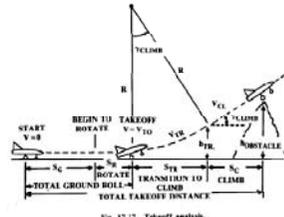
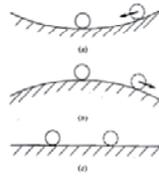
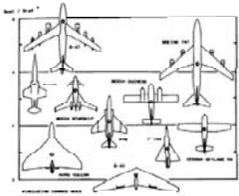


# Cálculo de Aviones

## Introducción

Sergio Esteban  
[sesteban@us.es](mailto:sesteban@us.es)

Departamento de Ingeniería Aeroespacial



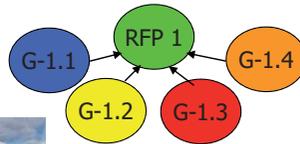
# Información de Contacto

- Profesor: Sergio Esteban
- Oficina: PB, Esquina NO, Núm. 8
- E-mail: [sesteban@us.es](mailto:sesteban@us.es)
- Página web de la asignatura:
  - <http://aero.us.es/adesign/>
- Tutorías:
  - Martes: 8:30h-11:30h.
  - Miércoles: 8:30h-11:30h.
  - Flexibles



# Organización de la Asignatura - I

- Los alumnos trabajarán en grupos reducidos (5-6 max).
- Cada grupo tendrá que desarrollar el proyecto de un avión.
  - Se proveerán RFP's:
    - Se definirá las misiones y especificaciones a seguir con diferentes requisitos.
  - Competición entre grupos por el mejor diseño.
  - **iSe premiará la innovación!**
- Seguimiento periódico, con presentaciones regulares sobre el estado de los proyectos y entrega de informe.



# Organización de la Asignatura - II

- Evaluación asignatura
  - Se evaluarán los informes periódicos de seguimiento (revisiones).
    - Definición proyecto.
    - Revisión v.2.
    - Revisión v.3.
  - Diseño final
    - Presentación y defensa del proyecto realizado.
    - Entrega del informe técnico correspondiente cumpliendo requisitos del RFP.
      - Asegurarse que se entrega en el RFP lo que se pide.
      - **Leer el RFP** antes de cada entrega para saber que hay que poner.
  - Tutorías del estado del proyecto:
    - Al finalizar cada revisión habrá tutorías/prácticas comunes:
      - Áreas de conocimiento entre grupos: estructuras, estabilidad, aerodinámica etc.
    - Reuniones con cada grupo por separado:
      - Guiar en el diseño, dudas, etc...



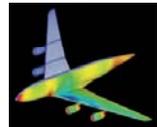
# Organización de la Asignatura - III

- Evaluación asignatura (cont.)
  - Evaluaciones individuales de los miembros de cada equipo que serán tenidas en cuenta.
    - Parte de la nota vendrá determinada por las evaluaciones del grupo.
      - Parte asociada a cada persona (~35%).
      - Trabajo de grupo (~40%).
      - Presentación Final (~10%).
      - Revisiones (~15%).
    - Porcentajes asociados a cada parte son sólo una orientación.
    - No me sirve "coleguismo": cubrir el trabajo de otras personas.
  - Competición: El mejor grupo tendrá la mejor nota, pero el peor grupo tendrá la peor nota.
  - ¡NO HAY EXAMEN FINAL!

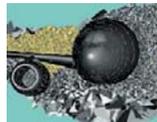
# Organización de la Asignatura - IV

- Asistencia Obligatoria.
  - ¿Sólo se tiene que asistir a las clases propias del área elegida?
- Presentaciones se irán colgando en la página de la asignatura.
  - <http://aero.us.es/adesign/>
    - Ya existen las presentaciones del año pasado, pero se irán revisando a lo largo del curso.
  - Enseñanza Virtual
    - <http://ev.us.es>
- Próxima clase se entregarán los RFP
- Definición de grupos.

# Objetivos del curso - I



- Diseño de aviones:
  - Conocer todos los aspectos relacionados con el **diseño de aviones**.
- **Bienvenidos** a la **ingeniería** en la **vida real**:
  - Conocer los métodos y procedimientos de ingeniería que se emplean en la vida real.
  - **Unificar conocimientos** adquiridos durante la carrera y aplicarlos a un proyecto de ingeniería real.
- Aprender a trabajar en grupo:
  - Definición:
    - **Trabajar en grupo** ≠ **compartir trabajos ya hechos**.
    - **Trabajar en grupo** = **compartir responsabilidades para obtener una meta**.
  - *Modus operandi* de las empresas de ingeniería actuales.
    - Desmitificar el concepto de "cubical engineer."
      - Los ingenieros tienen que interactuar con otros ingenieros.
    - Ya no existe la financiación ilimitada: optimización de recursos.
      - Tiempo limitado
  - Objetivo: **responsabilidades individuales en un grupo de trabajo**.



# Objetivos del curso - II

- Aprender a no depender de los ordenadores
  - ¡NO sois **CONTABLES!**, ¡SOIS **INGENIEROS!**:
    - Capaz de **interpretar** los **datos** que resultan de los **cálculos**.
    - Los **ordenadores** son máquinas que **hacen lo que les decimos**.
      - NO SON DEIDADES CON RESPUESTAS MÁGICAS.
- **Comunicación efectiva** con el resto de tus **compañeros**.
  - Ser capaces de **transmitir** tus **ideas**.
  - Ser capaz de **escuchar** las **ideas** de los **demás**.
  - Aceptar las **críticas** y **valorarlas**.
    - Feedback del resto de grupos en la Revisiones
  - Aprender a **confiar** en el **trabajo** de los **miembros** de vuestro equipo.
  - Saber que el **resto de miembros** de vuestro grupo **depende** de **vosotros**.
- Prepararos para un mundo real competitivo.

¡Aprender a ser ingenieri@!

# Problema Conceptual de Diseño

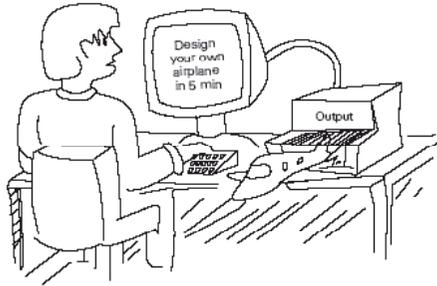


Fig. 1.3 Student view of design

¡¡Vuestra Visión!!

¡¡Lo que os vais a encontrar!!



Fig. 1.4 The 'real' design process

# Diseño Aeronaves: Tarea multidisciplinar

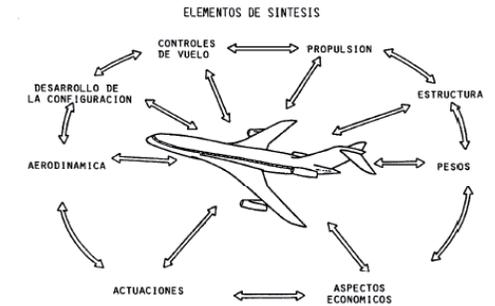
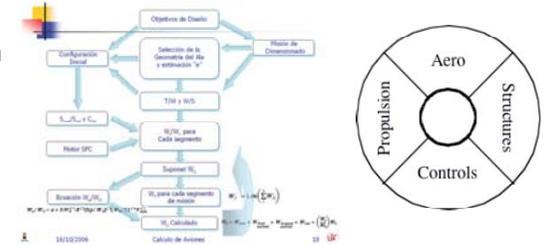
■ Diseño de Aeronaves es una tarea multidisciplinar:

- Aerodinámica.
- Estructuras.
- Propulsión.
- Actuaciones.
- Estabilidad y Control.
- Aspectos Económicos.

■ Implica **colaboración** entre ingenieros de **diferentes ramas**, lo que es siempre un desafío.

■ No es un proceso directo sino **iterativo**.

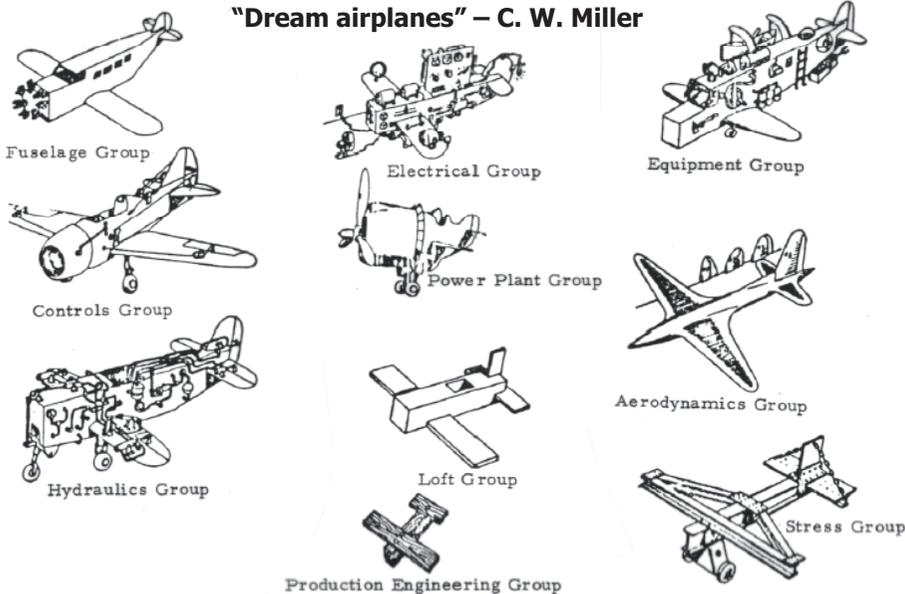
- **¡El primer diseño no suele ser el bueno!**



# Desafío Multidisciplinar - I

La belleza está en los ojos a través de los que la observan

"Dream airplanes" – C. W. Miller



# Desafío Multidisciplinar - II

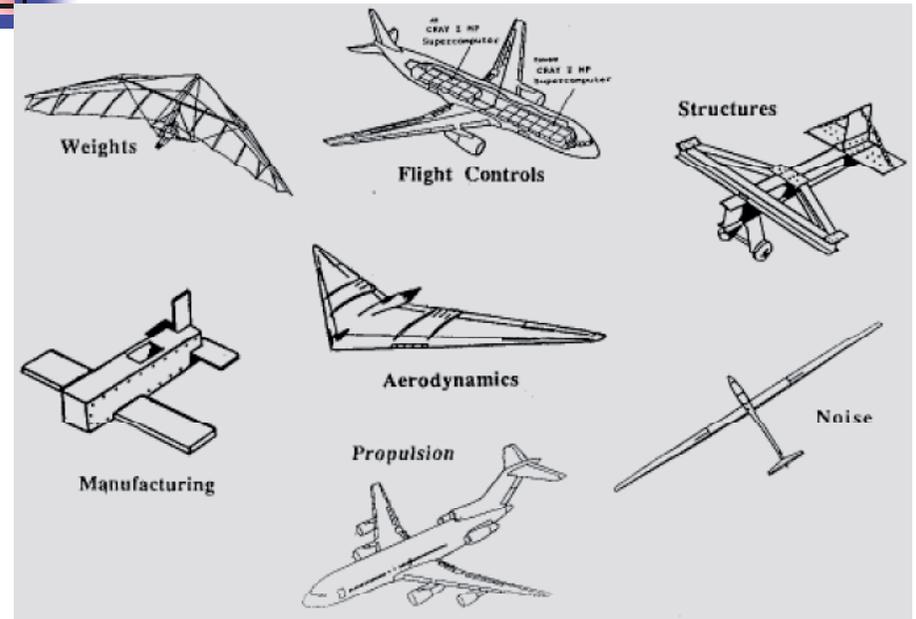


Figure 4. One can only make one thing best at a time.

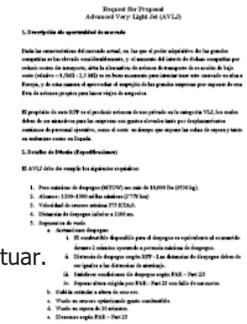
# ¿Que es lo que hace un buen diseñador?

- NRC publication "Improving Engineering Design, Designing for Competitive Advantage"
    - Siempre **haciendo preguntas, curiosidad** sobre cualquier cosa.
    - Gran **poder de asociación**: les permite **reconocer** y **recurrir** de forma paralela a **otros campos** en busca de ideas:
      - Los diseñadores tienen un interés ecléctico y a menudo deambulan lejos del camino de la ciencia y la ingeniería.
        - Buscando **soluciones intermedias**.
      - **Interesados en todo**.
    - Cuando se les **presenta un problema**, siempre tiene **multitud de respuestas**, y busca **interacciones con colegas** para separar las **buenas de las malas**
- "BRAINSTORMING"**
- **Segur@s** de si mism@s y capaces de aceptar con imparcialidad tanto los **defectos** de las soluciones pobres que proponen, como de los **elogios** de sus éxitos.

## ¿Sois Buenos Diseñadores?

# Que hacen los diseñadores

- Analizar:
  - Análisis del Request For Proposal (RFP)
  - ¿Son requisitos razonables?
- Definir necesidades
  - Opciones en la tecnología:
    - ¿Qué materiales/herramientas tenemos disponibles?
    - ¿Qué sistemas de propulsión hay en la actualidad?
    - ¿Avances en la Aerodinámica?
  - ¿Como Abordar la resolución del problema?
- Definir estrategias de diseño:
  - Ubicación de la carga de pago.
  - Forma y disposición de las superficies sustentadoras.
  - Necesidades de la planta motora.
  - Necesidades estructurales en función de la misión a efectuar.
  - Necesidades de estabilidad y control.



# ¿Por dónde empezar?

## Classical Aircraft Sizing I



# Definir una Misión

- Para abordar el dilema de dónde empezar hay que definir los requerimientos de la aeronave:
  - ¿Qué tipo de tarea se supone que tiene que realizar?
    - Autonomía de vuelo
    - Alcance.
    - Rango velocidades.
    - Requisitos de despegue y aterrizaje.
    - Maniobrabilidad.
    - Carga de pago.
- Definición de RFP
- ¿Requisitos de MIL, FAR, JAR?

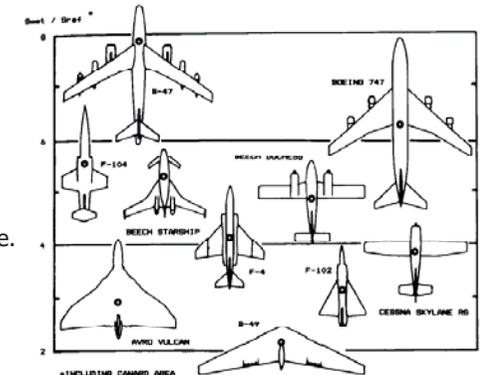


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

# Perfiles de Misión

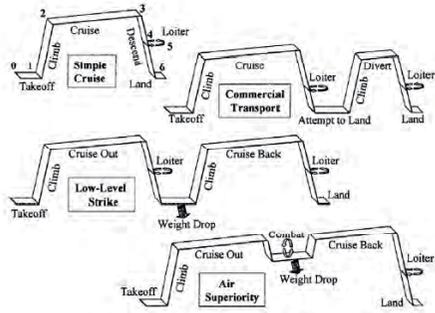
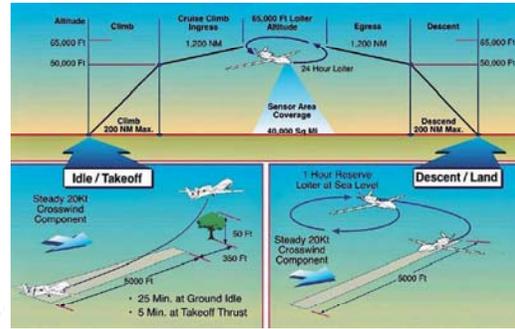
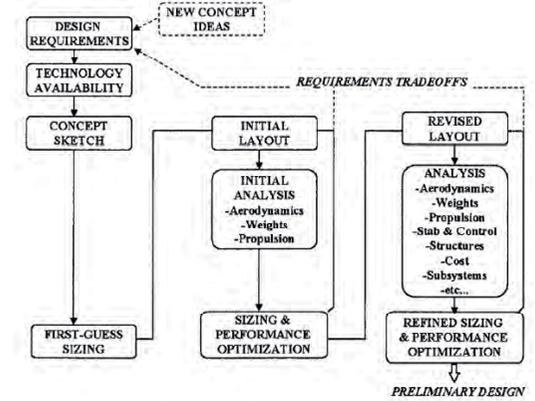


Fig. 3.2 Typical mission profiles for sizing.

# Ejemplo de Proceso de diseño

1. Dimensionado inicial a partir de un boceto conceptual
2. Selección planta motora
3. Metas de diseño:
  1. Actuaciones.
  2. Cualidades de Vuelo (Handling Qualities).
  3. Misión.
4. Selección de la geometría de alas.
  1. Ala.
  2. Cola horizontal y vertical.
5. Ratio Empuje-Peso ( $T/W$ ).
6. Diseño de la carga del ala ( $W/S$ ).
7. Dimensionado inicial
8. Análisis inicial:
  1. Aerodinámica.
  2. Propulsión.
  3. Pesos.
  4. Estabilidad y Control.
  5. Análisis de Trimado.
  6. Actuaciones.
9. Dimensionado Refinado: Proceso de optimización.
10. Limitaciones basadas en las actuaciones.
11. Dimensionado con limitaciones



# Ejemplos de diseños I

## A Few Novel Concepts



### •Blended Wing-Body Concept

- Concept from Bob Liebeck (Douglas A/C)
- Less wetted area (no fuselage)
- Possibly more efficient structure

### • Oblique Wing Supersonic Transport

- concept by R. T. Jones
- fore-aft symmetry of lift/better area distribution
- possibly only "practical" SST
- flying wing version also



AD-1, Circa 1980

# Ejemplos de diseños II

## Another Novel Concept: SpaceShipOne



The White Knight

Pictures from the Scaled Composites web site

Burt Rutan: Still imagineering!

SpaceShipOne



# Ejemplos de diseños III

Lockheed, Virginia Tech, NASA Team



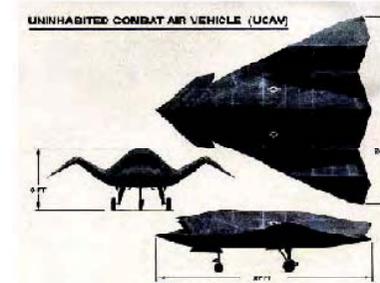
Compared to a conventional cantilever design:  
 - 12-15% less takeoff weight  
 - 20-29% less fuel  
 - less noise and emissions



slide 35 9/1/04

# Ejemplos de diseños IV

The Latest: UCAVs  
 This one is based on  
 Nastasi/Kirschbaum/Burhans Patent 5,542,625



Northrop Grumman Corporation, reprinted by Aviation Week, June 16, 1997

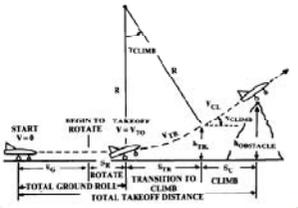
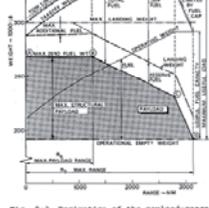
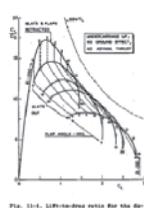
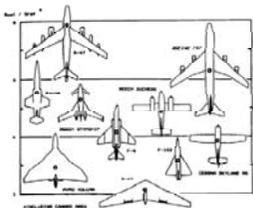
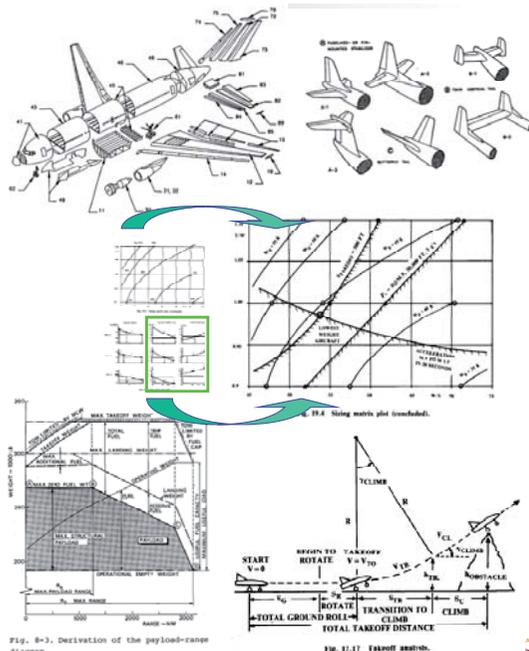
The vertical tail is eliminated for stealth, directional control comes from specially coordinated trailing edge deflections



slide 37 9/1/04

# Contenido de la Asignatura

- Introducción Cálculo de Aviones.
- Configuración general y Arquitectura de aviones.
- Dimensionado Preliminar: Boceto conceptual.
- Dimensionado Inicial:
  - Empuje-peso (T/W) y carga alar (W/S):
  - Planta Motora
- Aerodinámica: Polar del avión.
- Actuaciones.
- Estructuras.
- Estabilidad, control y "handling qualities".
- Desarrollo completo de un aeronave
- Optimización del diseño
- Se recomienda el uso de herramientas para facilitar el diseño: software**



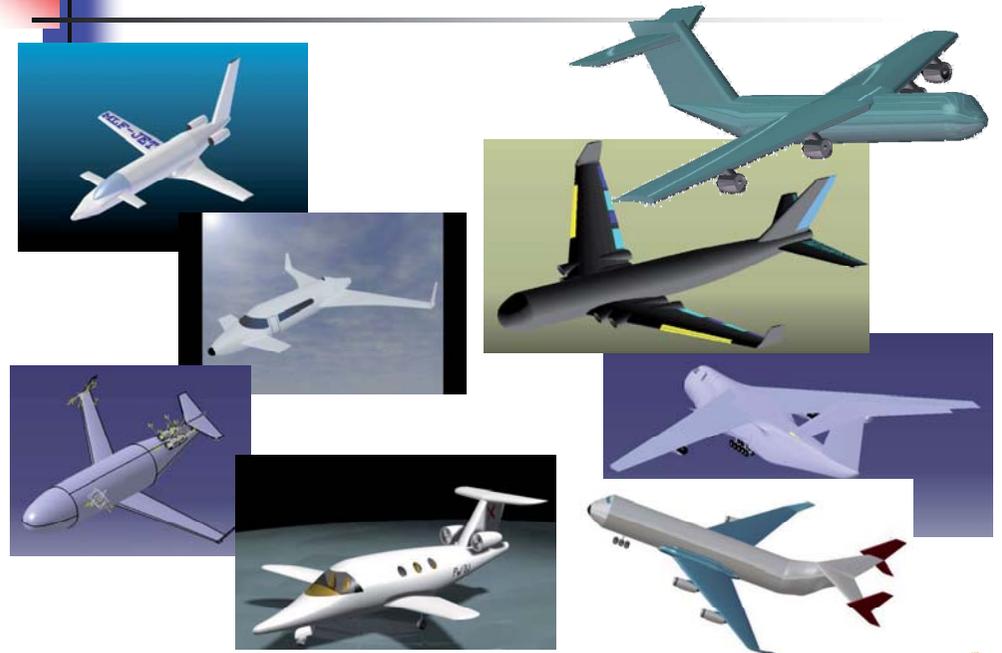
# Libros de Texto y Referencias

- Bibliografía Principal:**
  - Aircraft Design: a conceptual approach*, D.P. Raymer, AIAA Education Series, 2006.
  - Fundamentals of Aircraft and Airship Design*, L.M Nicolai, G.E. Carichner, AIAA Education Series, 2010.
  - Airplane Design*, J. Roskam, Darcorporation, 1989
  - Synthesis of subsonic airplane design*, E. Torenbeek, Springer, 1982
- Bibliografía Adicional:**
  - Aircraft Design Projects for engineering students*, L.R. Jenkinson, J.F. Marchman III, Butterworth-Heinemann; Illustrate edition, 2003.
  - The design of the aeroplane*, D. Stinton.
  - Fundamentals of aircraft design*, L.M. Nicolai. Mets, 1984.
  - Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes*, J. Roskam, 1971.
  - Methods for estimating stability and control derivatives of conventional subsonic airplanes*, J. Roskam, 1971.
  - Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures* by Michael Chun-Yung Niu and Mike Niu, Adaso Adastra Engineering Center, 1999.
  - Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*, E. F. Bruhn, Jacobs Pub, 1973.
  - Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls: Part 1*, J. Roskam, Darcorporation, 1999.
  - Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls: Part 2*, J. Roskam, Darcorporation, 1999.
  - Dynamics of Flight, Stability and Control*, 3rd Ed., B. Etkin y L.D. Reid, John Wiley & Sons, 1996.
  - Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*, 2nd Ed., Bandu N. Pamadi, AIAA Education Series, 2004.

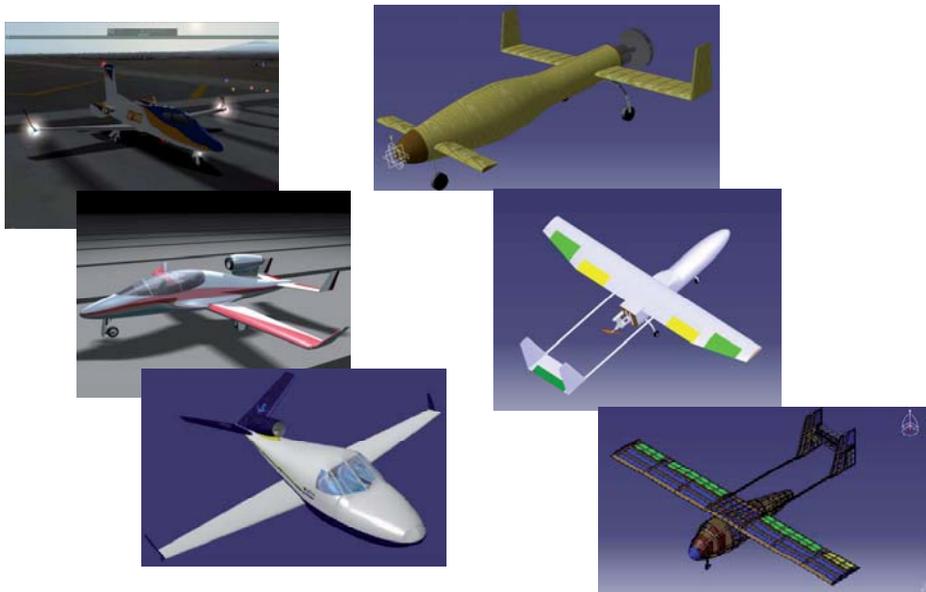
# Conclusión

- Conclusiones:
  - Diseño es un reto.
  - Diseño es importante.
  - ¡Diseño es divertido!
  - Todavía hay sitio para los soñadores.
- ¿Qué es lo que han hecho vuestros compañeros?
- ¿¿¿Qué se espera de vosotros????

# "Cálculo de Aviones" - 2006-07



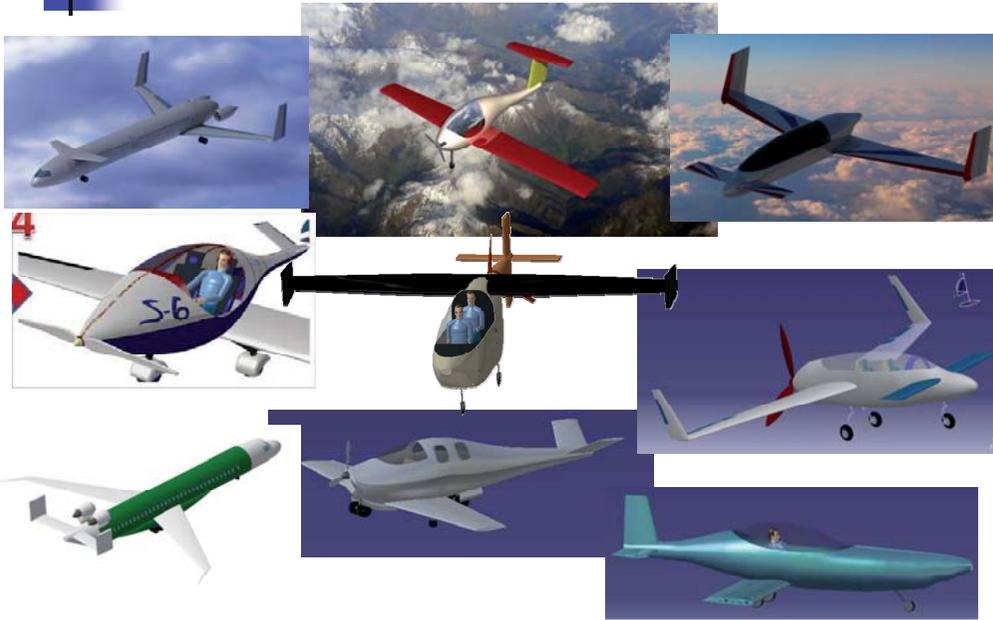
# "Cálculo de Aviones" - 2007-08



# "Cálculo de Aviones" - 2008-09



## “Cálculo de Aviones” - 2009-10



## Seguir Aprendiendo

- Mantenerse al día con la tecnología
  - Aviation Week
  - American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)
    - American Aerospace
    - Journals
  - Avión Revue
  - Revista de Aeronáutica y Astronáutica



AVIATION WEEK  
& SPACE TECHNOLOGY



## Opinión del Alumno

- ¿Y vosotros que opináis?
  - ¿Qué esperáis aprender en la asignatura?
  - ¿Qué esperáis del profesor?

## Calendario de la Asignatura

### Introducción

Sergio Esteban

[sesteban@us.es](mailto:sesteban@us.es)

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

# Planificación de la Asignatura 10/11

- Definir 5 áreas de interés:
  - Diseño
  - Aerodinámica.
  - Estabilidad.
  - Estructuras.
  - Propulsión y actuaciones
- Etapas del diseño planificadas con entregas de documentos y presentaciones:
  - Diseño Preliminar (04-03-11)
    - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
  - Revisión 2.0 – (01-04-11)
    - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
  - Revisión 3.0 – (20-05-11)
    - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
  - Entrega Final – (21-06-11).
    - 31 días entre rev. 3.0 y entrega final.

# Calendario (Entregas)

Febrero 2011

L	M	X	J	V	S	D
	1	2	3	4	5	6
7	8	9	10	11	12	13
14	15	16	17	18	19	20
21	22	23	24	25	26	27
28						

Revisión 2.0

Abril 2011

L	M	X	J	V	S	D
				1	2	3
4	5	6	7	8	9	10
11	12	13	14	15	16	17
18	19	20	21	22	23	24
25	26	27	28	29	30	

Viaje Fin de Carrera

Junio 2011

L	M	X	J	V	S	D
		1	2	3	4	5
6	7	8	9	10	11	12
13	14	15	16	17	18	19
20	21	22	23	24	25	26
27	28	29	30			

Entrega Final

Diseño Preliminar

Marzo 2011

L	M	X	J	V	S	D
	1	2	3	4	5	6
7	8	9	10	11	12	13
14	15	16	17	18	19	20
21	22	23	24	25	26	27
28	29	30	31			

Mayo 2011

L	M	X	J	V	S	D
						1
2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29
30	31					

Revisión 3.0

# Calendario (Sesiones Tutorías)

Febrero 2011

L	M	X	J	V	S	D
	1	2	3	4	5	6
7	8	9	10	11	12	13
14	15	16	17	18	19	20
21	22	23	24	25	26	27
28						

Revisión 2.0

Abril 2011

L	M	X	J	V	S	D
				1	2	3
4	5	6	7	8	9	10
11	12	13	14	15	16	17
18	19	20	21	22	23	24
25	26	27	28	29	30	

Viaje Fin de Carrera

Junio 2011

L	M	X	J	V	S	D
		1	2	3	4	5
6	7	8	9	10	11	12
13	14	15	16	17	18	19
20	21	22	23	24	25	26
27	28	29	30			

Entrega Final

Diseño Preliminar

Marzo 2011

L	M	X	J	V	S	D
	1	2	3	4	5	6
7	8	9	10	11	12	13
14	15	16	17	18	19	20
21	22	23	24	25	26	27
28	29	30	31			

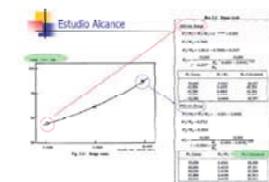
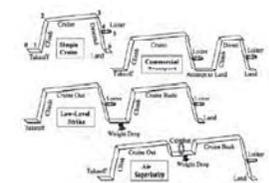
Mayo 2011

L	M	X	J	V	S	D
						1
2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29
30	31					

Revisión 3.0

# Diseño Preliminar (04-03-11)

- Diseño:
  - Definición de **intenciones**.
    - Concepto a grandes rasgos: "diseño en servilleta".
- Primeras estimaciones: **métodos estadísticos**
  - Aerodinámica
    - Dimensionado de L/D
  - Estructuras
    - Dimensionado inicial mediante proceso iterativo
      - Pesos iniciales:**
        - Vacío
        - Combustibles por segmentos
        - Carga de pago
- Actuaciones
  - Definición** y estudio de los **diferentes segmentos** de la **misión**
  - Estabilidad y Control
    - Dimensionado Superficies**



# Revisión 2.0 – (01-04-11) - I

- **Diseño:**
  - Definir **diseño final** a grandes rasgos, no necesariamente en CAD en esta primera versión, pero ayudaría.
  - No hay marcha atrás. Enseñar todas las cartas.
  - Interacción: Aero. Estab., Prop y Actuaciones, Estructuras
- **Aerodinámica:**
  - **Selección preliminar** de los **perfiles** para las superficies sustentadoras.
  - Definir la precisión en los **modelos de polares** más exactos.
  - Determinación inicial de las **características iniciales aerodinámicas**.
  - Interacción: Estruct. Estab. Actua.
- **Propulsión y Actuaciones:**
  - Primera **estimación** de **actuaciones** (grandes rasgos).
  - **Diagrama T/W vs W/S**
  - **Definir planta motora.**
  - Interacción: Aero, Estruct, Diseño

### Estimación $C_{D, \alpha}$ - subsónica

$C_{L, \alpha} = 2\pi \alpha$   
 $C_{D, \alpha} = \frac{1}{2} C_{L, \alpha}^2$   
 $F = 1.07(1 + d/R)^2$   
 $F < 1 \rightarrow 0.96$

### Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas

$SM = X_{NA} - X_{ap} = \frac{X_{NA} - X_{ca}}{Z}$

# Revisión 2.0 – (01-04-11) - II

- **Estabilidad:**
  - Estudio del **trimado**:
    - Viabilidad del diseño mediante estudio de trimado.
    - Plantear problemas de configuración y prever solución para rev. 3.
  - Inicio de la **estabilidad Estática**.
  - Inicio modelado (**derivadas estabilidad**).
  - Interacción: Diseñom Estruct. Aero.
- **Estructuras:**
  - **Estudio de masa (fracciones)** preliminar para poder proveer estimación **centro gravedad**.
  - **Identificar** las cargas que actúan en la **aeronave** en diferentes configuraciones.
  - Diseño de **estructura preliminar** y estudio de ajuste de pesos.
  - Interacción: Diseño, actuaciones

### A400M – Estructura del fuselaje

# Revisión 3.0 – (20-05-11) – I

- **Diseño:**
  - Diseño CAD mas detallado:
    - Dimensiones mas precisas de todos los componentes
  - Mostrar evolución del diseño.
  - Definición de sistemas.
  - Identificación más realista de pesos interacción estructuras.
- **Estructuras:**
  - Definición del centro de gravedad más preciso mediante estimaciones más exactas de los pesos de los componentes.
  - Definir necesidades estructurales (refuerzos) debido a las cargas:
    - Aerodinámicas
    - Estructurales.
  - Estudio de posibles materiales para definir pesos de forma más precisa.

### Materials

# Revisión 3.0 – (20-05-11) - II

- **Aerodinámica:**
  - Selección depurada de los perfiles para superficies sustentadoras.
  - Estudio de la polar del avión para las diferentes configuraciones:
    - Despegue y aterrizaje.
    - Subida.
    - Crucero.
    - Espera.
- **Estabilidad:**
  - Revisión del estudio de trimado para nuevas configuraciones.
  - Estudio de la **estabilidad Estática**:
    - Determinación de los valores de las derivadas de estabilidad críticas.
    - Determinación de la ubicación, forma, tamaño de las derivas para cumplir situaciones críticas (viento, fallo motor).
  - Definición del modelo de **estabilidad dinámica**:
    - Modelado definido (derivadas de estabilidad).
    - Preparando estudio estabilidad dinámica.
- **Propulsión y Actuaciones:**
  - Estudio en precisión de las actuaciones según segmentos.
    - Ángulos, velocidades, T/W, W/S.
  - Cálculos de potencia requerida y necesaria finales.

### Aterrizaje - 3

$W = L \cos \theta$   
 $U_1 = U_1 \cos \theta$   
 $R_1 = \frac{U_1^2}{g \tan \theta}$   
 $U_2 = \frac{g \tan \theta}{U_1}$

At this point, the concept of load factor, n, is introduced:  
 $L = nW$   
 $n = 1/\cos \theta$   
 $C_{L, \alpha} = \frac{g \sin^2 \theta}{U_1 \cos \theta}$   
 $C_{D, \alpha} = \frac{g \sin \theta}{2U_1^2}$

Flare: Velocidad de aterrizaje  $V_{L, \alpha} = 1.15V_{L, \alpha}$   
 Rodadura en pista: después de la toma de contacto el avión rueda durante varios segundos antes que el piloto aplique frenos:  
 - Velocidad inicial es  $V_{L, \alpha}$  y la final es cero.  
 - Si hay thrust-reversal, se aproxima con el 40-50% del empuje negativo.  
 - No se puede utilizar el thrust-reversal en velocidades bajas.

## Diseño:

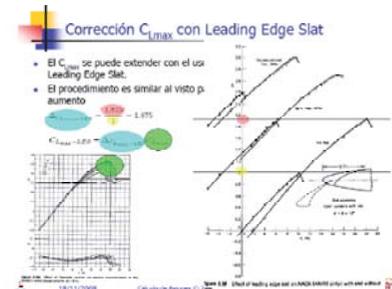
- Diseño CAD completo.
- Mostrar evolución del diseño.
- Justificación del diseño y por que debería de comprarlo.
- Que avances tecnológicos o que ideas hacen que vuestro diseño sea único.

## Aerodinámica:

- Estudio polar extenso en diferentes configuraciones de vuelo:
  - Configuración limpia y sucia.
- Métodos empleados para la mejora de la eficiencia aerodinámica.

## Estabilidad:

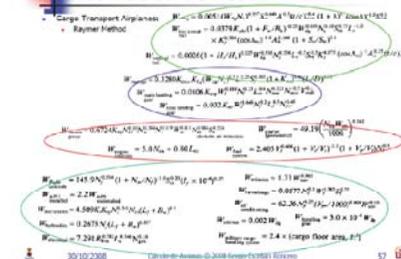
- Revisión del estudio de trimado para nuevas configuraciones.
- Revisión estudio de la estabilidad Estática.
- Estudio estabilidad dinámica:
  - Requisitos FAR en amortiguamiento, respuestas.



## Estructuras:

- Revisión centro de gravedad.
- Distribución de pesos revisado.
- Variación del centro de gravedad en segmentos aplicables.
- Cargas y ubicación del tren de aterrizaje.
- Justificar empleo materiales en diferentes áreas.
- Perfiles internos si es posible.

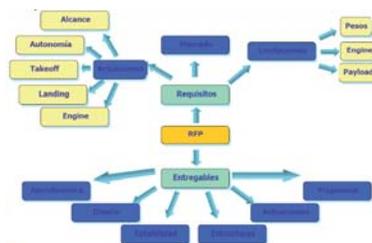
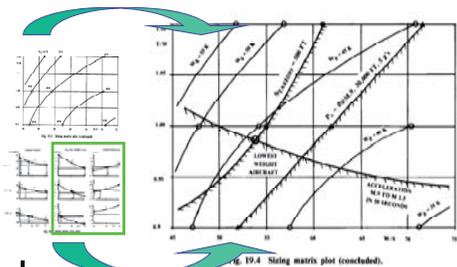
## Estimación de Pesos - VI



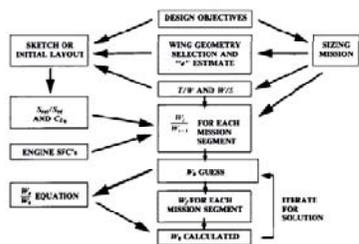
## Propulsión y Actuaciones:

- Cálculos de potencia requerida y necesaria.
- Diagrama carga de pago-alcance.
- Diagrama de la envolvente de vuelo.

## Actuaciones Integrales – Autonomía I



# Filosofía del Diseño de Aeronaves



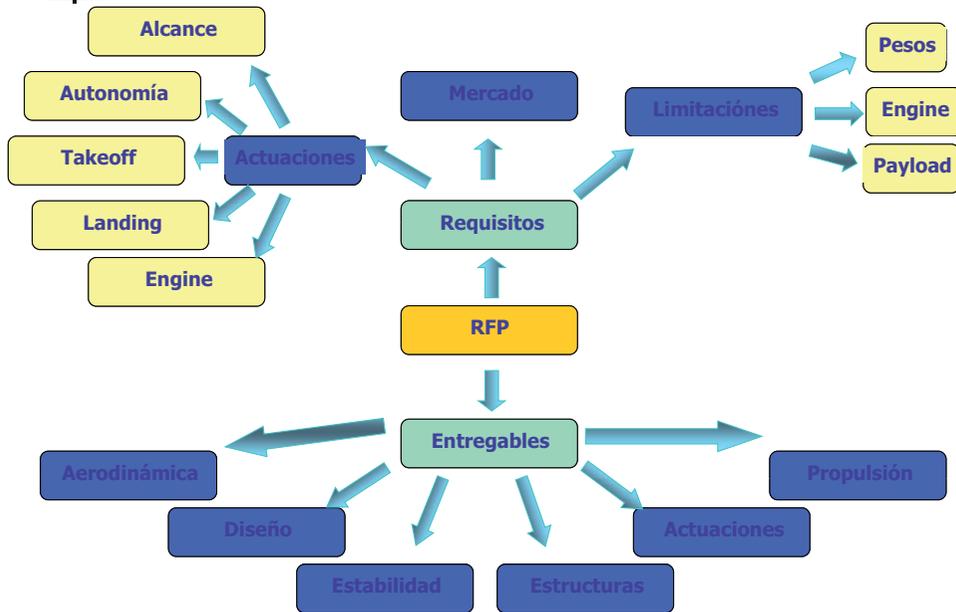
Sergio Esteban  
[sesteban@us.es](mailto:sesteban@us.es)

	R/T = 10	R/T = 10	R/T = 10
R/W = 12	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$
R/W = 12	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$
R/W = 12	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$	$W_0 = 10,000 \text{ lb}$ $C_L = 0.8$ $C_D = 0.02$ $W = 10,000 \text{ lb}$

# Resumen

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

# RFP

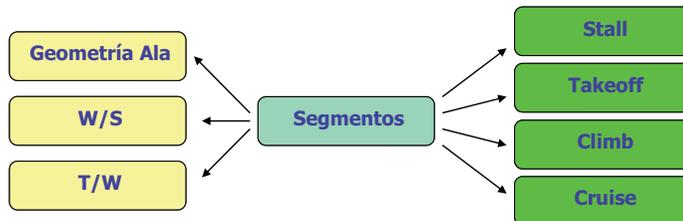


# Diseño preliminar - 1

- 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 relación 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  $W_e/W_0$

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

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

Table 6.1 Empty weight fraction vs  $W_0$ , A, T/W<sub>0</sub>, W<sub>0</sub>/S, and  $M_{max}$

	$W_e/W_0 = (a + bW_0^{c1} A^{c2} (T/W_0)^{c3} (W_0/S)^{c4} M_{max}^{c5}) K_{max}$						
	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<sub>0</sub>, W<sub>0</sub>/S, and  $V_{max}$  (mph)

	$W_e/W_0 = a + bW_0^{c1} A^{c2} (hp/W_0)^{c3} (W_0/S)^{c4} V_{max}^{c5}$						
	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

# Dimensionado Inicial - 2

- La **determinación inicial** de la **fracción del peso en vacío** y del peso inicial se determina mediante **ecuaciones estadísticas**, pero hay que tener siempre mucho cuidado con dichas ecuaciones estadísticas y asegurarse de que dichas ecuaciones engloban el diseño que hemos seleccionado.
- Es muy importante tener en cuenta que **solo** en la **primera fase del dimensionado inicial** se **utilizan** dichas **ecuaciones estadísticas**, una vez que se obtienen datos de la carga de pago, crew y combustible, entonces el proceso iterativo es distinto

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

Valores iniciales estadísticos

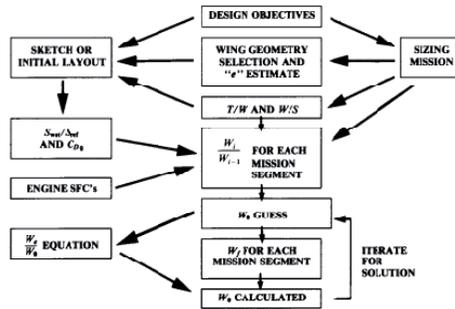
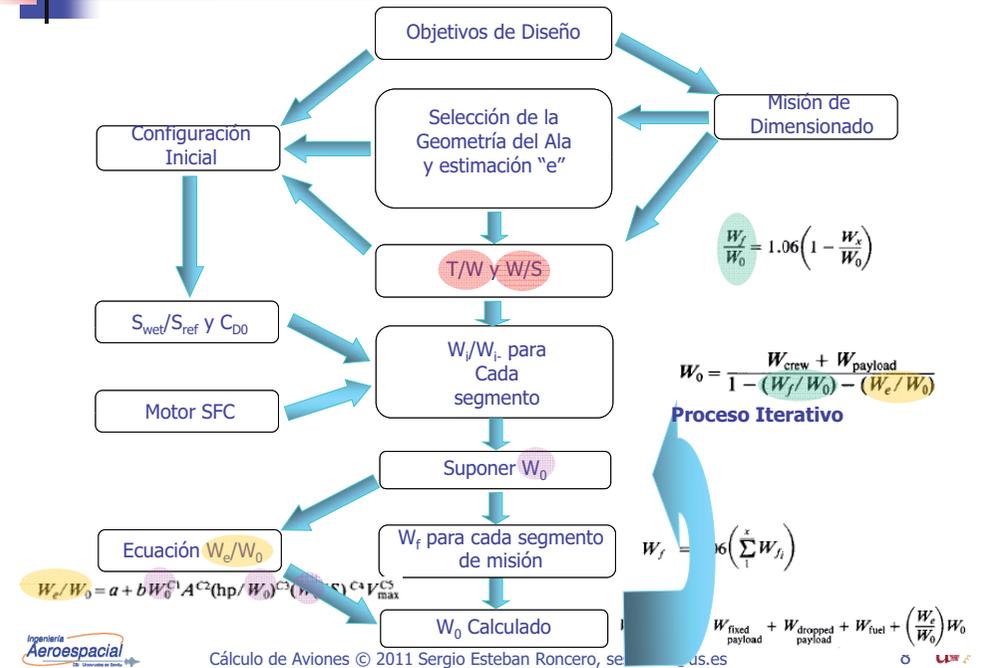
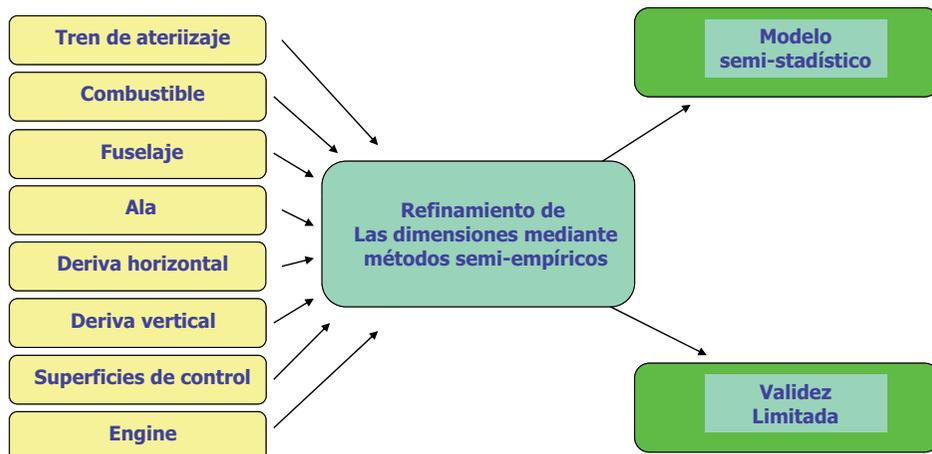


Fig. 6.1 Refined sizing method.

# 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).

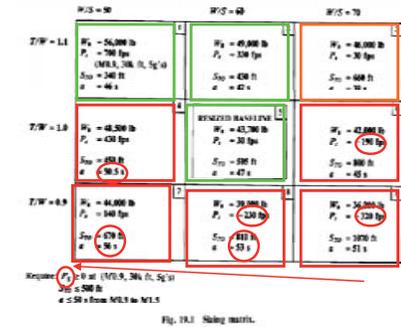
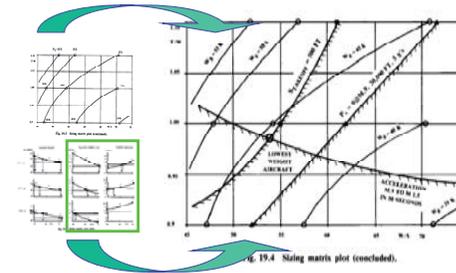


# Refinamiento del Diseño

- 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

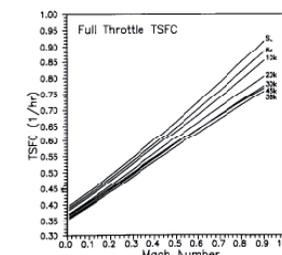
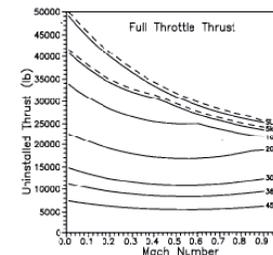


# Refinamiento del Diseño - Aerodinámica

- 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 varía 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

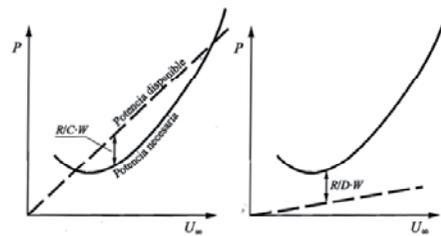
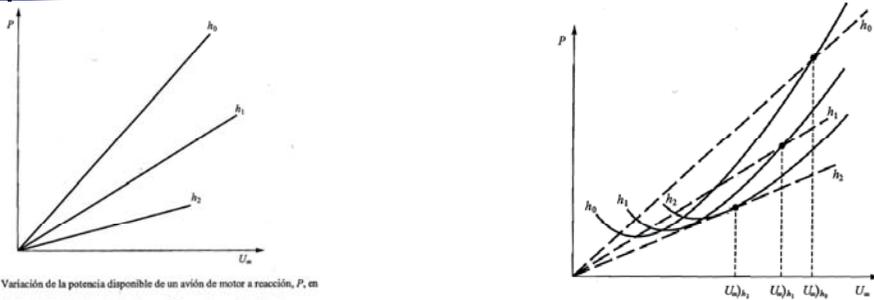


Figura 3.7. Velocidades de ascenso,  $R/C$ , y descenso,  $R/D$ , como diferencia entre las curvas de potencia disponible y necesaria de un avión de motor a reacción.

## 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

$$T_1 = T_0 \left( \frac{\rho_1}{\rho_0} \right)^x$$

$$x = 0,7 - 0,9$$

- 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
- Desacople de las partes más importantes:
  - Ala
  - Fuselaje
  - Derivas verticales y horizontales
  - Motores y combustible
  - Tren de aterrizaje
  - miscelánea

## Refinamiento del Diseño – Pesos - II

- Es importante el que se puedan comparar las estimaciones con varios métodos.
- Lo ideal sería poder comparar con estimaciones aviones reales, y todo que es más difícil, hay literatura que lo hace.
  - Roskam
- Si no hay información disponible de partes sueltas se pueden hacer estudios escalables de los pesos totales para aviones semejantes y corregir dichas formulas para ajustarse a los resultados.
- También se pueden hacer correcciones en función de los materiales empleados
- Una vez estimado el peso en vacío ( $W_e$ ) mediante estos métodos, se procede a iterar siguiendo el mismo procedimiento pero ya no se utilizan estimaciones estadísticas
- Pesos definidos proporcionan primera estimación  $G_0$

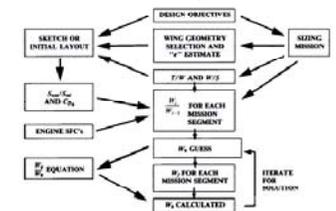
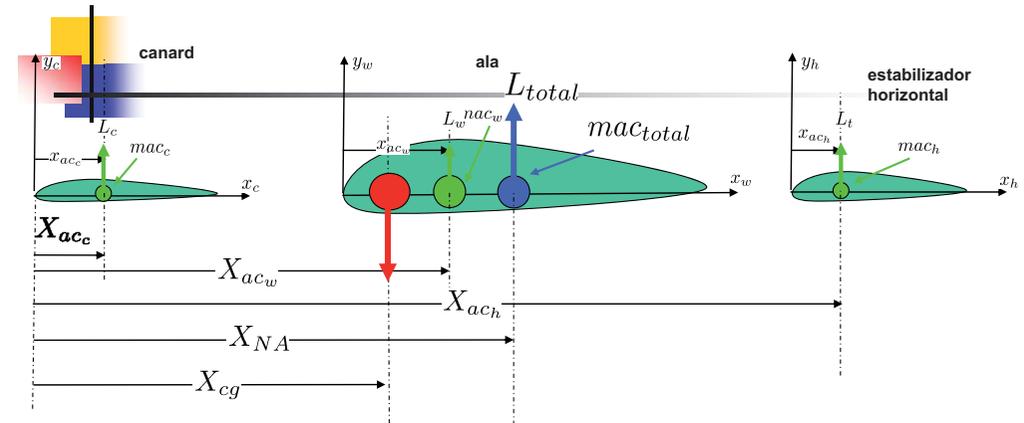


Fig. 6.1 Refined sizing method.

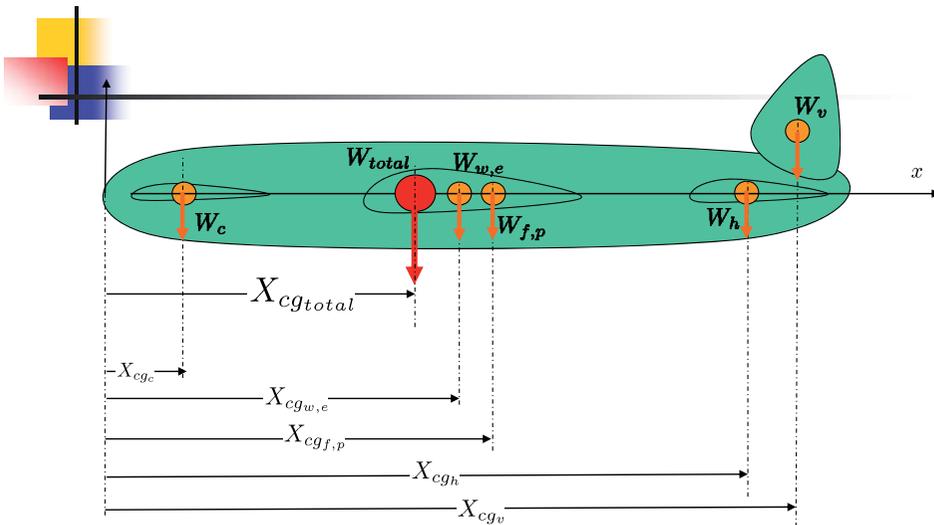
# Refinamiento del Diseño – Estabilidad y Control

- 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  $\alpha$  y  $\delta$  de trim para diferentes configuraciones de W y V
  - Asegurarse que los valores son razonables



$$\bar{X}_{NA} = \frac{\frac{q_c S_c}{q} C_{L_{\alpha c}} (1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}) \bar{X}_{ac_c} + \frac{q_l S_l}{q} C_{L_{\alpha t}} (1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}) \bar{X}_{ac_t} + C_{L_{\alpha WB}} \bar{X}_{ac_w}}{\frac{q_c S_c}{q} C_{L_{\alpha c}} (1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}) + \frac{q_l S_l}{q} C_{L_{\alpha t}} (1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}) + C_{L_{\alpha WB}}}$$

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



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

# 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