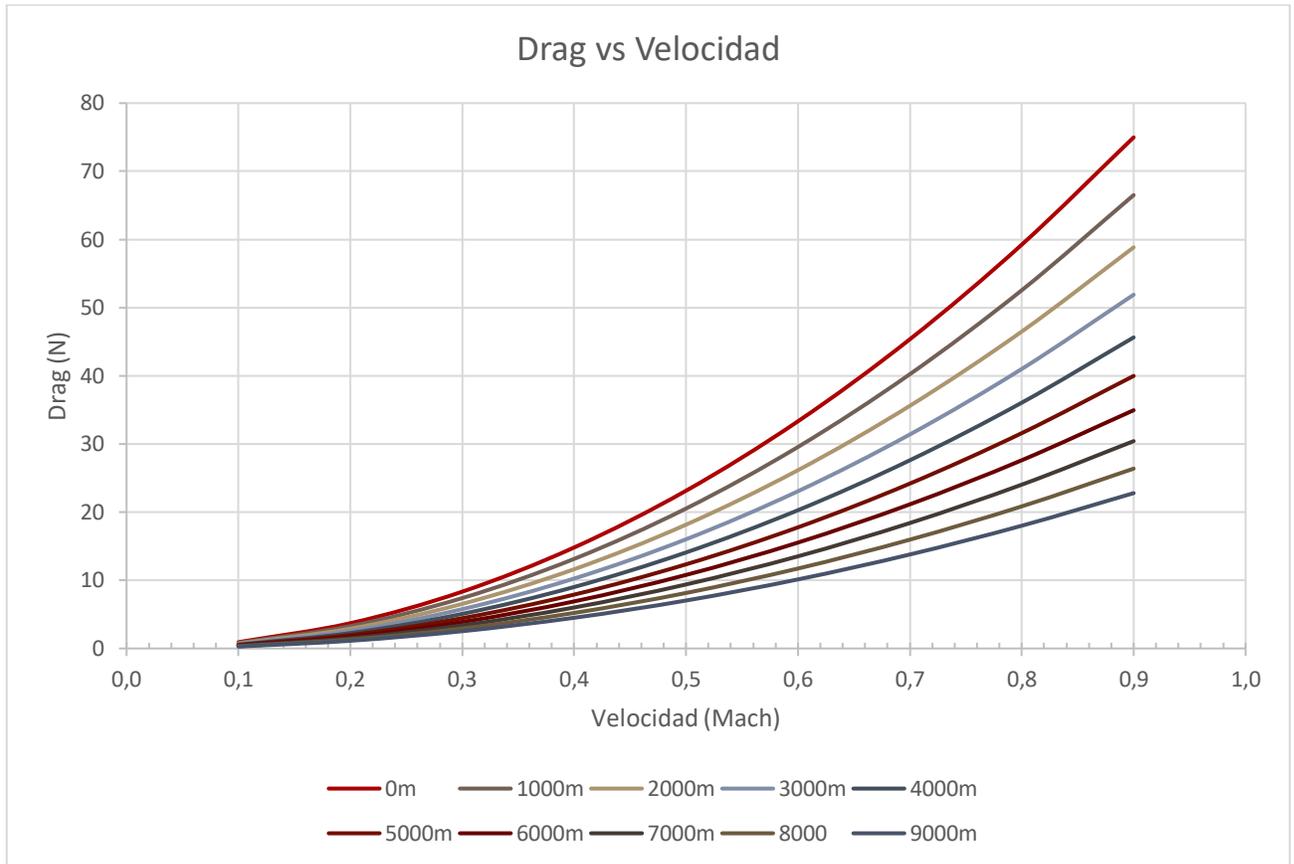


Figura 4-3

4.1.2 Efectos de condiciones de vuelo sobre empuje

Los motores que basan su funcionamiento en la respiración, es decir, en la ingesta y utilización de una masa de aire para la generación de trabajo útil, dependen directamente del flujo de aire que pasa a través de ellos. En la ec. 4.1.12, ecuación generalizada de empuje para motores jet, puede verse como la masa de aire multiplica a ambos términos de la ecuación. Estos términos son a veces llamados empuje bruto (*gross thrust*) y pérdida por resistencia del aire (*momentum drag*). Este flujo de aire se ve alterado al cambiar las condiciones de vuelo.

$$T = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \cdot v_j - \dot{m}_a \cdot v \quad (4.1.12)$$

Donde \dot{m}_a y \dot{m}_c son el flujo masico de aire y combustible respectivamente, y v_j y v son la velocidad de salida del flujo masico que pasa por el motor (jet) y la velocidad del aire relativa a la aeronave.

Empuje en función de la velocidad

Los motores tipo turbojet están diseñados para tener características de empuje cuasi constantes para una determinada altitud. Si bien la *ec. 4.1.12* indica que a medida que la velocidad de la aeronave aumenta, el empuje cae al reducirse la diferencia de velocidades entre la entrada y salida de los gases, el aumento de velocidad genera una presión mayor en la cara frontal de la entrada a los motores y en consecuencia incrementa el flujo total de aire que entra al motor. Este aumento de flujo de aire (y combustible, proporcionalmente) genera un aumento del empuje. Estos dos factores compiten entre sí, siendo predominante el primero en los turbojets hasta los 0,5M aproximadamente, punto en el cual el segundo factor supera al primero y comienza una recuperación del empuje llegando a valores estáticos aproximadamente cerca de los 0,7M (*ver Fig. 4-4*). Estas variaciones de empuje por estos efectos de velocidad son pequeños en régimen subsónico, y para esta etapa de diseño prácticamente despreciables, por lo que se considerará que el empuje es constante en función de la velocidad.

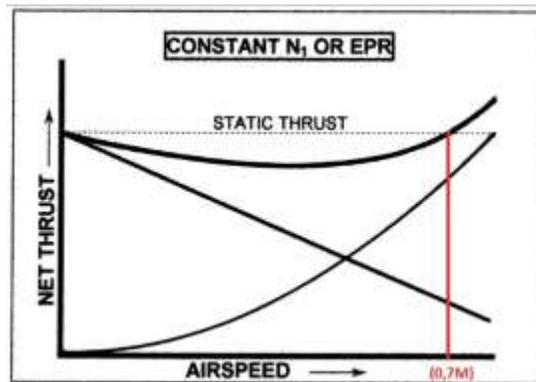


Figura 4-4

Empuje en función de la altitud

A diferencia de la velocidad, la altitud afecta directa y linealmente al empuje disponible. Esto se explica al expresar el flujo masico de aire como caudal:

$$\dot{m}_a = \rho_a \cdot v \cdot A_C \quad (4.1.13)$$

Donde ρ_a es la densidad del aire, v es la velocidad del aire, y A_C es el área de captura del ducto de entrada del motor.

A medida que aumenta la altitud, la presión del aire y la temperatura caen, pero el efecto de la caída de presión es más significativo que la caída de temperatura y en consecuencia la densidad también cae con la altitud.

Si la densidad cae por un aumento de altitud, el flujo masico de aire disminuye proporcionalmente y también el empuje disponible se ve disminuido en esa misma proporción según la *ec. 4.1.12*. Por lo tanto, el empuje disponible para una altitud cualquiera puede expresarse como una relación de parámetros respecto a la condición de empuje máximo a nivel del mar (1500N para la turbina seleccionada previamente):

$$\frac{T}{T_0} = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (4.1.14)$$

Donde T y T_0 son el empuje a una altitud particular y el empuje máximo a nivel del mar respectivamente, ρ y ρ_0 son la densidad del aire a la misma altitud particular y la densidad del aire a nivel del mar. En la *Fig. 4-5* puede verse el empuje disponible teórico en función de la altitud para el motor seleccionado previamente en este documento.

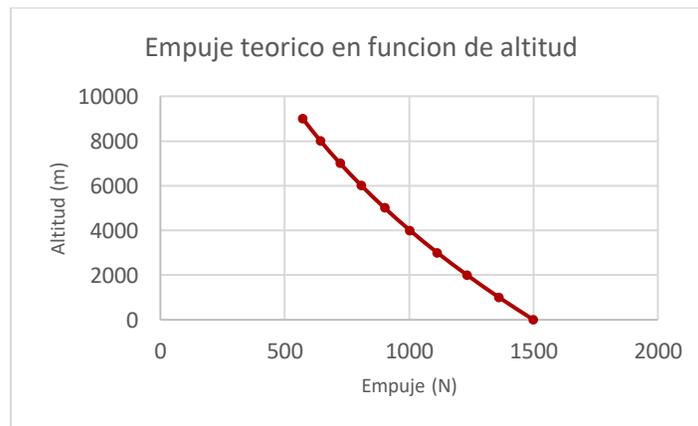


Figura 4-5

4.1.1 Efectos de condiciones de vuelo sobre consumo de combustible

Es conveniente, en el caso de las variaciones de consumo de combustible en relación a los parámetros de velocidad y altitud, de hablar de un efecto superpuesto: En primer lugar, un aumento de la altitud implica, generalmente, un descenso marcado de la temperatura. Este descenso de la temperatura ambiente aumenta la eficiencia térmica del motor, la cual está definida como la diferencia entre la temperatura de ingreso al motor y la temperatura máxima dentro de la turbina, dividida la temperatura dentro de la turbina. Esto significa que se logra un mejor aprovechamiento de la energía del combustible para generar trabajo mecánico, y que se necesita menos combustible para alcanzar la temperatura máxima permitida dentro de la turbina.

Por otro lado, un aumento de la velocidad conlleva un aumento de la masa de aire que atraviesa al motor por efectos que se discutieron en puntos anteriores. Si el motor debe mantener la relación

estequiométrica entre aire y combustible, la masa de combustible inyectada debe aumentar con la velocidad.

Es imposible saber, sin ensayar el motor, cuál de los efectos prevalece sobre el otro, pero la información disponible de otros motores turbojet indica que no son efectos significativos y por lo tanto se tomaran los valores de consumo de combustible como fueron indicados por el fabricante.

4.1.2 Dimensionado básico de barquilla o nacelle

El diseño de la barquilla o *nacelle*, es decir, de la carcasa que cubre al motor, es de una complejidad que sobrepasa el alcance de este documento. Sin embargo, es posible y necesario realizar el dimensionamiento básico y aproximado para el posterior calculo aerodinámico. Para realizar este dimensionamiento se realizan unos cálculos a partir de las dimensiones del motor tal como indica la bibliografía [3] (Pág. 338 a 341):

$$\Phi_{max} = \Phi_{Cara\ frontal\ de\ motor} \cdot 1,5 = 218mm \cdot 1,5 = 327mm \quad (4.1.15)$$

$$L_{Ducto\ de\ entrada} = \Phi_{Cara\ frontal\ de\ motor} = 218mm \quad (4.1.16)$$

$$L_{Ducto\ de\ salida} = \Phi_{Cara\ frontal\ de\ motor} \cdot 1,5 = 218mm \cdot 1,5 = 327mm \quad (4.1.17)$$

$$L_{Total} = L_{Motor} + k \cdot \Phi_{Cara\ frontal\ de\ motor} = 847mm \quad (4.1.18)$$

Donde k es un valor entre 1,5 y 2,5 según el tamaño del motor.

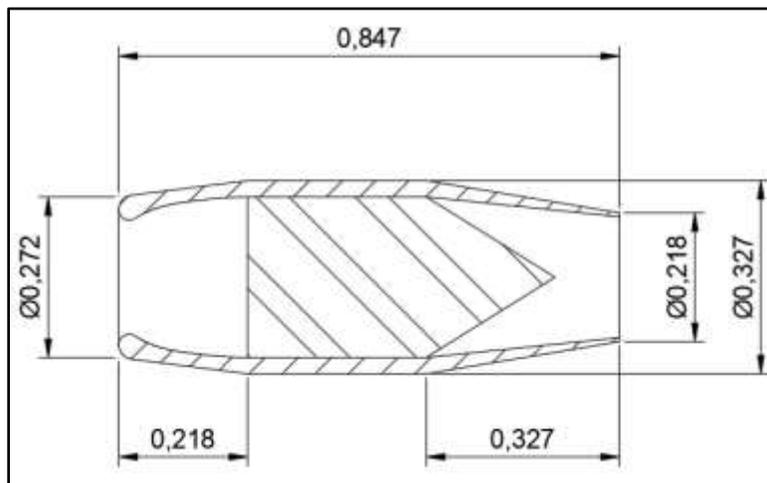


Figura 4-6

4.2 Análisis aerodinámico

El análisis aerodinámico que se realiza en esta etapa de diseño tiene el objetivo de predecir el comportamiento de la sustentación y el arrastre de la aeronave, tomando en cuenta la geometría final de la misma y la sumatoria de los efectos de cada componente.

4.2.1 Curva de sustentación

En el punto 3.3.3 se seleccionó un perfil alar y se generó, para las condiciones de vuelo esperadas, una serie de curvas llamadas polares. Estas curvas serían idénticas a las curvas correspondientes a un ala de envergadura infinita y sección constante. En un ala real, estas curvas cambian al generarse efectos tridimensionales de flujo (particularmente en la punta del ala). También es necesario, como ya se adelantó previamente, considerar la compresibilidad del fluido al ser un régimen de vuelo transónico. Es posible aproximar la curva de sustentación del ala (y de toda la aeronave) con la siguiente ecuación:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2\beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{exp}}{S_{ref}}\right) (F) \quad (4.2.1)$$

Donde:

- $C_{L\alpha}$ es la pendiente de la curva de sustentación de la aeronave medida en C_L /radianes.
- A es la relación de aspecto de las alas (7,5).
- $\frac{S_{exp}}{S_{ref}}$ es la relación entre la superficie proyectada de las alas (S_{ref}) y la superficie expuesta (diferencia entre superficie proyectada y la superficie "escondida" dentro del fuselaje). Se mide el área perteneciente a la superficie referencia que está contenida dentro del fuselaje y se obtiene un valor de $0,358m^2$. Por lo tanto, el valor de esta relación es:

$$\frac{S_{exp}}{S_{ref}} = \frac{(1,67m^2 - 0,358m^2)}{1,67m^2} = 0,786 \quad (4.2.2)$$

- $A_{max t}$ es el ángulo de flecha del ala donde la misma es más gruesa. El perfil alar seleccionado, SC(2)-0714, tiene su máximo espesor al 37% de la cuerda, lo que resulta en un ángulo de $13,8^\circ$ para el ala diseñada.
- F es el factor de sustentación del fuselaje que toma en consideración que un fuselaje de diámetro "d" genera un poco de sustentación debido al flujo de aire proveniente de las alas cuya envergadura es "b". Este valor es:

$$F = 1,07(1 + d/b)^2 = 1,07 \left(1 + \frac{0,514m}{3,54m}\right)^2 = 1,4 \quad (4.2.3)$$

- β es el factor de compresibilidad del aire, el cual se toma en cuenta cuando se trata de velocidades de régimen subsónico alto o transónico. Este valor es:

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - 0,707^2} = 0,707 \quad (4.2.4)$$

- η es una simplificación matemática cuyo valor es $\frac{C_{l_\alpha}}{2\pi/\beta}$. Este término considera tanto la compresibilidad del fluido como la pendiente de la curva de sustentación del perfil alar. El valor de la pendiente se obtiene tomando dos puntos de la zona lineal de la curva de sustentación del perfil alar (ver figura 3-19). Los puntos (α , Cl) tomados son (0, 0,5929) y (10, 1,6956). Se calcula la pendiente:

$$C_{l_\alpha} = \frac{1,6956 - 0,5929}{10 - 0} = 0,1103 \frac{Cl}{grad} \quad (4.2.5)$$

Se realiza el cambio de unidades a radianes:

$$C_{l_\alpha} = \frac{0,1103 \cdot 180}{\pi} = 6,32 \frac{Cl}{rad} \quad (4.2.6)$$

Y se calcula el valor de η :

$$\eta = \frac{C_{l_\alpha}}{2\pi/\beta} = \frac{6,32}{2\pi/0,707} = 0,711 \quad (4.2.7)$$

Una vez calculados todos los parámetros de la ecuación, se obtiene el valor de la pendiente de la curva de sustentación correspondiente a toda la aeronave:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi(7,5)}{2 + \sqrt{4 + \frac{(7,5)^2(0,707)^2}{(0,711)^2} \left(1 + \frac{\tan^2(13,8^\circ)}{(0,707)^2}\right)}} (0,786)(1,4) = 5,11 \frac{CL}{rad} \quad (4.2.8)$$

Los gráficos de las curvas de sustentación del perfil alar y las alas (o en este caso, la aeronave) comparten un punto, el punto en el cual no se genera sustentación (aproximadamente $-4,7^\circ$). Se traza la curva de sustentación de la aeronave partiendo desde este punto hasta el fin de la zona lineal (aproximadamente 10°). En la *Fig. 4-7* se pueden ver ambas curvas superpuestas:

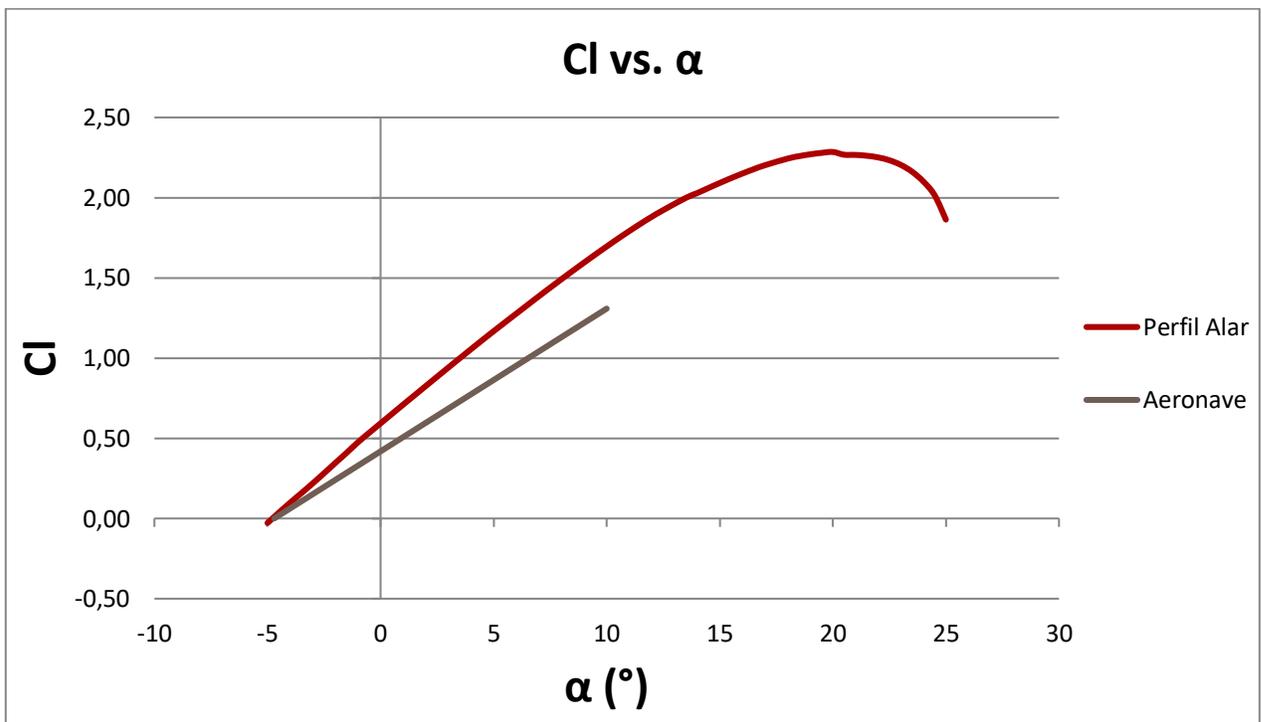


Figura 4-7

4.2.2 Curva de arrastre

La curva de arrastre describe cómo evoluciona esta fuerza en función de la velocidad. La fuerza de drag o arrastre, como fue expresada en la ec. 3.2.7, depende de las condiciones de vuelo y de un coeficiente de drag " C_D ". Las condiciones de vuelo dependen de la altitud y velocidad, mientras que el coeficiente de drag está compuesto por dos términos que describen fenómenos diferentes que generan la fuerza de arrastre (ver ec. 4.2.9).

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (4.2.9)$$

El primer término " C_{D_0} ", representa el llamado coeficiente de drag parasítico o *zero-lift drag*, que describe a la fuerza de resistencia que ejerce el aire al movimiento del ala en forma de rozamiento, y depende de la geometría y superficie del cuerpo. Esta fuerza no se ve involucrada en absoluto en la generación de sustentación.

El segundo término " C_{D_i} ", representa al coeficiente de drag inducido, que define la componente horizontal de la fuerza resultante generada sobre el ala o perfil alar. A medida que el ángulo de ataque o la velocidad aumentan, también aumenta la fuerza resultante y por lo tanto aumenta la componente vertical (fuerza de sustentación) y la componente horizontal (drag inducido).

Coeficiente de drag inducido

El coeficiente de drag inducido es calculable directamente a partir del coeficiente de sustentación necesaria para mantener vuelo nivelado (sin cambios de altitud ni aceleración) en una condición de vuelo particular, la relación de aspecto de las alas, y el factor de eficiencia de Oswald de las alas (e).

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (4.2.10)$$

El factor de eficiencia de Oswald es una corrección a la distribución de sustentación sobre un ala. Dado que pocas alas tienen una distribución elíptica ($e = 1$), se corrige con este factor con el fin de considerar el aumento del drag y el derrame de flujo, causando una reducción efectiva sobre la relación de aspecto. Se utiliza un valor conservador de 0,8.

Coefficiente de drag parasítico

El método de cálculo para el coeficiente de drag parasítico es el llamado *Component Buildup Method* o método acumulativo por componentes (ver ec. 4.2.11), y consiste en la sumatoria de los efectos individuales de cada componente (alas, fuselaje, cola, barquilla), más efectos de fugas y protuberancias.

$$C_{D_0} = \frac{\sum(C_{f_c} \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{L\&P}} \quad (4.2.11)$$

Donde:

- C_{f_c} es el llamado “*Flat-plate skin friction coefficient*” que pondera el efecto de la fricción del aire según el tipo de flujo (laminar, turbulento, o una combinación de ambos) en cada componente.
- FF_c es el factor de forma de cada componente.
- Q_c es el factor de interferencia que contempla el aumento de drag en las zonas donde los componentes se interceptan con el fuselaje.
- S_{wet_c} es la superficie mojada del componente
- S_{ref} es la superficie de referencia, el área proyectada de las alas.
- $C_{D_{L\&P}}$ es el coeficiente de drag estimado para el efecto de fugas y protuberancias. El drag por fugas es causado por la tendencia de la aeronave a “inhalar” a través de agujeros y separación en las zonas de alta presión y “exhalar” a las zonas de baja presión. El drag por protuberancias es el generado por antenas, luces, remaches, etc. Este coeficiente de drag se calcula como un porcentaje del drag parasítico total.

A continuación, se presenta una tabla con los valores calculados para cada componente. Los cálculos de estos valores pueden encontrarse en el *Anexo B*.

	C_f	FF	Q	$S_{wet} (m^2)$	$C_f \cdot FF \cdot Q \cdot S_{wet}$
Ala	0,00247	1,58009	1	2,67294	0,01043
Estabilizador Vertical	0,00267	1,46355	1,05	0,82571	0,00339
Estabilizador Horizontal	0,00249	1,45405	1,05	0,49965	0,00190
Fuselaje	0,00179	1,13735	1	6,05000	0,01232
Barquilla	0,00228	1,13512	1,5	0,80100	0,00311

Tabla 4-1

Por otro lado, el coeficiente de drag por fugas y protuberancias se estima como un 5% del total del drag parasítico. Con estos valores es posible calcular el coeficiente de drag parasítico:

$$C_{D_0} = \left(\frac{0,01043 + 0,00339 + 0,0019 + 0,01232 + 4 \cdot 0,00311}{1,67} \right) / 0,095 = 0,02254 \quad (4.2.12)$$

Cálculo de curva de arrastre

La curva de arrastre es la curva resultante de la suma de la fuerza de arrastre inducida y parasítica, en función de la velocidad y condiciones de vuelo. Para las condiciones de vuelo crucero, estas curvas estará dada por la siguiente expresión:

$$D = \frac{1}{2} (C_{D_0} + C_{D_i}) \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_{ref} \quad (4.2.13)$$

Donde S_{ref} es el área proyectada de las alas.

De la ec. 4.2.13 se obtiene la curva de arrastre (Fig. 4-8) para la aeronave, y se desglosa en dos curvas separadas para el arrastre inducido y arrastre parasítico:

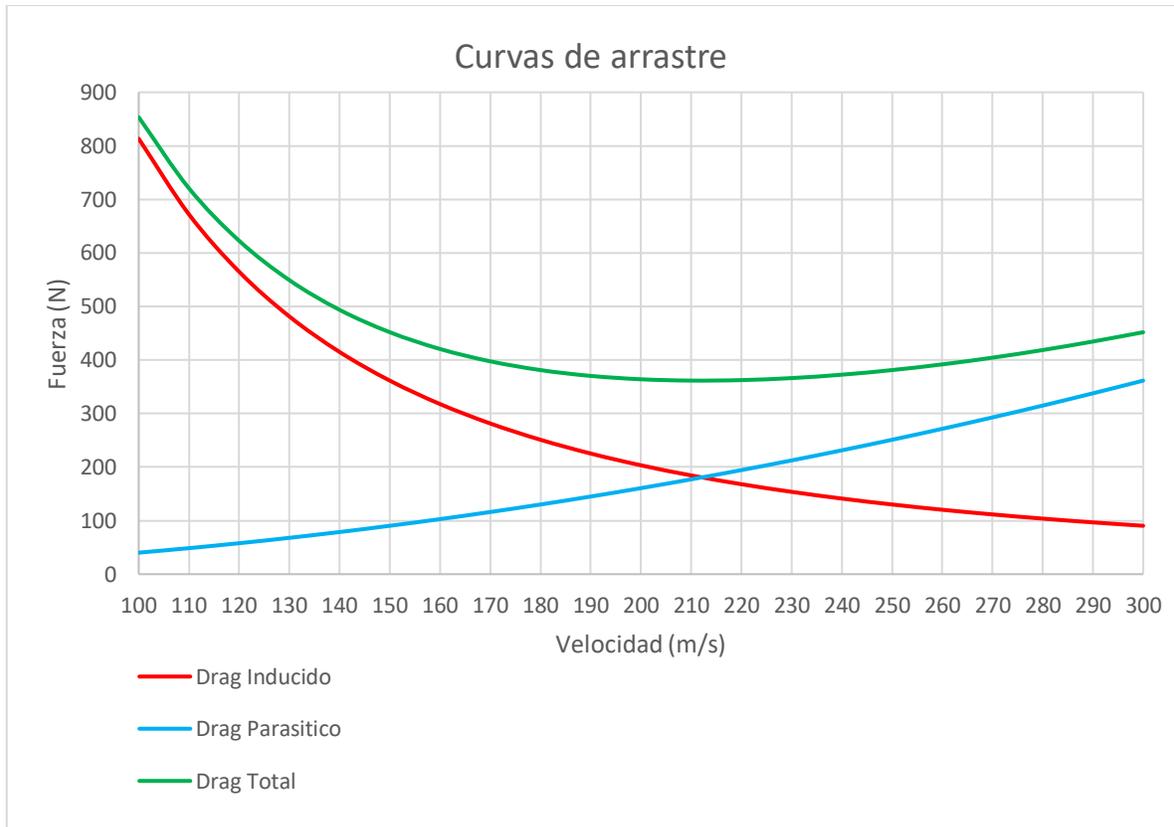


Figura 4-8

5. Análisis económico

Uno de los aspectos más importantes e interesantes del diseño de una aeronave es el impacto económico que puede tener su desarrollo y producción, y su posterior comercialización, mantenimiento, y costos operativos. Con el fin de analizar estos aspectos, se han creado diferentes modelos estadísticos que contemplan gran cantidad de factores como la cantidad de horas dedicadas a los diferentes aspectos del desarrollo (ingeniería, pruebas en túneles de viento, etc.) o de fabricación (horas hombre en máquina, ensamble, transportes, etc.) en función de parámetros de la aeronave (número de motores, velocidad máxima, etc.).

Las diferentes empresas y organismos aeronáuticos/aeroespaciales generan sus propios modelos predictivos al analizar sus propios costos y capacidades, por lo que dos modelos diferentes que consideran muchos de los mismos aspectos que impactan al coste del programa de desarrollo pueden estar afectados por coeficientes diferentes al ponderar estos aspectos de forma diferente. Los modelos que se encuentran explicados en la literatura pública (NASA, el método DAPCA IV de la corporación RAND, entre otros) suelen estar enfocados al desarrollo de aeronaves militares y contemplan un desarrollo íntegro de las mismas, es decir, incluyen el desarrollo de partes como los motores o incluso la aviónica. Ninguno de estos modelos puede aplicarse de forma razonable a una aeronave de las características planteadas en este documento. Principalmente, el pequeño tamaño de la misma, su carencia de tripulación, su sistema de despegue no convencional, y la intención de utilizar elementos de origen comercial en su construcción, hacen que los resultados finales de aplicar estos modelos no solo sean radicalmente diferentes entre sí, sino que se alejan de lo razonable.

La imposibilidad de aplicar estos modelos de forma fiable tiene como consecuencia una incertidumbre en la estimación del costo de desarrollo de la aeronave, sin embargo, existen otros cálculos y aproximaciones que pueden realizarse para contemplar diversos costos o impactos económicos que puede tener.

5.1 Aproximación de precio de venta

En primer lugar, una aproximación al precio de venta de una aeronave cualquiera puede realizarse en base a su peso en vacío y su tipo [1]. Para hacer esta primera aproximación, es necesario estimar el peso en vacío de la aeronave sustrayéndole el peso del combustible al peso total calculado en el desarrollo. Este peso de combustible puede tomarse como el peso de combustible necesario para alcanzar el rango de la misión (1000km a 800km/h y a 8000m de altura) más un 5% adicional en virtud de combustible de contingencia (situación atmosférica desfavorable o leves cambios de ruta), y combustible de reserva suficiente para 30 minutos adicionales de vuelo.

Si bien el combustible necesario para las diferentes etapas de la misión (despegue, ascenso, crucero, etc.) va variando según la exigencia de los motores, se desconoce en esta etapa de desarrollo los tiempos y exigencias de cada etapa, por lo que se simplificara calculando todo como una etapa de vuelo crucero. Se considera que esta simplificación es aceptable al ser las demás etapas de muy corta duración en comparación, y pudiendo compensar esta diferencia con el combustible de reserva.

Según se observa en la figura 4-8, la fuerza total de drag sobre la aeronave cuando esta vuela a 220 m/s (800km/h) es de aproximadamente 363N. A 8000m de altura y a velocidad 0,7M (aprox. 800km/h) los motores son capaces de entregar 644N de empuje (ver Fig. 4-5). En este régimen de vuelo las pérdidas de empuje por drag del motor son de 16N según la Fig. 4-3. Por lo tanto, el valor final de empuje disponible en este régimen de vuelo, para cada motor, es:

$$T = 644N - 16N = 628N \quad (5.1.1)$$

Como el empuje disponible excede ampliamente a la fuerza de drag, es necesario bajar el régimen de trabajo de los motores para igualar las fuerzas. Es posible permitir que las turbinas trabajen a un régimen mayor al necesario tal que se alcance la velocidad máxima permitida por las mismas (0,9M) pero el aumento de la resistencia del aire al acercarse a la velocidad del sonido se dispararía y bajaría la economía de combustible, por lo que no sería recomendable mantener un régimen como ese por periodos de tiempo prolongados. Para el régimen de vuelo seleccionado es mejor que el empuje lo realicen solo dos de las turbinas y no que se reparta entre las 4 ya que las turbinas turbojet son más eficientes a mayor régimen (menor combustible consumido por unidad de empuje). De esta forma las dos turbinas que no generan empuje no se apagan si no que pasan a modo "idle" o libre donde generan solo el suficiente empuje para compensar su propia resistencia al aire y su consumo de combustible pasa a ser prácticamente despreciable. Los motores que serán dedicados a aportar el empuje para el vuelo van a operar a un régimen inferior al óptimo, pero es descenso de régimen y de alimentación de combustible conlleva a un descenso de empuje en una proporción aún mayor.

El empuje necesario de 363N va a dividirse entre ambos motores, quedando el régimen final de cada una tal que generan solo 181,5N. Es necesario ajustar el consumo de combustible para el descenso de régimen. El consumo en máximo régimen es de 0,119 kg/N/h. El consumo en el nuevo régimen está dado por la *ec. 5.1.2*:

$$\frac{c}{c_{max}} = \frac{0,1}{T/T_{max}} + \frac{0,24}{(T/T_{max})^{0,8}} + 0,66 \left(\frac{T}{T_{max}}\right)^{0,8} + 0,1M \left[\frac{1}{T/T_{max}} - \left(\frac{T}{T_{max}}\right) \right] \quad (5.1.2)$$

$$\frac{c}{0,119 \frac{kg}{N}/h} = \frac{0,1}{181,5N/628N} + \frac{0,24}{(181,5N/628N)^{0,8}} + 0,66 \left(\frac{181,5N}{628N}\right)^{0,8} + 0,1 \cdot 0,707 \left[\frac{1}{181,5N/628N} - \left(\frac{181,5N}{628N}\right) \right] \quad (5.1.3)$$

$$\frac{c}{0,119 \frac{kg}{N}/h} = 0,346 + 0,6478 + 0,2445 + 0,2242 \rightarrow c = 0,174 \frac{kg}{N}/h \quad (5.1.4)$$

El peso total de combustible consumido para una misión de rango máximo será:

$$W_f = \left(\frac{1000km}{800 km/h} \cdot 1,05 + 0,5 \right) \cdot \frac{0,174 \frac{kg}{N}}{h} \cdot 363N \cong 115kg \quad (5.1.5)$$

Por lo tanto, el peso en vacío de la aeronave es:

$$W_e = W - W_f = 490kg - 115kg = 375kg \quad (5.1.6)$$

El precio estimado para una aeronave puede estimarse a partir de este peso en vacío en función del tipo de aeronave. Una aeronave pequeña de aviación general puede costar unos 200 U\$\$ por libra de peso en vacío, mientras que un avión de pasajeros o un jet privado puede alcanzar los 800 U\$\$. Si bien esta aeronave es pequeña, se considera que su complejidad es superior a una nave pequeña de aviación general, por lo que el precio debería estar entre los valores previamente mencionados:

$$375 \cdot 2,2 \cdot 200 < \text{Precio estimado} < 375 \cdot 2,2 \cdot 800 \quad (5.1.7)$$

$$165000 \text{ U}\$ \$ < \text{Precio estimado} < 660000 \text{ U}\$ \$ \quad (5.1.8)$$

5.2 Impacto económico

Es de gran interés analizar el posible impacto económico que puede tener la utilización de esta aeronave para su uso de diseño. En este aspecto, el Dr. Diego Fernández de la fundación Mar del Plata Trasplante brinda información sobre el modo de operación y costos del sistema de procuración de órganos en la Argentina.

En primer lugar, teniendo en cuenta la situación demográfica Argentina donde la mayor parte de la población se encuentra en capital y el gran Buenos Aires, los traslados de los órganos desde y hasta el interior del país se realizan principalmente en aviones jet. Estos aviones no son estatales, si no que se contratan a empresas privadas, y se cobra un mínimo de distancia en kilómetros. Este mínimo por contrato es de 1000km, por lo que un viaje ida y vuelta desde Buenos Aires a Mar del Plata (poco menos de 500km cada tramo) se abona el total de los 1000km. El precio del vuelo se calcula (a valores del año 2018) en 5 U\$S por kilómetro de recorrido, es decir, 5000 U\$S como mínimo. Este primer punto es donde se puede apreciar el primer impacto económico de la aeronave. En el territorio argentino el precio del combustible para aeronaves Jet A-1 varía entre los 46 y 57 pesos el litro (valores del 2020), y el tanque de la aeronave debe cargar con 115kg (144L) de combustible para poder cumplir todo su rango de alcance (1000km). Esto significa que el precio de llenar el tanque de combustible ronda los 8200 pesos.

Esta gran diferencia entre costos operativos puede agrandarse incluso más cuando se consideran ciertas situaciones. Por ejemplo, en un caso hipotético en el que se deban procurar múltiples órganos de una persona en Mar del Plata y trasladarlos a Buenos Aires. Como cada órgano tiene una ventana de tiempo diferente, se sacan del cuerpo y se envían inmediatamente, no se espera a tener todos o varios de ellos juntos. Esto implica contratar a un avión y piloto para cada órgano, y tener un equipo médico que procura y viaja con cada órgano. Tener una sola aeronave que pueda encargarse de toda la logística sin la necesidad de contratar, movilizar, y poner en peligro a tantas personas es un punto tan fuerte como el beneficio económico que conlleva.

En cualquier caso hipotético que se pueda plantear, el beneficio económico es amplio y el elevado costo inicial de la aeronave se termina amortizando entre la diferencia del costo operativo y el ahorro de personal contratado y de guardia. Esto es de especial interés para las obras sociales, quienes actualmente afrontan los gastos de los traslados de los órganos en Argentina.

6. Conclusión

El diseño de una aeronave es un proceso de múltiples etapas que parte, a veces, de algo tan informal como un boceto en una servilleta de papel o el producto de la imaginación al contemplar las posibilidades del futuro, y llega a prototipos a escala real donde se juegan (y a veces se pierden) vidas y años o incluso décadas de trabajo y esfuerzo de muchas personas. En la etapa de prueba de concepto no se busca realizar un diseño desarrollado, solo demostrar la factibilidad del mismo y delinear el proceso de diseño que se debe seguir. El diseño en la prueba de concepto es algo personal, casi artesanal, ya que no hay un procedimiento establecido universalmente (si bien existen escuelas de diseño como pueden ser la americana o la europea que tienen sus estilos o “costumbres”). De esta manera, se introducen variables al proceso de diseño que intentan reflejar la visión original de la aeronave, como pueden ser las preferencias personales o sentido de la estética de quien diseña. Si bien este proceso es iterativo para lograr una solución óptima dentro de los requisitos y restricciones de diseño, este documento solo refleja una tal iteración, considerándose suficiente para expresar la viabilidad de la idea en su concepción original.

Un punto importante del diseño y desarrollo de una aeronave es que este proceso se realiza por varios equipos multidisciplinarios trabajando en paralelo y en constante comunicación entre sí. Cada equipo se enfoca en un aspecto diferente (aerodinámica, estructura, propulsión, etc.). Varios de estos aspectos son introducidos y brevemente desarrollados en este documento, mientras que otros escapan el alcance del mismo (o de la etapa de prueba de concepto en sí) pero deberían ser desarrollados al detalle en un proceso de diseño más formal.

En primer lugar, en el aspecto aerodinámico se logra un diseño básico tal que se cumple con los requisitos de la misión sin exceder las capacidades propulsivas de los sistemas comercialmente disponibles. A esta conclusión se llega al comparar la curva de arrastre (*Fig. 4-8*) con la el empuje disponible según lo visto en el análisis de propulsión. Esta comparación se realizó en el *punto 5.1*, y es criterio de factibilidad de diseño ya que el empuje disponible excede ampliamente al arrastre en condiciones de crucero. Este diseño básico puede optimizarse iterando no solo con dimensiones o parámetros diferentes, si no también probando diferentes perfiles alares y/o configuraciones de elementos. Optimizando el diseño se puede mejorar el rendimiento aerodinámico, mejorando características como velocidad o resistencia al aire, lo cual impacta directamente sobre el aspecto económico no solo al influenciar sobre la economía de combustible, si no al poder optimizar el diseño para la fabricación. La validación definitiva de un modelo no puede obtenerse ni con los más avanzados modelos computacionales, es algo que incluso a día de hoy solo se obtiene con prototipos a escala ensayados en túneles de viento.

El estudio económico necesita ser explorado y desarrollado con más profundidad. Se explora adecuadamente el impacto potencial que podría tener la aeronave sobre la economía de quienes tienen interés por aplicar un concepto como este, incluso se realiza una estimación de un rango de precios de venta que podría tener (*ver ec. 5.1.8*), pero se desconoce el costo del programa de desarrollo y fabricación de la misma. El rango de precio de venta es una simple estimación, que al analizarse se puede concluir rápidamente que el precio final estará más cerca de los valores mayores ya que los motores por sí solo costarían tanto o más como el valor menor estimado. Es necesario obtener, desarrollar, o adaptar, un modelo estadístico-predictivo que se ajuste a las características tan particulares de esta aeronave, con el fin de poder estimar el coste de desarrollo y así poder realizar estudios más avanzados que contemplen al mercado y brinden información sobre el beneficio económico. Se deben terminar de definir los elementos comerciales para poder contemplar su valor económico en la ecuación. Por una cuestión de necesidad, se seleccionó un motor para el diseño contemplado en este documento, pero quedan por definir componentes como la aviónica (que contempla sensores, medidores, navegación, control de vuelo, y demás instrumentos de vuelo), sistema de comunicación (comunicación con tierra y con satélites de posicionamiento), sistema hidráulico y otros actuadores (para realizar el movimiento de las superficies de control y la rotación de los motores), y el sistema de control de temperatura y presurización de la bahía de cargamento (se debe evitar frío extremo tal que se cristalice el tejido de los órganos), y otros subsistemas menores. Es posible que varios de estos subsistemas deban contar con redundancias ante fallos.

La definición y selección de estos subsistemas da pie al desarrollo de la totalidad del fuselaje, pudiendo de esta manera definir su ubicación en la aeronave. El fuselaje final no solo cumplirá con las geometrías que garanticen el comportamiento aerodinámico deseado, sino que será capaz de soportar las cargas y esfuerzos a los que se pueda ver sometida la aeronave en su misión. Para esto se deberá realizar un estudio de cargas en diferentes condiciones de vuelo, y realizar un diseño que a través del buen uso de geometrías y materiales logre mantener los esfuerzos en los elementos estructurales por debajo de valores admisibles y el peso total por debajo de los límites, que en este caso están dados por la capacidad propulsiva.

Con los datos del fabricante y algunos valores generales, se realizó un estudio del rendimiento de los motores dentro del marco de esta aeronave, y se calcularon ciertos parámetros que permitieron el posterior análisis aerodinámico de la misma. Si bien es posible obtener más datos desde fabricante, muchos de las variables que influyen en el rendimiento de los motores son intrínsecos al diseño del fuselaje y su configuración, y la única manera de tener los datos más fiables es hacer pruebas de banco del motor en las diferentes situaciones.

Este documento describe el diseño como prueba de concepto de una aeronave no tripulada, con capacidad de despegue vertical, y con el propósito de transportar órganos para trasplante a lo largo

de distancias que no serían posibles de otra forma. A lo largo del proceso de diseño y el análisis realizado del mismo se demuestra la factibilidad de la idea en diversos puntos, y se describe el impacto que podría tener tanto económica como socialmente. El concepto planteado es solo uno de mucho posibles que surgen al preguntarse cómo aplicar la tecnología para hacer del mundo un lugar mejor, como hacer un futuro mejor. Sin duda presenta dificultades y desafíos importantes, algunos sin precedentes, pero la recompensa puede ser algo tan invaluable como salvar vidas.

7. Bibliografía

1. Raymer, D.P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach – Sixth Edition*. 2018, Washington DC, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
2. <http://airfoiltools.com/>. 2019; [Base de datos de perfiles alares].
3. Kundu, A.K., *Aircraft Design: Cambridge Series*. 2010: Cambridge University Press
4. XFLR5, <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm/>. 2019; [Herramienta de análisis para perfiles alares, alas, y aeronaves].

ANEXO A

Datasheets

TJ150 TURBOJET ENGINE

Designed for UAVs, Target Drones and Missiles



TJ150 prospective applications



Main features

- Compact design
- Excellent thrust-to-weight ratio
- Low fuel consumption at its power category
- Electric starting system
- Integrated starter-generator
- Suitable for water landing
- Possibility of ground and in-flight restart
- Variations according to customer's request

Accessories

- Standard assembly:
 - Internal fuel-oil system
 - Control system (FADEC)
 - Ignition unit
 - Interconnecting cable
- Optional accessories:
 - Electromagnetic fuel valve
 - Fuel filter
 - Control lever
 - Signalling panel
 - Boost pump
 - Reduction valve
 - Interface CAN
 - User software
 - Front and exhaust cover

Technical parameters

Max. thrust	1,500 N	337 lbf
Power supply	28 V DC	28 V DC
Electrical power output	600 W	600 W
Specific fuel consumption	0.119 kg/N/h	1.167 lb/lbf/hr

Dimensions and weight

Outside diameter	272 mm	10.7 in
Length	520 mm	20.5 in
Weight	19.6 kg	43.2 lb
Weight of accessories	1 kg	2.2 lb

Other parameters

Max. engine speed	55,300 RPM	55,300 RPM
Fuel	JET A, A-1, B according to DERD 2494 standard, TS-1, T2, RT according to GOST 10227-86 standard	
Oil	Mobil Jet Oil II / AEROSHELL 560 according to MIL-L-23699	

Operating range - engine operation

Altitude	0 m to 9,000 m	0 ft to 29,528 ft
Speed	0 to 0.9 M	0 to 0.9 M
Ambient temperature	-50 °C to +45 °C	-58 °F to +113 °F

Operating range - engine start

Altitude	0 m to 4,000 m	0 ft to 13,123 ft
Speed	0 to 0.4 M	0 to 0.4 M
Ambient temperature	-30 °C to +45 °C	-22 °F to +113 °F



AMT Netherlands b.v.

Spaarpot 34

NL-5667 KX Geldrop

Netherlands/Holland

Tel: int+31 40 7873130

Fax: int+31 40 7873139

Email: email@amtjets.com

website: www.amtjets.com

AMT Netherlands, Lynx gasturbine.

Oct. 2017



The Lynx is a "spin-off" of the AMT-NL Nike design and has been constructed from a single radial compressor and a axial flow turbine stage. The engine owns its excellent performance and superb power to weight ratio to our unique 3D diffuser.

This revolutionary type of diffuser also allows the relative relative small engine diameter and weight for its thrust.

The system is equipped with military spec. connectors.



Preliminary Specifications (design RPM)

All data at STP +/- 2%

Engine diameter	261,4 mm	/	10,3 Inch
Engine length	700 mm	/	27,6 Inch
Engine weight	19500 gram	/	43,0 Lb
System airborne weight *	24280 gram	/	53,5 Lb
Thrust at design RPM of 46.000 RPM	1569 N	/	352,0 Lbf
Maximum allowed RPM	46.000	/	46.000
Thrust at Idle RPM	75 N	/	16,9 Lbf
Pressure ratio	4:1	/	4:1
Mass flow at design RPM	2500 Gr/sec	/	5.51 Lb/Sec
Normal EGT (average of 2 internal EGT probes)	800 Deg. Celsius	/	1472 Deg. Fahrenheit
Max EGT average of 2 internal EGT probes)	875 Deg. Celsius	/	1607 Deg. Fahrenheit
Fuel consumption	3600 Gr/min	/	127 oz/min
Specific fuel consumption	38,24 gr/(Kn*sec)	/	1,35 lb/(lb*hr)
Starting method	Direct kerosene starting system. (< 45 seconds starting time)		

* Total weight of; Engine, EPV, Fuel filter, LiPo battery, mounting straps.

Operating conditions

Min operation temperature *	- 35 Deg. Celsius	/	-31 Deg. Fahrenheit
Maximum operating temperature	+ 50 Deg. Celsius	/	+122 Deg. Fahrenheit
Maximum operating altitude	8000 Meter	/	26250 feet
Maximum operating speed	1000 Km / hour	/	620 Mile / hour

* With the use of LiPo batteries the minimum operation temperature is limited to -10 Deg. Celsius (battery temperature).

Engine control possibilities

1 x RS232	Throttle and switch settings including special functions *		
2 x PWM between 1-2 milliseconds **	Throttle and switch settings. (special functions * with puch button)		
2 x Analog inputs 0-5 volt DC **	Throttle and switch settings. (special functions * with puch button)		

* Activation of prime function, igniter function, starter function, speed cool.

** Specify EPV at ordering with PWM inputs or Analog inputs.

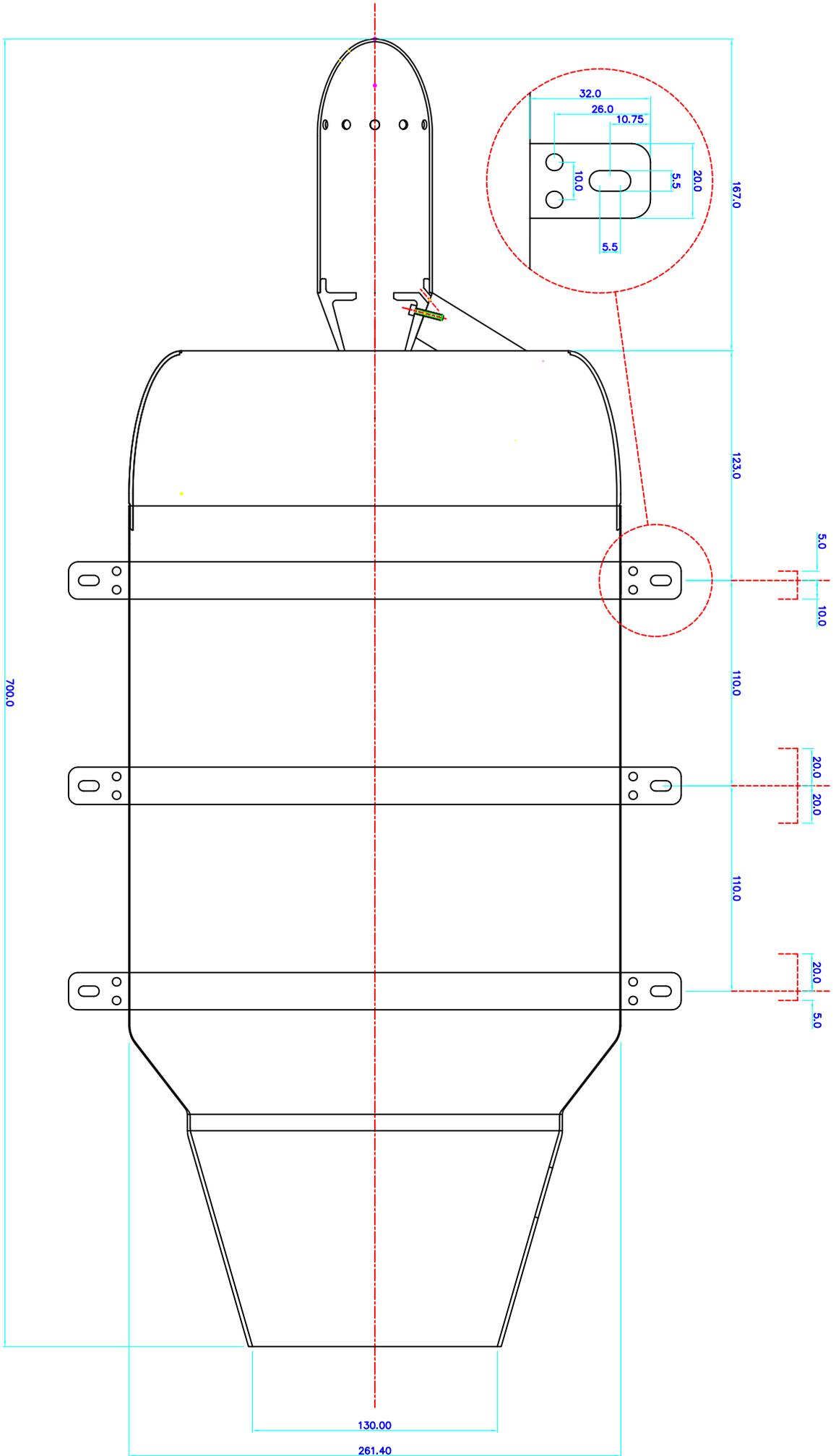
All specifications are subject to change without notice.

S.T.P. : 15 Degrees Celsius / 59 Degrees Fahrenheit, Pressure : 1013 Mbar / 29.91 in

version Oct 2017

All inside radius 0.2 mm
 All outside radius 0.1 mm
 All tolerances +/- 0.05mm, unless specified

Axial mounting tolerance



Item	QTY	Part number	Material
1	1	2790-01	Aluminum
2	1	2790-02	Aluminum
3	1	2790-03	Aluminum
4	1	2790-04	Aluminum
5	1	2790-05	Aluminum
6	1	2790-06	Aluminum
7	1	2790-07	Aluminum
8	1	2790-08	Aluminum
9	1	2790-09	Aluminum
10	1	2790-10	Aluminum
11	1	2790-11	Aluminum
12	1	2790-12	Aluminum
13	1	2790-13	Aluminum
14	1	2790-14	Aluminum
15	1	2790-15	Aluminum
16	1	2790-16	Aluminum
17	1	2790-17	Aluminum
18	1	2790-18	Aluminum
19	1	2790-19	Aluminum
20	1	2790-20	Aluminum
21	1	2790-21	Aluminum
22	1	2790-22	Aluminum
23	1	2790-23	Aluminum
24	1	2790-24	Aluminum
25	1	2790-25	Aluminum
26	1	2790-26	Aluminum
27	1	2790-27	Aluminum
28	1	2790-28	Aluminum
29	1	2790-29	Aluminum
30	1	2790-30	Aluminum
31	1	2790-31	Aluminum
32	1	2790-32	Aluminum
33	1	2790-33	Aluminum
34	1	2790-34	Aluminum
35	1	2790-35	Aluminum
36	1	2790-36	Aluminum
37	1	2790-37	Aluminum
38	1	2790-38	Aluminum
39	1	2790-39	Aluminum
40	1	2790-40	Aluminum
41	1	2790-41	Aluminum
42	1	2790-42	Aluminum
43	1	2790-43	Aluminum
44	1	2790-44	Aluminum
45	1	2790-45	Aluminum
46	1	2790-46	Aluminum
47	1	2790-47	Aluminum
48	1	2790-48	Aluminum
49	1	2790-49	Aluminum
50	1	2790-50	Aluminum
51	1	2790-51	Aluminum
52	1	2790-52	Aluminum
53	1	2790-53	Aluminum
54	1	2790-54	Aluminum
55	1	2790-55	Aluminum
56	1	2790-56	Aluminum
57	1	2790-57	Aluminum
58	1	2790-58	Aluminum
59	1	2790-59	Aluminum
60	1	2790-60	Aluminum
61	1	2790-61	Aluminum
62	1	2790-62	Aluminum
63	1	2790-63	Aluminum
64	1	2790-64	Aluminum
65	1	2790-65	Aluminum
66	1	2790-66	Aluminum
67	1	2790-67	Aluminum
68	1	2790-68	Aluminum
69	1	2790-69	Aluminum
70	1	2790-70	Aluminum
71	1	2790-71	Aluminum
72	1	2790-72	Aluminum
73	1	2790-73	Aluminum
74	1	2790-74	Aluminum
75	1	2790-75	Aluminum
76	1	2790-76	Aluminum
77	1	2790-77	Aluminum
78	1	2790-78	Aluminum
79	1	2790-79	Aluminum
80	1	2790-80	Aluminum
81	1	2790-81	Aluminum
82	1	2790-82	Aluminum
83	1	2790-83	Aluminum
84	1	2790-84	Aluminum
85	1	2790-85	Aluminum
86	1	2790-86	Aluminum
87	1	2790-87	Aluminum
88	1	2790-88	Aluminum
89	1	2790-89	Aluminum
90	1	2790-90	Aluminum
91	1	2790-91	Aluminum
92	1	2790-92	Aluminum
93	1	2790-93	Aluminum
94	1	2790-94	Aluminum
95	1	2790-95	Aluminum
96	1	2790-96	Aluminum
97	1	2790-97	Aluminum
98	1	2790-98	Aluminum
99	1	2790-99	Aluminum
100	1	2790-100	Aluminum

AMT Netherlands
 Advanced Micro Turbines

Mounting view
 A1

ANEXO B

C6culos Auxiliares

Flat-Plate Skin Friction Coefficient

Este coeficiente depende del número de Reynolds, número Mach, y la rugosidad superficial. Se calcula un valor de coeficiente para flujo laminar y otro para flujo turbulento, siendo el coeficiente final a utilizar el promedio ponderado entre ambos.

Se debe asumir la cantidad de la superficie mojada que estará bajo régimen laminar o turbulento. Dependiendo del diseño y los materiales empleados, una aeronave moderna puede tener entre el 10 y 50 por ciento de flujo laminar sobre su superficie. Para la realización de los siguientes cálculos se asumirá que solo el 15% del flujo de aire será en régimen laminar. Para esta porción del flujo laminar, el cálculo del coeficiente será:

$$C_{fL} = 1,328/\sqrt{R} \quad (B.1)$$

Donde “R” es el número de Reynolds (*ver ec. 3.3.14*), el cual se calculará utilizando las longitudes características de cada elemento a considerar. En particular, se utilizará las cuerdas aerodinámicas medias para las alas y los estabilizadores, y la longitud total para el fuselaje y las barquillas.

Para el flujo turbulento, se utiliza la siguiente ecuación:

$$C_{fT} = \frac{0,455}{(\text{Log}_{10}R)^{2,58}(1 + 0,0144M^2)^{0,65}} \quad (B.2)$$

Si la superficie resultara ser relativamente rugosa, el valor del coeficiente de fricción sería más alto que lo indicado en la ec. B.2. Para considerar esto se utiliza un número de Reynolds de corte que considera la rugosidad superficial. El menor valor de los números de Reynolds será utilizado para los cálculos de coeficiente de fricción para flujo turbulento. El valor de número de Reynolds de corte está dado por la siguiente ecuación:

$$R_{\text{Corte}} = 38,21(l/k)^{1,053} \quad (B.3)$$

Donde “l” es la longitud característica y “k” es un valor de rugosidad superficial obtenido de la *Fig. B-1*:

Surface	k, ft	k, m
Camouflage paint on aluminum	3.33×10^{-5}	1.015×10^{-5}
Smooth paint	2.08×10^{-5}	0.634×10^{-5}
Production sheet metal	1.33×10^{-5}	0.405×10^{-5}
Polished sheet metal	0.50×10^{-5}	0.152×10^{-5}
Smooth molded composite	0.7×10^{-5}	0.052×10^{-5}

Figura B-1
[1] Pág. 421

Para la realización de los cálculos de coeficiente, se selecciona el valor correspondiente a pintura suave (*smooth Paint*, ver Fig. B-1). A continuación, se presentan los cálculos de coeficiente de fricción de los diferentes elementos:

	L (m)	Reynolds	Cf Laminar	Cf Turbulento	R corte	Cf final
Ala	0,529	11490998	0,000391759	0,002833964	166362396,8	0,002468
Ht	0,335	7276908	0,000492294	0,003050233	102832058,1	0,002667
Vt	0,497	10795890	0,000404174	0,002862222	155782842,3	0,002494
Fuselaje	4,11	89277886	0,000140548	0,002086004	1440893175	0,001794
Nacelle	0,847	18398630	0,000309603	0,002632767	273097407,3	0,002284

Tabla B-2

Factor de forma

El factor de forma es una estimación de la resistencia por presión debida a la separación de la capa borde del fluido.

Ala y estabilizadores:

$$FF = \left[1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] + [1,34M^{0,18}(\cos \Lambda_m)^{0,28}] \quad (B.4)$$

Donde " $(x/c)_m$ " es la ubicación de máximo espesor en la cuerda y Λ_m es la flecha en la posición de máximo espesor del perfil alar. Por lo tanto:

- Ala:

$$FF = \left[1 + \frac{0,6}{0,37} (0,14) + 100(0,14)^4 \right] + [1,34(0,707)^{0,18}(\cos 13,8^\circ)^{0,28}] = 1,5800 \quad (B.5)$$

- Estabilizador horizontal:

$$FF = \left[1 + \frac{0,6}{0,309} (0,09) + 100(0,09)^4 \right] + [1,34(0,707)^{0,18}(\cos 19,2^\circ)^{0,28}] = 1,4635 \quad (B.6)$$

- Estabilizador vertical:

$$FF = \left[1 + \frac{0,6}{0,3} (0,12) + 100(0,12)^4 \right] + [1,34(0,707)^{0,18}(\cos 43^\circ)^{0,28}] = 1,4540 \quad (B.7)$$

Fuselaje:

$$FF = \left(1 + \frac{60}{(l/d)^3} + \frac{l/d}{400} \right) = \left(1 + \frac{60}{(4,11m/0,514m)^3} + \frac{4,11m/0,514m}{400} \right) = 1,1373 \quad (B.8)$$

Barquilla:

$$FF = 1 + 0,35/(l/d) = 1 + \frac{0,35}{(0,847/0,327)} = 1,1351 \quad (B.9)$$

Factor de interferencia de componentes

El drag parasítico aumenta debido a la mutua interferencia entre los flujos de los componentes. Los valores de los factores a continuación son tomados directamente de [1] (pág. 424-425).

Área mojada

Se realiza la estimación del área mojada (superficie total expuesta) de los diferentes componentes.

Para las alas se utiliza una relación entre la porción de superficie expuesta ($S_{exposed}$) correspondiente a la superficie proyectada de las alas (*true planform area*), y el espesor de las mismas (ver Fig. B-2). El valor de la superficie expuesta se mide directamente del archivo electrónico donde se dibujaron las partes correspondientes.

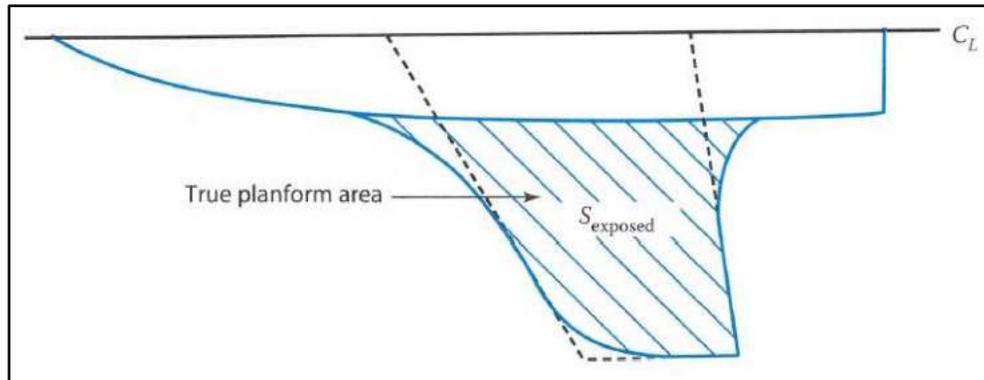


Figura B-3
[1] Pág. 204

$$S_{wet} = S_{exposed}[1,977 + 0,52(t/c)] = 1,304m^2[1,977 + 0,52(0,14)] = 2,673m^2 \quad (B.10)$$

Este mismo concepto se aplica a los estabilizadores:

- Estabilizador Horizontal

$$S_{wet} = S_{exposed}[1,977 + 0,52(t/c)] = 0,408m^2[1,977 + 0,52(0,09)] = 0,826m^2 \quad (B.11)$$

- Estabilizador Vertical

$$S_{wet} = S_{exposed}[1,977 + 0,52(t/c)] = 0,245m^2[1,977 + 0,52(0,12)] = 0,497m^2 \quad (B.12)$$

Para el área mojada del fuselaje se utiliza la siguiente ecuación que multiplica al promedio del área proyectada desde arriba (A_{top}) y desde el lateral (A_{side}) como se ve en la figura B-3. Estos valores de áreas se miden directamente del archivo digital.

$$S_{wet} \cong 3,4 \left(\frac{A_{top} + A_{side}}{2} \right) = 3,4 \left(\frac{1,7945 + 1,7645}{2} \right) = 6,0503m^2 \quad (B.13)$$

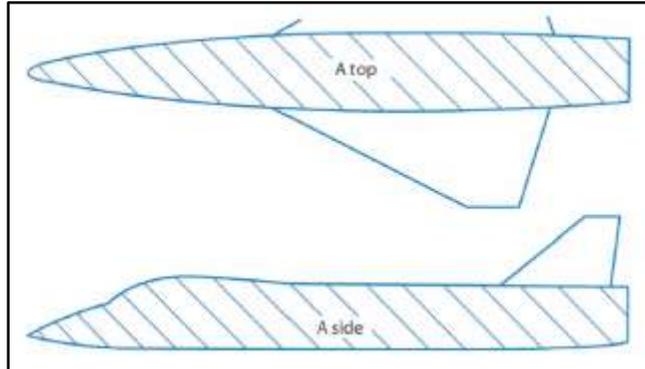


Figura B-4
[1] Pág. 205

Por último, el área mojada de la barquilla se obtiene midiendo el área exterior de un modelo 3D realizado con software CAD de la barquilla esquematizada en la Fig. 4-6, ignorando redondeos y reduciendo la superficie a medir a 2 conos truncados unidos por un cilindro:

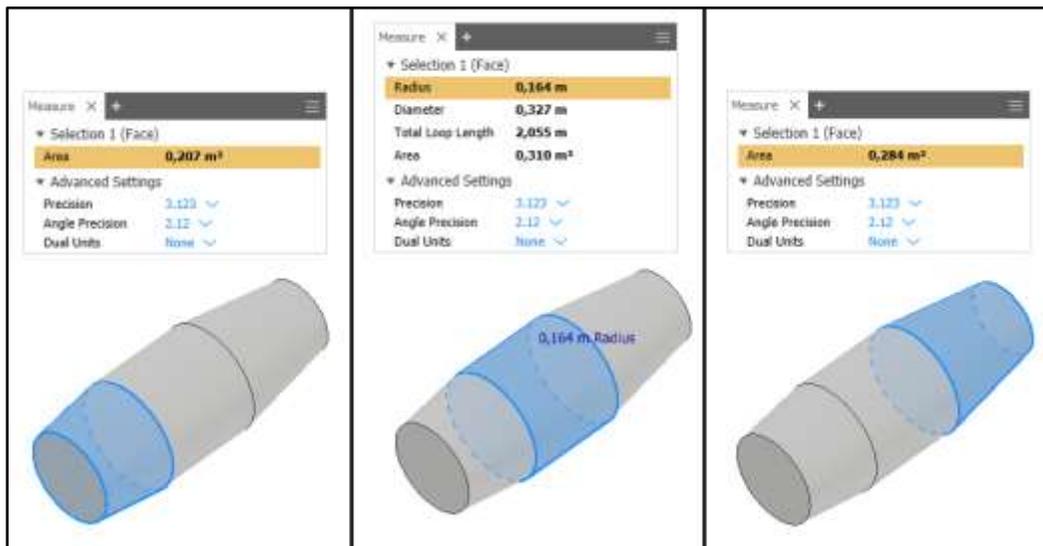


Figura B-5

$$S_{wet} \cong 0,207m^2 + 0,310m^2 + 0,284m^2 = 0,801m^2 \quad (B.14)$$

ANEXO C

Tablas ISA
(International Standard Atmosphere)

The International Standard Atmosphere (ISA)

Mustafa Cavcar*

Anadolu University, 26470 Eskisehir, Turkey

Nomenclature

- a = speed of sound, m/sec
- g = acceleration of gravity, m/sec²
- h = altitude, m or ft
- p = pressure, N/m² or hPa
- R = real gas constant for air, 287.04 m²/°Ksec²
- T = temperature, °K or °C
- ρ = density, kg/m³

Subscripts

- 0 = standard sea level conditions
- 11 = tropopause caonditions

Abbreviations

- ICAO = International Civil Aviation Organization
- ISA = International Standard Atmosphere
- MSL = Mean Sea Level
- PA = Pressure Altitude

1. Standard Atmosphere Modeling

For purposes of pressure altimeter calibrations, aircraft and rocket performance and their design, and so forth, knowledge of the vertical distribution of such quantities as pressure, temperature, density, and speed of sound is required. Since the real atmosphere never remains constant at any particular time or place, a hypothetical model must be employed as an approximation to what may be expected. This model is known as the standard atmosphere. The air in the model is assumed to be devoid of dust, moisture, and water vapor and to be at rest with respect to the Earth (that is, no winds or turbulence). [1]

The first standard atmospheric models were developed in the 1920's in both Europe and the United States. The slight differences between the models were reconciled and an internationally accepted model was introduced in 1952 by the International Civil Aviation Organization (ICAO). [1] The International Standard Atmosphere is defined in ICAO Document 7488/2. The ISA assumes the mean sea level (MSL) conditions as given in Table 1.

* Professor, School of Civil Aviation; mcavcar@anadolu.edu.tr.

Table 1 International Standard Atmosphere, Mean Sea Level Conditions

Pressure	$p_0 = 101\,325 \text{ N/m}^2 = 1013.25 \text{ hPa}$
Density	$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$
Temperature	$T_0 = 288.15^\circ\text{K} (15^\circ\text{C})$
Speed of sound	$a_0 = 340.294 \text{ m/sec}$
Acceleration of gravity	$g_0 = 9.80665 \text{ m/sec}^2$

1.1. Temperature Modeling

The following diagram (Figure 1) illustrates the temperature variations in the standard atmosphere:

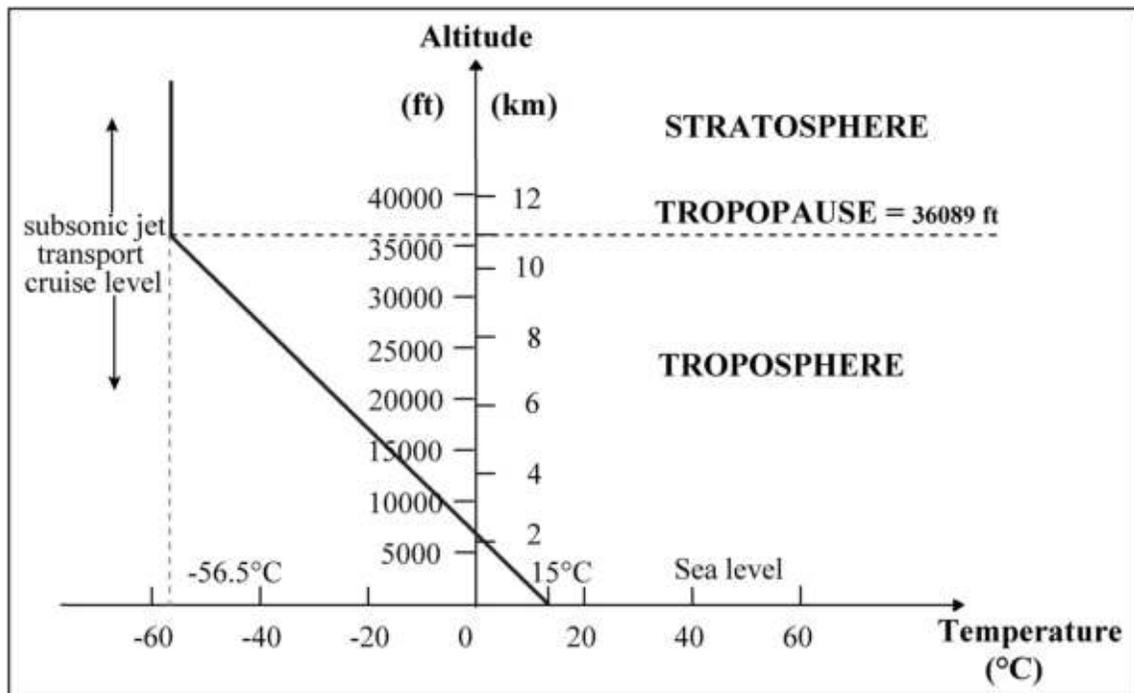


Figure 1 International Standard Atmosphere temperature variation [2].

Temperature decreases with altitude at a constant rate of $-6.5^\circ\text{C}/1000\text{m}$ ($-1.98^\circ\text{C}/1000\text{ft}$) up to the tropopause. The standard tropopause altitude is 11,000 m (36,089 ft). Therefore, the air which is considered as a perfect gas in the ISA model presents the following characteristics within the troposphere:

$$T = T_0 - 6.5 \frac{h(\text{m})}{1000} \quad (1)$$

or

$$T = T_0 - 1.98 \frac{h(\text{ft})}{1000} \quad (2)$$

For simple estimations, Equation (2) can be assumed

$$T = T_0 - 2 \frac{h(\text{ft})}{1000} \quad (3)$$

The temperature remains at a constant value of -56.5°C (216.65°K) from the tropopause up to 20,000 m (65,600 ft).

This ISA model is used as a reference to compare real atmospheric conditions and the corresponding engine/aircraft performance. The atmospheric conditions will therefore be expressed as ISA +/- ΔISA at a given flight level [2].

Example:

Let's consider a flight in the following conditions:

Altitude = 31,000 feet

Actual Temperature = -37°C

The standard temperature at 31,000 feet is: $T = 15 - 2 \times 31 = -47^\circ\text{C}$, whereas the actual temperature is -37°C , i.e. 10°C above the standard.

Conclusion: The flight is operated in ISA+10 conditions

1.2. Pressure Modeling

To calculate the standard pressure p at a given altitude, the temperature is assumed standard, and the air is assumed as a perfect gas. The altitude obtained from the measurement of the pressure is called pressure altitude (PA). Both Table 2 and Figure 2 show variation of the pressure altitude as a function of the pressure. The last column of Table 2 shows corresponding flight levels for the given pressure altitudes. The flight level is the altitude expressed in hundreds of feet.

Table 2 Pressure altitude versus pressure [2].

Pressure (hPa)	Pressure altitude (PA)		FL= PA/100
	(feet)	(meters)	
200	38661	11784	390
250	34000	10363	340
300	30066	9164	300
500	18287	5574	180
850	4813	1467	50
1013	0	0	0

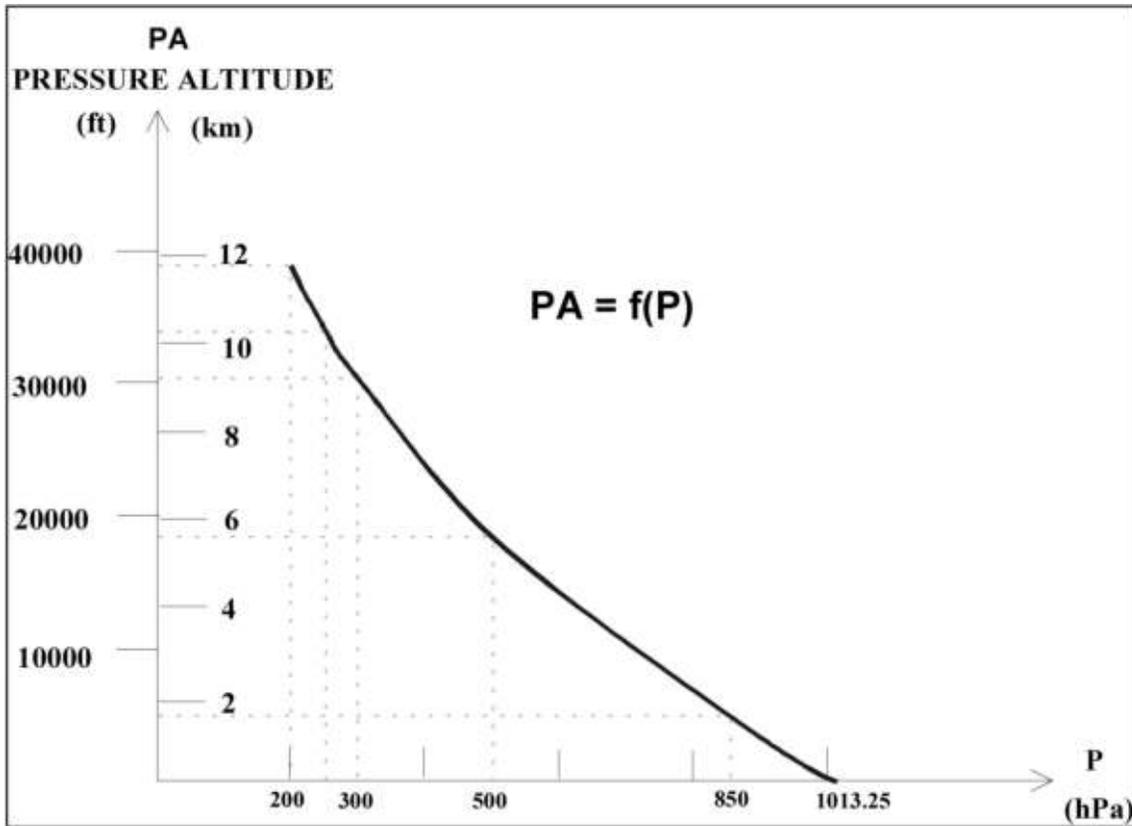


Figure 2 Pressure altitude versus pressure [2].

The pressure variations for the International Standard Atmosphere can be calculated by using the hydrostatic equation, perfect gas law and the temperature lapse rate equation. The hydrostatic equation for a column of air (Figure 3):

$$dp = -\rho g dh \quad (4)$$

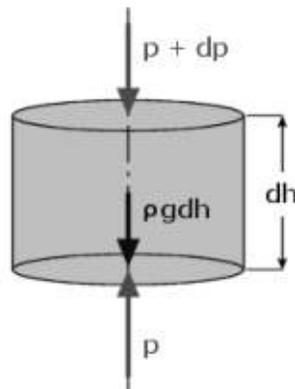


Figure 3 A small atmosphere element.

The equation of state for the perfect gas:

$$p = \rho RT \quad (5)$$

where R is the real gas constant for the air. Dividing the hydrostatic equation by the equation of state gives:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{\rho g dh}{\rho RT} = -\left(\frac{g}{RT}\right)dh \quad (6)$$

The relationship between the pressure at a troposphere altitude and sea level pressure can be obtained by integrating equation (1) between $h_0 = 0$ and h :

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = -\frac{g}{R} \int_{h_0=0}^h \frac{dh}{T_0 - 0.0065h}$$

Performing the above integration, we obtain:

$$p = p_0 \left(1 - 0.0065 \frac{h}{T_0}\right)^{5.2561} \quad (7)$$

In equation (7), the unit of T_0 is °K, and h is in meters.

Pressure above the tropopause

For the altitudes above the tropopause, the temperature is constant, so that integrating equation (6) from the tropopause to an altitude above the tropopause:

$$\int_{p_{11}}^p \frac{dp}{p} = -\frac{g}{RT_{11}} \int_{h_{11}=11000}^h dh$$

results in

$$p = p_{11} e^{-\frac{g}{RT_{11}}(h-h_{11})} \quad (8)$$

where the parameters with subscript “11” correspond to the values at the tropopause, and $p_{11} = 226.32$ hPa, $T_{11} = 216.65$ °K, and $h_{11} = 11,000$ m

1.3. Density Modeling

Since the pressure and standard temperature are known for a given altitude, the standard density can easily be calculated from the perfect gas equation (5):

$$\rho = \frac{p}{RT} \quad (9)$$

2. International Standard Atmosphere (ISA) Table [2]

The International Standard Atmosphere parameters (temperature, pressure, density) can be provided as a function of the altitude under a tabulated form, as given in Table 3:

Table 3 International Standard Atmosphere [2]

Altitude (Feet)	Temp. (°C)	Pressure			Density (kg/m ³)	Density (slugs/ft ³)	Speed of Sound (m/s)	Altitude (Meters)
		hPa	inHg	mmHg				
40000	50.0	105	272	5.61	0.1361	3.2132	275	2452
38000	50.0	107	268	5.61	0.1362	3.2382	273	1.857
36000	-50.5	208	269	9.13	0.2138	3.2710	273	-1.652
34000	-50.5	211	274	8.43	0.2136	3.2964	275	-1.238
32000	-50.5	221	275	8.71	0.2137	3.3217	277	-0.823
30000	-54.5	229	278	8.74	0.2232	3.3470	276	-0.658
28000	-54.5	239	283	8.74	0.2440	3.3723	276	-0.063
26000	-54.5	249	283	8.74	0.2748	3.3976	276	0.074
24000	-54.5	257	287	8.43	0.2709	3.4172	274	0.202
22000	-54.5	267	287	8.43	0.2587	3.4323	270	0.419
20000	-54.5	271	295	8.09	0.2557	3.4377	269	0.442
18000	-52.0	275	297	8.02	0.24107	3.4319	264	0.620
16000	-40.0	280	298	8.73	0.2250	3.4223	264	0.934
14000	-30.0	284	299	9.17	0.2080	3.4098	261	1.220
12000	-20.0	289	302	9.33	0.1910	3.4026	260	1.475
10000	-10.0	293	305	9.45	0.1740	3.4014	258	1.920
8000	0.0	298	308	9.59	0.1570	3.4062	254	2.375
6000	10.0	303	311	9.73	0.1400	3.4070	251	2.820
4000	15.0	308	313	9.87	0.1230	3.4031	244	3.188
2000	15.0	313	315	9.94	0.1060	3.4031	234	3.458
0000	15.0	318	317	10.00	0.0890	3.4031	221	3.751
18000	20.7	305	314	9.34	0.4304	3.5639	213	5.429
16000	-18.7	527	7.65	13.57	0.6201	3.5832	521	5.122
14000	-15.0	540	7.81	13.22	0.5926	3.5930	524	4.817
12000	-14.7	572	8.29	13.86	0.5543	3.5832	525	4.572
10000	-12.0	585	8.63	14.38	0.5170	3.5830	525	4.287
8000	-10.0	592	8.82	14.78	0.4811	3.5832	521	3.987
6000	-7.0	594	8.95	15.04	0.4470	3.5832	517	3.671
4000	-0.5	593	9.02	15.25	0.4154	3.5796	512	3.320
2000	-4.0	589	9.04	15.32	0.3860	3.5832	510	3.046
0000	15.0	590	9.01	15.25	0.3580	3.5796	505	2.749
0000	0.5	703	10.02	22.22	0.7428	3.7290	543	2.420
7000	+ 7.1	782	11.84	23.36	0.7773	3.8136	543	2.134
6000	+ 8.1	812	11.75	23.28	0.8114	3.8910	547	1.820
0000	+ 5.1	543	2.23	24.30	0.8320	3.9317	550	1.524
4000	+ 7.1	575	2.02	25.84	0.8537	3.9887	552	1.210
3000	+ 8.1	605	1.81	26.92	0.8762	4.0517	554	0.914
2000	+ 11.0	641	1.60	27.92	0.8991	4.1201	555	0.611
1000	+ 12.0	677	1.47	27.90	0.9224	4.1947	559	0.315
0	+ 15.0	713	1.33	28.32	0.9460	4.2750	561	0
000	+ 17.0	750	1.19	28.32	1.0200	4.3293	564	0.05

References

- [1] Talay, T.A., *Introduction to the Aerodynamics of Flight*, NASA SP-367, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., 1975, p. 6-9.
- [2] Airbus, *Getting to Grips with Aircraft Performance*, Airbus Industrie, Customer Services, Blagnac, 2000, p. 11-16.