

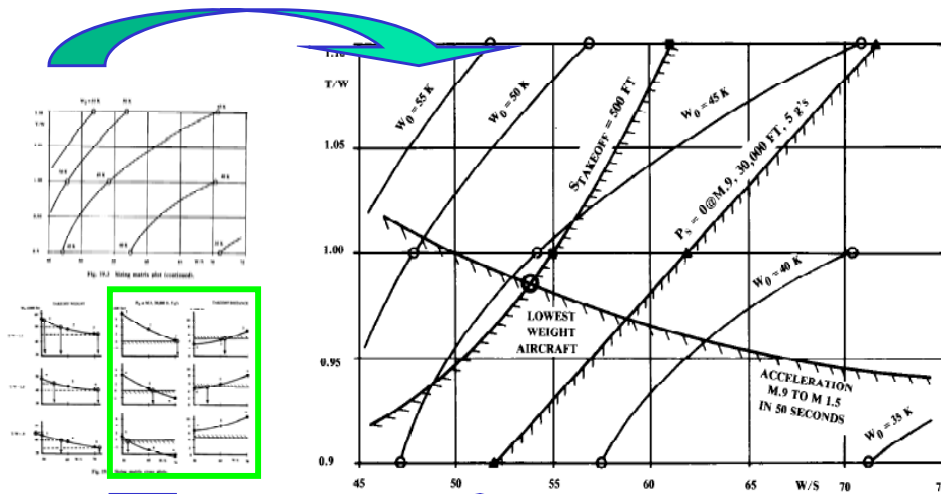
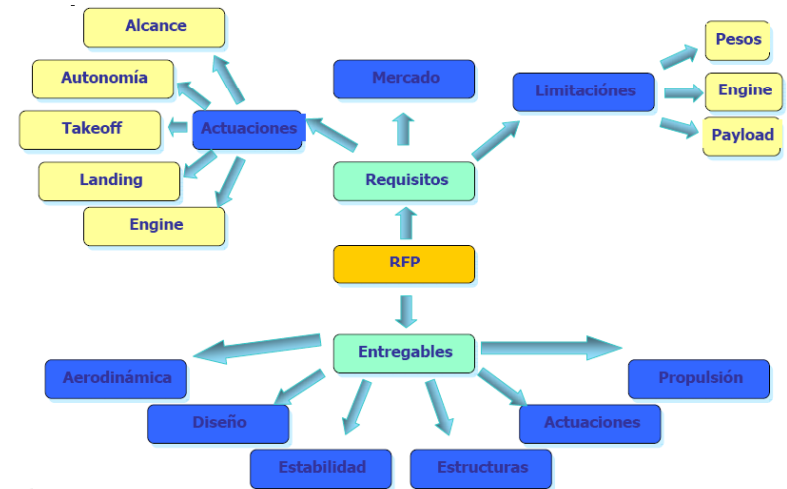


Fig. 19.4 Sizing matrix plot (concluded).



Filosofía del Diseño de Aeronaves

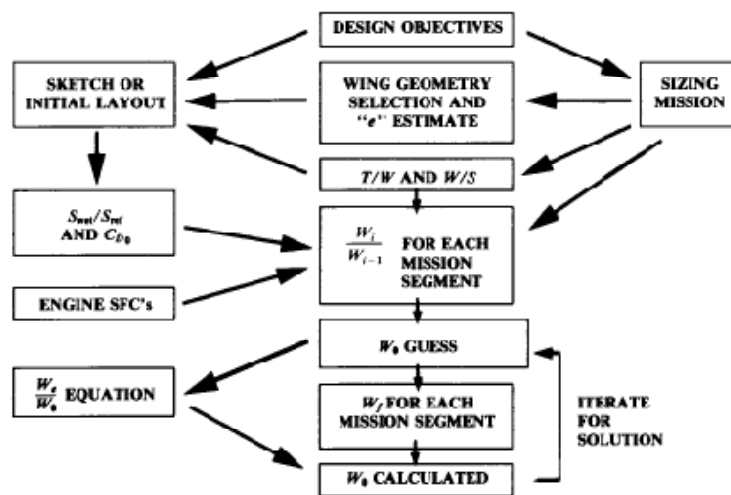


Fig. 6.1 Refined sizing method.

Sergio Esteban
sesteban@us.es

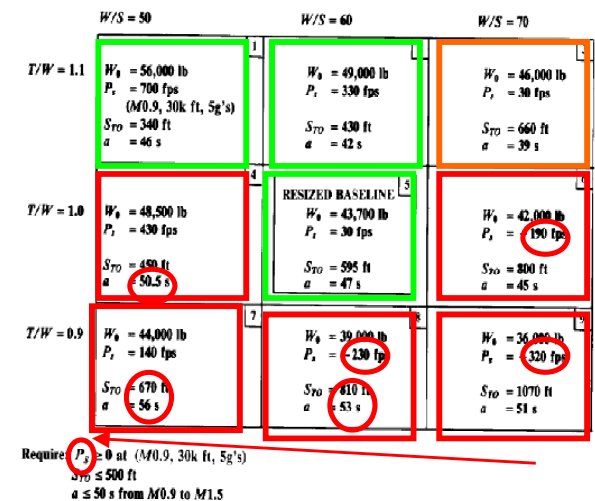
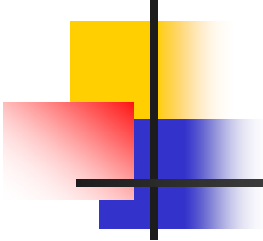


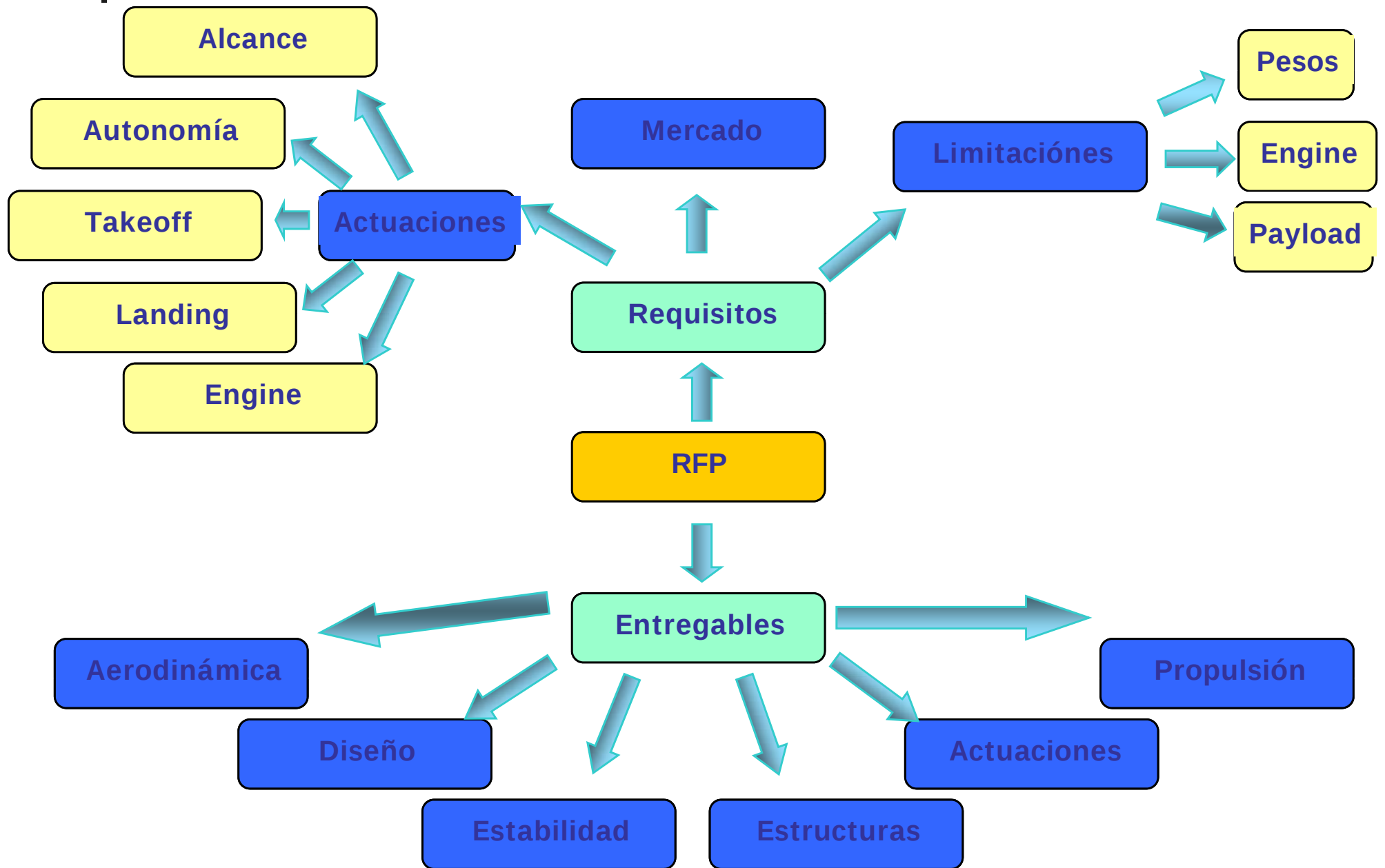
Fig. 19.1 Sizing matrix.

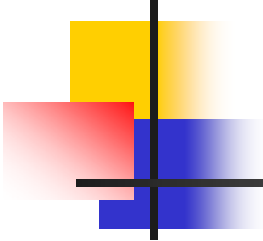


Resumen

- RFP bien definido.
- Diseño preliminar – “dibujo en servilleta”.
- Dimensionado Inicial.
- Refinamiento del diseño.
 - Diseño.
 - Aerodinámica.
 - Propulsión.
 - Pesos.
 - Estabilidad y Control.
 - Actuaciones.
- Refinamiento del dimensionado.
- Optimización del diseño.

RFP



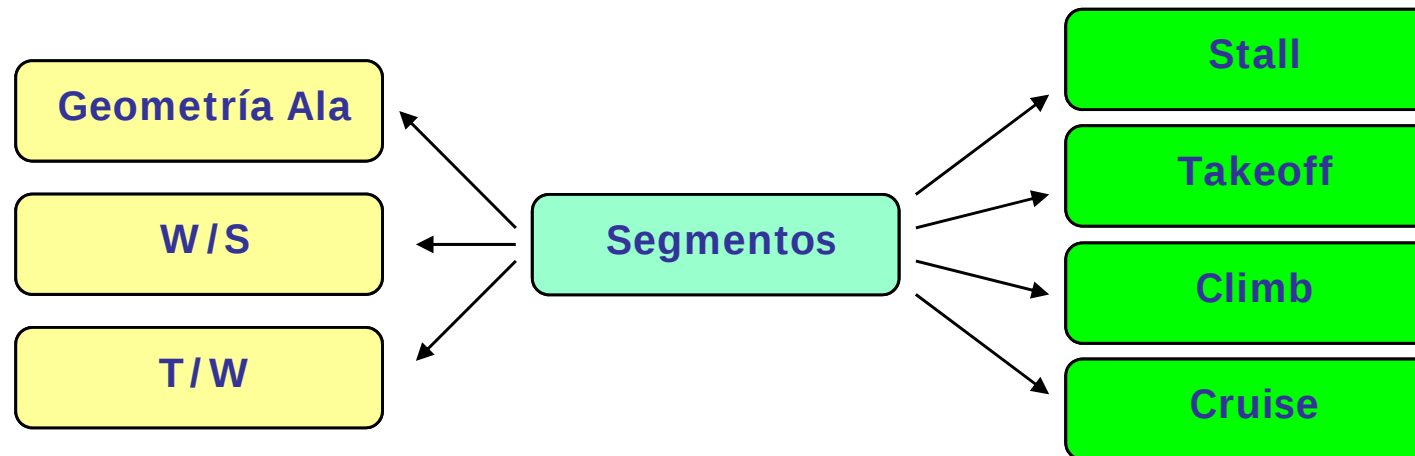


Diseño preliminar - 1

- Conocido como dibujo en servilleta.
- Diseño sin detalles de un concepto.
 - Tormenta de ideas, factibles y no factibles a priori.
 - Todas las ideas son buenas y no hay ideas descartables.
- Utilización de modelos estadísticos para definir la geometría del diseño preliminar:
 - Utilización de ecuaciones para ajustar geometría.
 - Roskam, Raymer, Torenbeek, etc...
 - Ajustar modelos matemáticos mediante datos de modelos similares.
 - Emplear la lógica para determinar la validez de dichos modelos matemáticos.

Diseño preliminar - 2

- Una vez definidos inicialmente las características geométricas del diseño de servilleta mediante métodos estadísticos, pasamos a definir las necesidades:
 - Geometría del ala
 - Carga alar (W/S)
 - Relación empuje-peso (T/W)



- Definir por análisis de los requisitos de cada segmento cual será W/S y T/W

Dimensionado Inicial - 1

- Una vez determinados los requisitos de carga alar y relacion empuje-peso para los distintos segmentos de vuelo, y de esa forma determinar W/S y T/W seleccionados:
 - Se procede a un dimensionado inicial mediante métodos estadísticos de la determinación del W_e/W_0

$$W_0 = \frac{W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}}{1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)}$$

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_x}{W_0} \right)$$

Table 6.1 Empty weight fraction vs W_0 , A , T/W_0 , W_0/S , and M_{max}

$W_e/W_0 = (a + b W_0^{C1} A^{C2} (T/W_0)^{C3} (W_0/S)^{C4} M_{\text{max}}^{C5}) K_{us}$							
	a	b	$C1$	$C2$	$C3$	$C4$	$C5$
Jet trainer	0	4.28	-0.10	0.10	0.20	-0.24	0.11
Jet fighter	-0.02	2.16	-0.10	0.20	0.04	-0.10	0.08
Military cargo/bomber	0.07	1.71	-0.10	0.10	0.06	-0.10	0.05
Jet transport	0.32	0.66	-0.13	0.30	0.06	-0.05	0.05

Table 6.2 Empty weight fraction vs W_0 , A , hp/W_0 , W_0/S , and V_{max} (mph)

$W_e/W_0 = a + b W_0^{C1} A^{C2} (hp/W_0)^{C3} (W_0/S)^{C4} V_{\text{max}}^{C5}$							
	a	b	$C1$	$C2$	$C3$	$C4$	$C5$
Sailplane—unpowered	0	0.75	-0.05	0.14	0	-0.30	0.06
Sailplane—powered	0	1.20	-0.04	0.14	0.19	-0.20	0.05
Homebuilt—metal/wood	0	0.69	-0.10	0.05	0.10	-0.05	0.17
Homebuilt—composite	0	0.59	-0.10	0.05	0.10	-0.05	0.17
General aviation—single engine	-0.25	1.14	-0.20	0.08	0.05	-0.05	0.27
General aviation—twin engine	-0.90	1.32	-0.10	0.08	0.05	-0.05	0.20
Agricultural aircraft	0	1.64	-0.14	0.07	0.10	-0.10	0.11
Twin turboprop	0.37	0.08	-0.06	0.08	0.08	-0.05	0.30
Flying boat	0	0.41	-0.01	0.10	0.05	-0.12	0.18

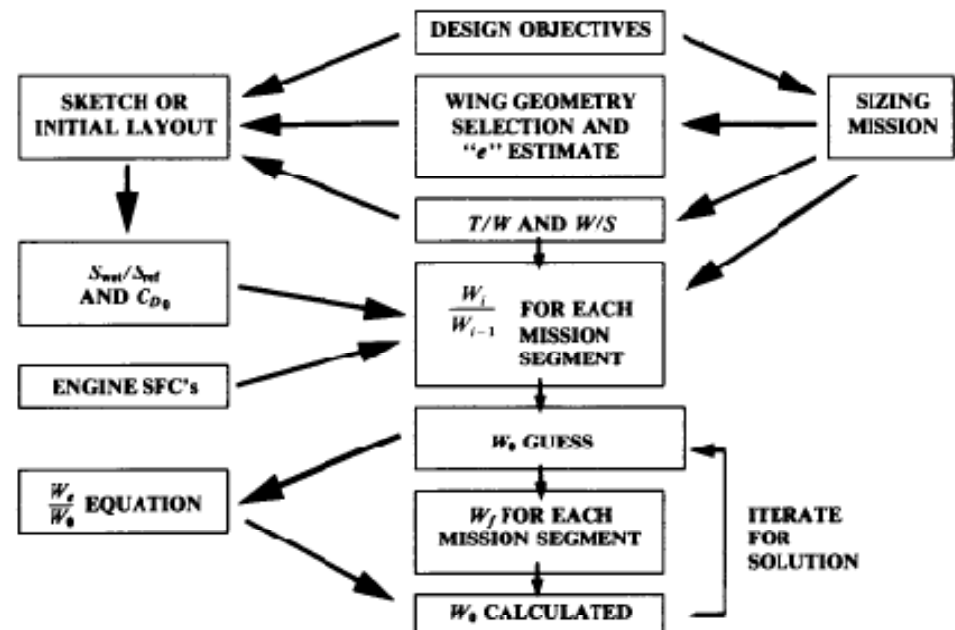
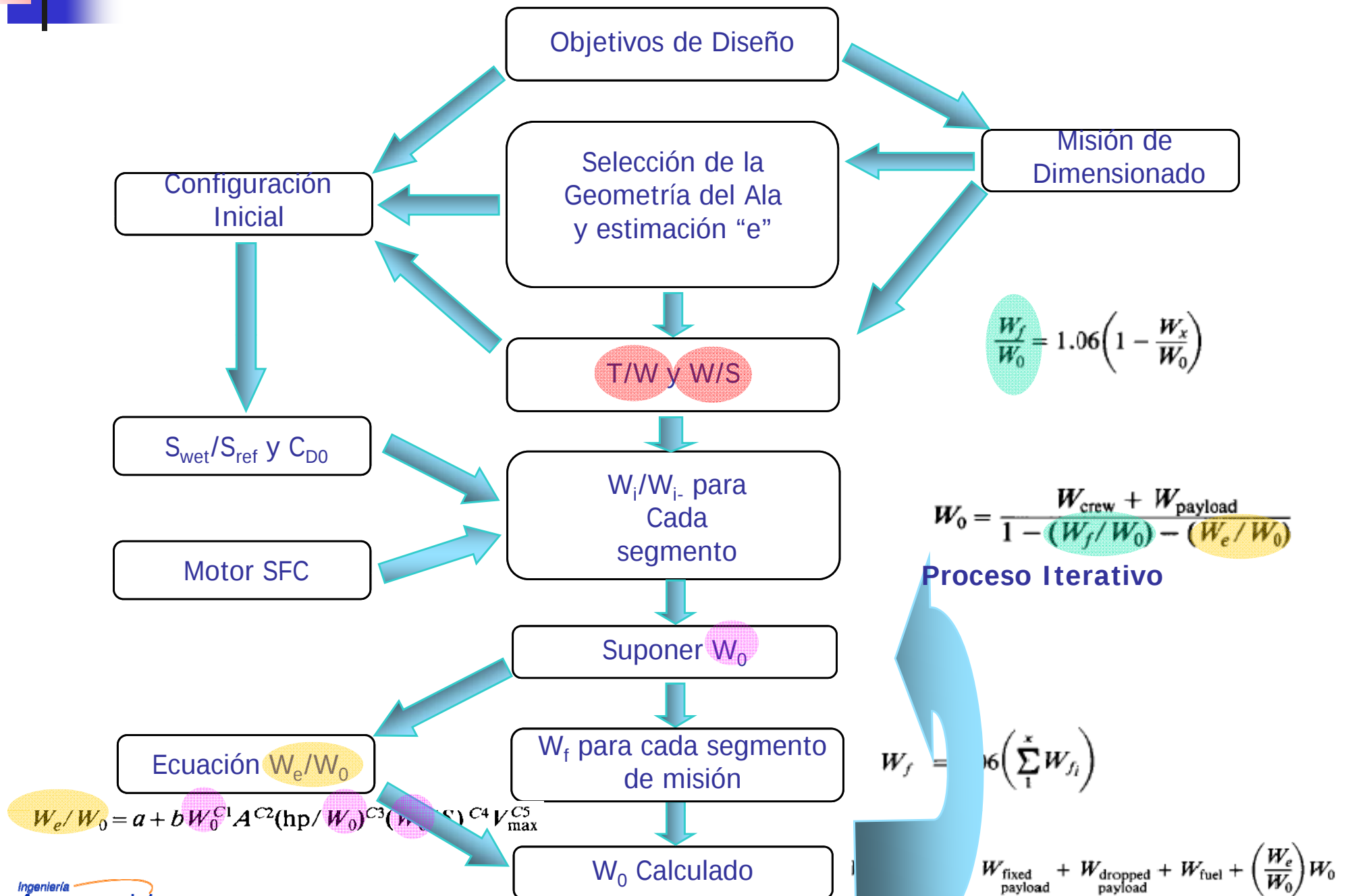
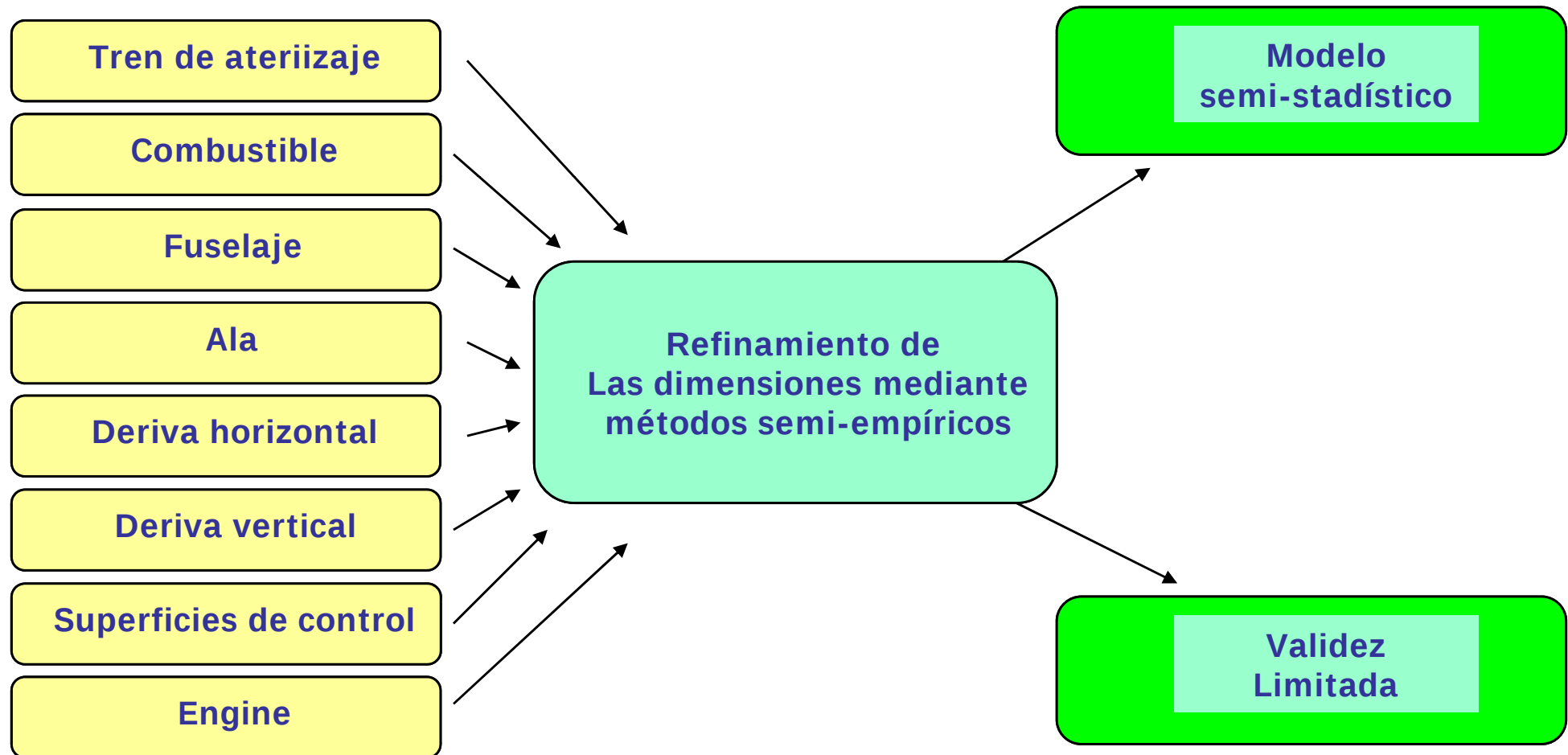


Fig. 6.1 Refined sizing method.

Dimensionado Inicial – Initial Sizing



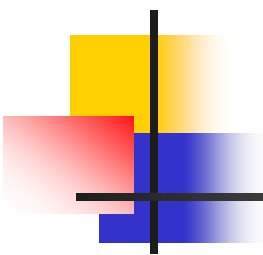
Dimensionado Inicial - 3



Dimensionado Inicial - 4

- Hay que tener **mucho cuidado** con el **dimensionado inicial**, el cual está en casi su mayoría basado en **modelos estadísticos** o **semi-estadísticos**.
- Hay que darle la validez que tiene, ni mas ni menos.
 - Sin ellos es **prácticamente imposible** el **empezar** a diseñar, pero una vez establecidos **parámetros iniciales**, hay que **olvidarse de él**.
 - Dichos **modelos** se pueden **mejorar** utilizando **regresiones** de **aviones** similares (no sólo estimaciones estadísticas de libros).





Refinamiento del Diseño

- Partiendo del dimensionado inicial obtenido en el dimensionado inicial, analizamos en detalle con rigor matemático:
 - Aerodinámica.
 - Propulsión.
 - Pesos y estructuras.
 - Estabilidad y control.
 - Diseño:
 - Demuestra la validez física de las hipótesis de cada una de las áreas
 - Actuaciones:
 - Hace la función de bancada de pruebas donde comprobar la efectividad del diseño seleccionado vs. RFP

Optimización

- Estudio casos particulares de nuestro diseño variando algunos parámetros distintivos y de esa forma optimizar el diseño
 - W/S, T/W, AR

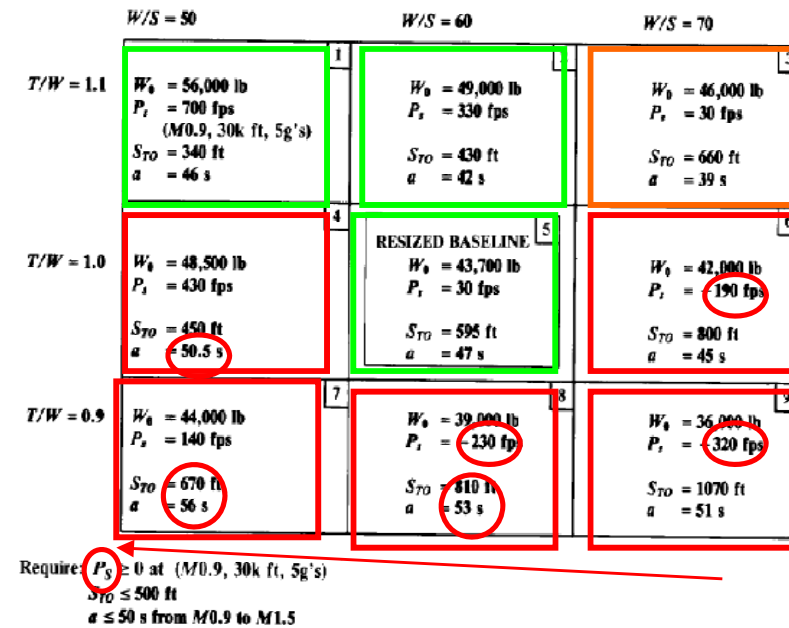


Fig. 19.1 Sizing matrix.

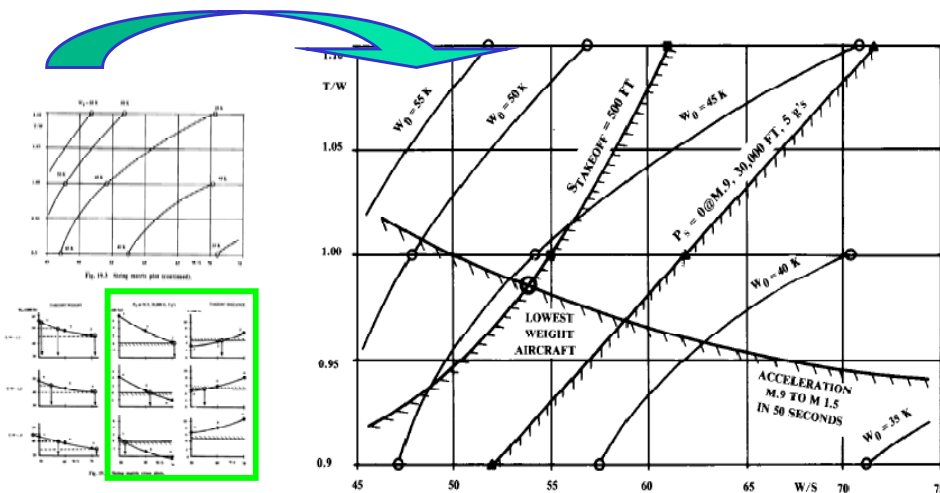


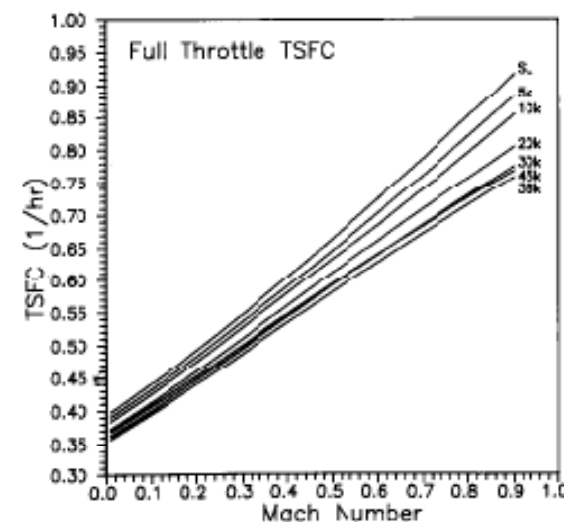
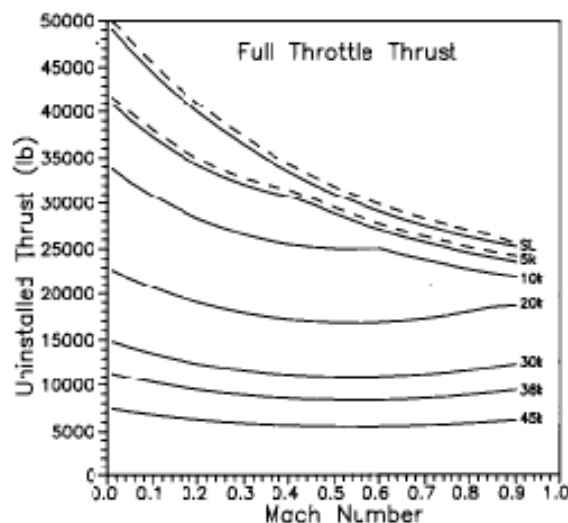
Fig. 19.4 Sizing matrix plot (concluded).

Refinamiento del Diseño - Aerodinámica

- Estimaciones de las características aerodinámicas partiendo de la geometría obtenida en el dimensionado inicial.
 - Sustentación máxima.
 - Para analizar el “segmento” de entrada en pérdida
 - Pendiente de la sustentación:
 - Corrección de 2D a 3D y variación con geometría inicial.
 - Resistencia
 - Cálculo de la resistencia parasitaria.
 - Métodos varios:
 - Placa plana.
 - Métodos más extensos...
 - Desglose por partes
 - Fuselaje
 - Ala
 - Colas
 - Tren de aterrizaje
 - Planta motora
 - Misceláneos.
 - Resistencia inducida.
 - Aproximación:
 - Desglosado por partes mediante la aproximación de polar parabólica con coeficientes constantes.
 - Considerar como fase final los efectos de compresibilidad asociados a velocidades elevadas si corresponden con el régimen de operación.

Refinamiento del Diseño – Propulsión I

- Estudio de la variación del empuje con respecto a la velocidad para analizar con detenimiento las curvas T-D vs. V
- El empuje de un motor varia en función de:
 - velocidad
 - Altura
 - Régimen del motor
- La problemática viene dada por el hecho que por lo general no tenemos 3 puntos de la curva para poder modelar correctamente la variación de la sustentación por lo que hay que hacer una serie de hipótesis para poder interpretar la información de motores que no disponemos.



Refinamiento del Diseño – Propulsión II

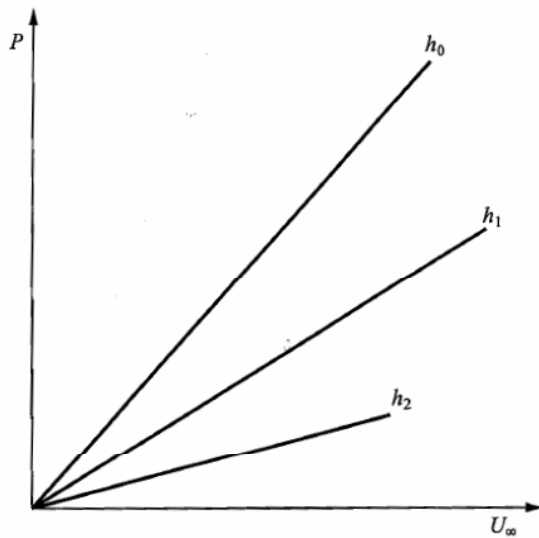


Figura 3.5. Variación de la potencia disponible de un avión de motor a reacción, P , en función de la velocidad de vuelo, U_∞ , para distintas alturas, $h_0 < h_1 < h_2$.

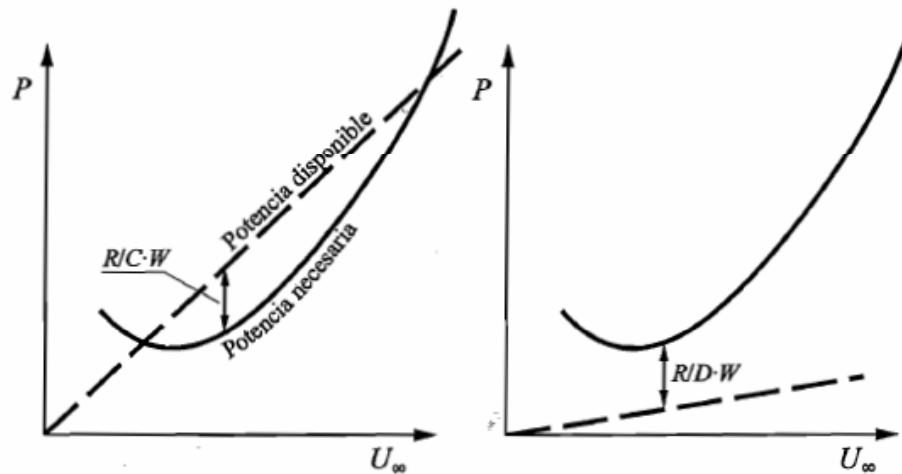
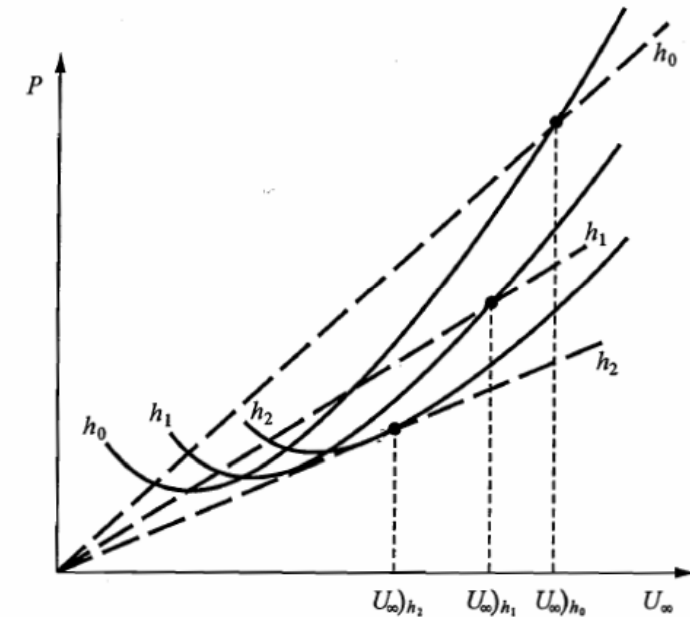


Figura 3.7. Velocidades de ascenso, R/C , y descenso, R/D , como diferencia entre las curvas de potencia disponible y necesaria de un avión de motor a reacción.

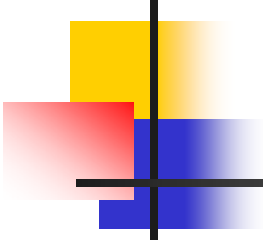
Refinamiento del Diseño – Propulsión III

- Para poder obtener la información necesaria para generar las curvas de T-D vs. V hay que tener en cuenta que solo tenemos información limitada ($T(v=0)$ y $h=SL$, y $T(v=cruise)$ y $h=cruise$ altitude)
- Hay que buscar soluciones para poder generar la información que falta.
 - A la altura de diseño de cada avión y la velocidad de diseño.
 - Tarea bastante complicada ya que el empuje es función de:
 - Altura
 - Velocidad
 - Régimen de RPM
 - Hipótesis de la relación del empuje a nivel de mar con el empuje a una altura a la misma velocidad

$$T_1 = T_o \left(\frac{\rho_1}{\rho_0} \right)^x$$
$$x = 0,7 - 0,9$$

- Alternativa para obtener modelos de la planta motora mucho más precisos
 - <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ngnsim.html>





Refinamiento del Diseño – Pesos - I

- La estimación de los pesos es una tarea primordial para poder obtener el centro de gravedad del avión por completo.
- Se utilizan diferentes métodos para determinar de alguna forma cual será el peso aproximado de cada una de las grandes partes del diseño, ya que la otra alternativa es diseñar mediante programas de CAD al completo cada una de las partes, lo que es una tarea mucho más compleja.
- Diferentes métodos estadísticos que son capaces de obtener estimaciones en función de parámetros geométricos, y de diseño:
 - Raymer
 - Roskam (llamado Cessna Method)
 - Y otros varios
- Desacoplo de las partes más importantes:
 - Ala
 - Fuselaje
 - Derivas verticales y horizontales
 - Motores y combustible
 - Tren de aterrizaje
 - miscelanea

- Roskam

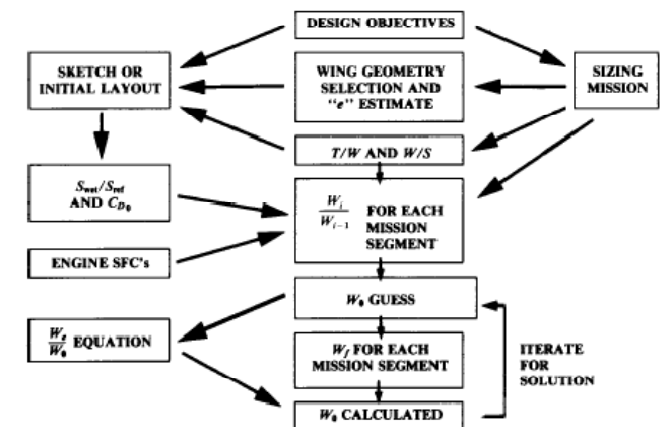
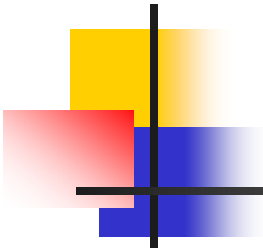
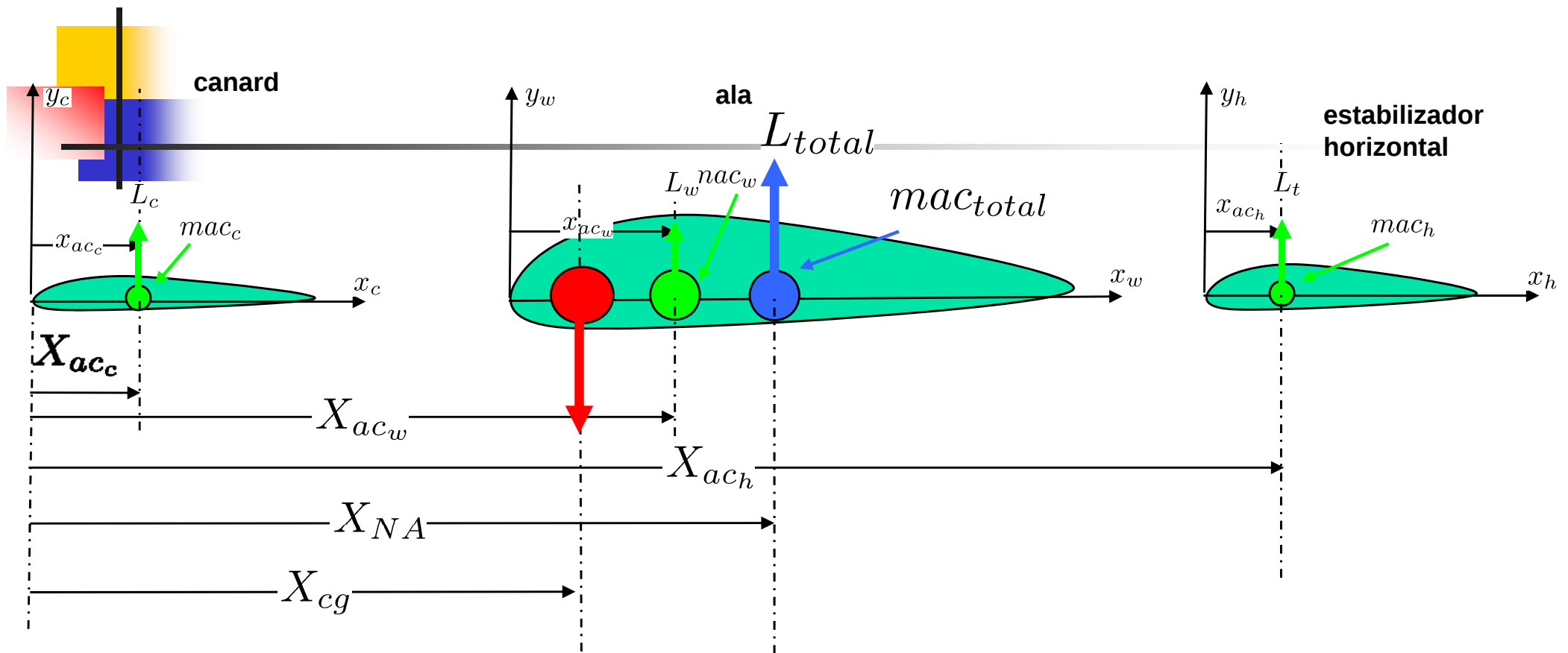


Fig. 6.1 Refined sizing method.



Refinamiento del Diseño – Estabilidad y Control

- Cálculo de las **derivadas de estabilidad características** de cada una de las partes más significativas:
 - Ala
 - Fuselaje
 - Colas
 - Efectos aerodinámicos: upwash y downwash
 - Eficiencias aerodinámicas
- Cálculo del **punto neutro** y del **margen estático**.
- Estudio de la **configuración de trimado**
 - Obtener α y δ de trim para diferentes configuraciones de W y V
 - Asegurarse que los valores son razonables

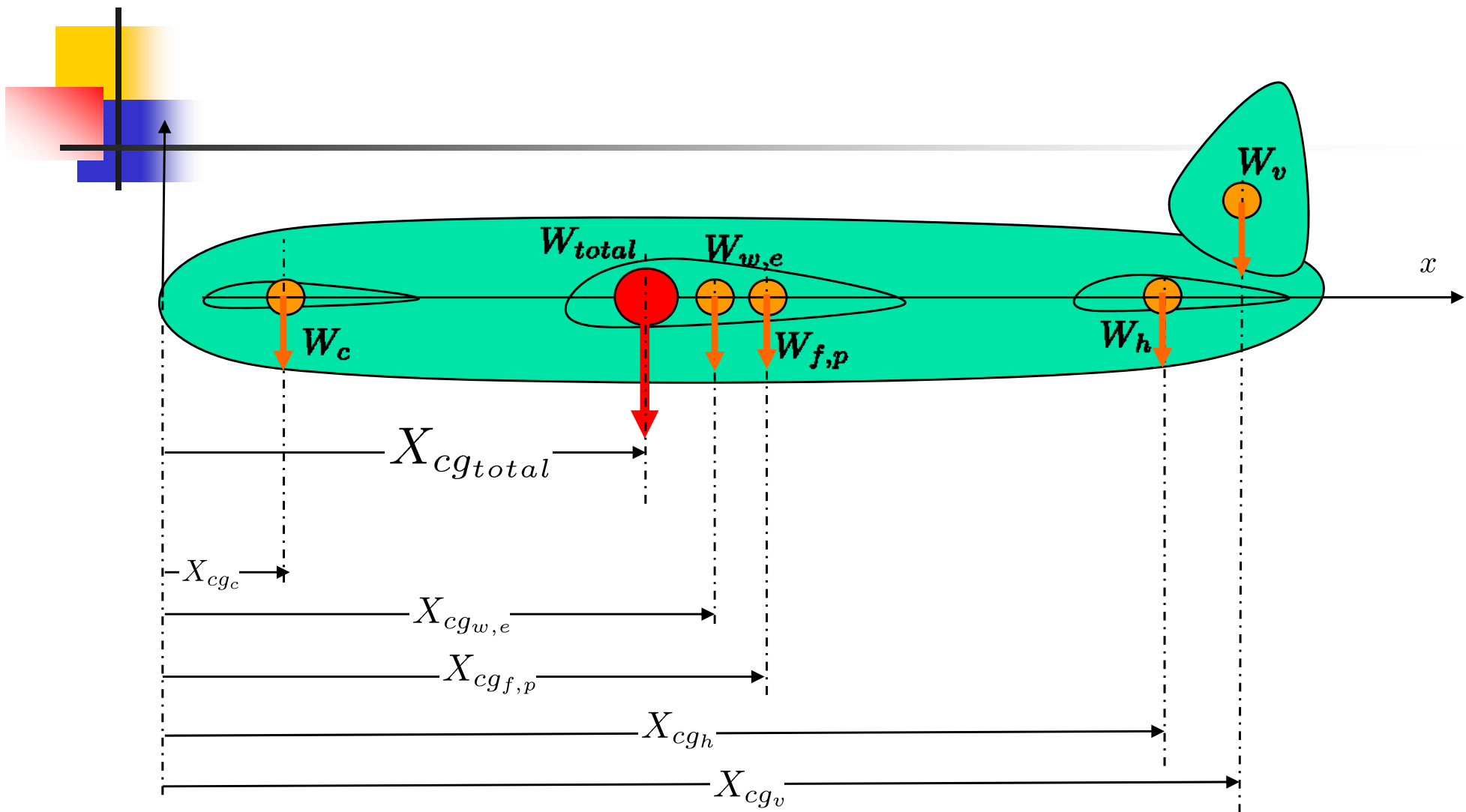


$$\bar{X}_{NA} = \frac{\frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha_c}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{acc} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{act} + C_{L_{\alpha_{WB}}} \bar{X}_{acw}}{\frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha_c}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) + C_{L_{\alpha_{WB}}}}$$

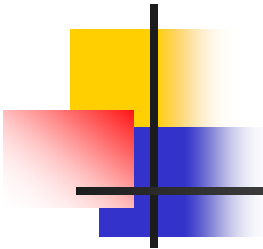
Where the normalized distances are defined as:

$$\bar{X}_{acc} = \frac{X_{acc}}{\bar{c}}, \quad \bar{X}_{act} = \frac{X_{act}}{\bar{c}}, \quad \bar{X}_{acw} = \frac{X_{acw}}{\bar{c}}$$

$$SM = \bar{X}_{NA} - \bar{X}_{cg} = \frac{X_{NA} - X_{cg}}{\bar{c}}$$

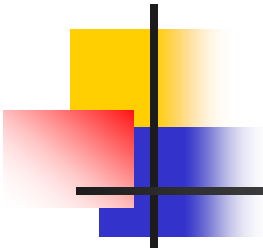


$$X_{cg} = \frac{\sum (W_i \times X_{cg_i})}{\sum W_i} = \frac{W_c \times X_{cg_c} + W_{f,p} \times X_{cg_{f,p}} + W_{w,e} \times X_{cg_{w,e}} + W_t \times X_{cg_t}}{W_c + W_{f,p} + W_{w,e} + W_t}$$



Refinamiento del Diseño – Actuaciones

- Con la nueva geometría obtenida en el diseño inicial determinar las actuaciones de nuevo,
 - Despegue y subida
 - Entrada en pérdida
 - Crucero
 - Espera
 - Descenso y aterrizaje
- Análisis más preciso de las curvas T-D vs V



Refinamiento del Dimensionado

- En **función** del “**performance**” del diseño obtenido se **ajustará** la **geometría** (superficies sustentadoras, cantidad de combustible, planta motora, ajuste de pesos, etc..) para poder **satisfacer** todos los **requisitos**.
- Se **estima** de forma mucho más **precisa** las **fracciones** de **pesos** de definen las características de cada uno de los segmentos
 - Despegue y subida
 - Entrada en pérdida
 - Crucero
 - Espera
 - Descenso y aterrizaje