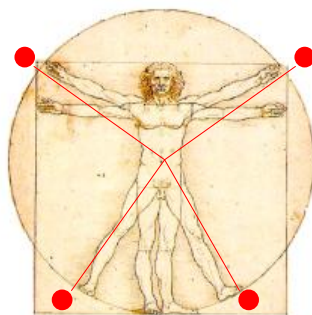


# TECNOLOGÍ@ y DESARROLLO

*Revista de Ciencia, Tecnología y Medio Ambiente*

VOLUMEN XIII. AÑO 2015

SEPARATA



## AUTOMATIZACIÓN DEL DISEÑO DE UN ALA MEDIANTE FUNCIONES PARAMÉTRICAS

**Marcos Plaza García**



UNIVERSIDAD ALFONSO X EL SABIO  
Escuela Politécnica Superior  
Villanueva de la Cañada (Madrid)

© Del texto: Marcos Plaza García  
Septiembre, 2015.  
<http://www.uax.es/publicacion/cientifico.pdf>  
© De la edición: *Revista Tecnol@ y desarrollo*  
Escuela Politécnica Superior.  
Universidad Alfonso X el Sabio.  
28691, Villanueva de la Cañada (Madrid).  
ISSN: 1696-8085  
Editor: Javier Morales Pérez – [tecnologia@uax.es](mailto:tecnologia@uax.es)

No está permitida la reproducción total o parcial de este artículo, ni su almacenamiento o transmisión ya sea electrónico, químico, mecánico, por fotocopia u otros métodos, sin permiso previo por escrito de la revista.

# **Automatización del diseño de un ala mediante funciones paramétricas**

**Marcos Plaza García**

Estudiante 4º Grado en Ingeniería Aeroespacial  
Universidad Alfonso X el Sabio

Universidad Alfonso X el Sabio, Tlf: 625106580, e-mail: mplaza@myuax.com

**RESUMEN:** El presente artículo pretende exponer las ventajas del diseño paramétrico en el sector aeroespacial, continuamente a la vanguardia tecnológica. Además se darán a conocer los parámetros (geométricos y no geométricos) influyentes en el diseño de un ala y a su vez se explica brevemente en que consiste el modelo desarrollado para el Trabajo de Fin de Grado.

**PALABRAS CLAVE:** Aeroespacial, Diseño Paramétrico, Alas.

*ABSTRACT: The purpose of this article is to lay out the advantages of parametric design in the aerospace field, which is always at the forefront of technological innovation. Also this article presents the parameters (geometrics and non geometrics) which affects to wing design, in addition it explains briefly the model created for "Trabajo de Fin de Grado"*

*KEY-WORDS: Aerospace, Parametric Design, Wings.*

## 1. Introducción

La automatización del diseño de un ala mediante funciones paramétricas surge con el fin de poder desarrollar un mayor número de configuraciones en el diseño conceptual de una aeronave.

Los departamentos de diseño de aeronaves suelen manejar entre 3 y 4 configuraciones posibles de avión en las que se modifican continuamente los parámetros básicos del avión y se realizan unas estimaciones de la carga alar, geometría o el motor del futuro avión.

Como se puede colegir del estudio de semejanza de aviones comerciales en la actualidad su diseño es muy similar entre ellos pudiendo adoptar una forma estándar a partir de la cual se puede parametrizar un ala.

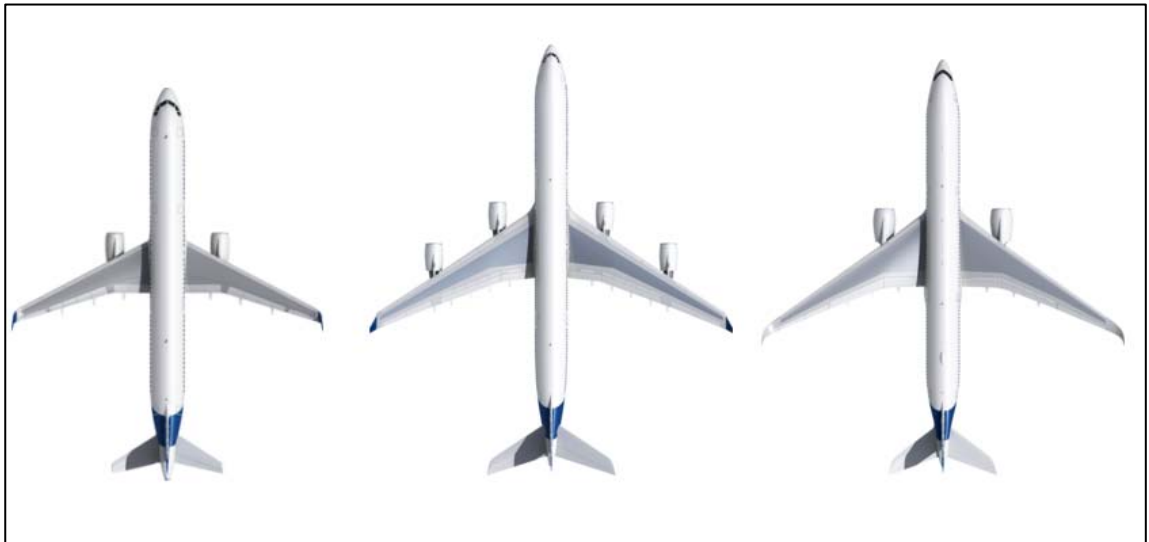


Figura 1.1 Comparativa de la forma en planta del A-320, A-340 y A-350 respectivamente. [1]

Con lo cual el desarrollo de un modelo que permita la automatización del ala agiliza mucho su desarrollo conceptual y el de los componentes que dependen de ella puesto que se tiene un modelo fácil de integrar.

Dotándolo de una mayor agilidad en el manejo de las posibles configuraciones así como de unos estándares de calidad más altos evitando el error humano.

## 2. Ventajas del diseño paramétrico

Desde un punto de vista de diseño tradicional realizar una o varias modificaciones a un proyecto puede acarrear una costosa demora de tiempo en la finalización del mismo.

En el caso de una geometría se debe llevar a cabo la modificación de la propia pieza y a su vez el conjunto de piezas que tengan dependencia de ella. Por ejemplo en una aeronave el rediseño de un ala conlleva modificaciones en el centrado de la aeronave, estabilizadores horizontal y vertical, entre otros.

Sin embargo, el diseño paramétrico es una solución a este problema ya que genera una geometría partiendo de unos parámetros básicos, los cuales están relacionados entre ellos matemáticamente permitiendo generar un diseño así como un abanico de posibilidades que se verá limitado por el rango de variación numérica de dichos parámetros.

Se evita así el esfuerzo que supone modificar y crear variantes en el diseño y el posible error humano en alguno de los cálculos ya comentado anteriormente.

El diseño paramétrico depende de la disposición y habilidad del diseñador en considerar la fase de “relación de parámetros” como una parte integral del proceso que se alargará más de lo habitual, tomando por lo tanto, una mayor importancia.

Los estudios paramétricos pueden ser útiles en muchos tipos de problemas de diseño. En el diseño de aeronaves es necesario una considerable potencia de cálculo ya que un cambio en el valor de una variable puede suponer muchas consecuencias. Por esta razón los diseños por ordenador están aumentando para el pre-diseño y diseño avanzado de aeronaves. Sin embargo, el sistema debe ser ideado, monitorizado y utilizado por experimentados diseñadores a fin de definir los problemas de diseño y la interfaz entre las distintas disciplinas técnicas en el diseño para evitar resultados poco realísticos

Supone, por tanto, un cambio representativo de mentalidad en la forma de diseñar.

### **3. Parámetros**

A continuación se presentan los parámetros más importantes en el diseño paramétrico de un ala.

#### **3.1 Geométricos**

- Selección de perfiles:  
En muchos aspectos es el corazón de la aeronave ya que afecta a la velocidad de crucero, distancias de despegue y aterrizaje, velocidad de entrada en pérdida,

“handling qualities” especialmente en la zona próxima a la entrada en pérdida y a la eficiencia aerodinámica.

- Envergadura:

Es la dimensión perpendicular al plano de simetría que va de punta del ala y, normalmente, es considerablemente más grande que la dimensión paralela.

- Alargamiento:

El alargamiento es el coeficiente entre la envergadura del ala y la cuerda media aerodinámica. Nos proporciona una idea de la esbeltez del ala en dirección perpendicular al plano de simetría. Es decir al aumentar el alargamiento, aumenta la eficiencia aerodinámica y mejora la resistencia inducida. Esto origina problemas aeroelásticos al aumentar el peso del ala y el momento flector.

Además aumenta el efecto suelo y disminuye la maniobrabilidad en balance.

- Flecha:

Es el ángulo formado entre un eje perpendicular al plano de simetría y la línea formada por los puntos situados al 25% de la cuerda de los perfiles medida a partir del borde de ataque, llamada línea del 25% de la cuerda. La flecha puede ser progresiva o regresiva. Dándose con más frecuencia la flecha regresiva en aviones que vuelan en regímenes transónicos y supersónicos.

Se usa principalmente para reducir los efectos adversos del vuelo en estos regímenes. La flecha de un ala mejora la estabilidad y tiene una tendencia natural de efecto diedro (estabilizante).

- Estrechamiento:

El estrechamiento es la relación entre la cuerda de la punta y la cuerda del encastre del ala. El estrechamiento afecta a la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura del ala. Se fija atendiendo a la zona del ala por la que se quiere que se inicie la pérdida, al aprovechamiento estructural, y a la mejora de la eficiencia aerodinámica.

- Torsión:

Es un parámetro geométrico que consiste en variar la línea de sustentación nula de los perfiles. Su efecto es la variación del ángulo de incidencia de la corriente y se emplea principalmente en alas con flecha para alejar el comienzo de la entrada en pérdida de la punta del ala.

Se suelen emplear valores de torsión negativos, con distribución habitualmente lineal. Es decir los perfiles próximos al encastre ven un mayor ángulo de ataque que los de la punta.

- Diedro:

El diedro es el ángulo del ala formado por la línea del 25% de la cuerda y el plano horizontal desde una vista frontal del avión. Es un parámetro que se selecciona analizando la estabilidad lateral-direccional del avión. Tiene un efecto beneficioso para la estabilidad lateral de la aeronave.

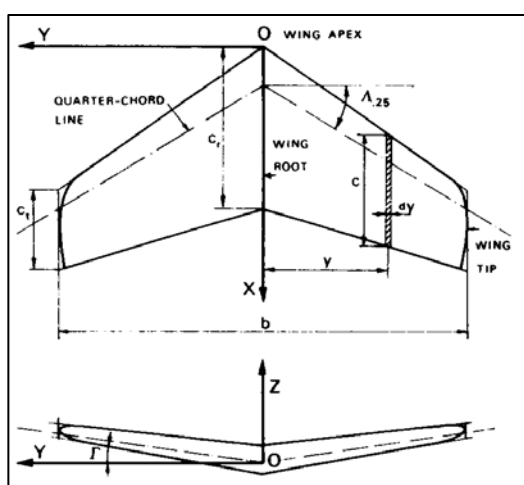


Figura 3.1. Representación de los parámetros geométricos en un ala. [2]

### 3.2 No geométricos

- Coefficiente de sustentación:

El coeficiente de sustentación de una aeronave viene definido por el tipo de perfil que hayamos seleccionado. Con lo cual es imprescindible la selección de un perfil que nos proporcione un coeficiente de sustentación que se aproxime al de diseño.

En nuestro caso y atendiendo a un vuelo en régimen subsónico un perfil bien diseñado operando en su coeficiente de sustentación de diseño tiene un coeficiente de resistencia que es un poco superior que la resistencia parásita. La aeronave debe de ser diseñada para que mientras opera su misión de diseño, y por tanto volando a su coeficiente de sustentación de diseño maximice la eficiencia aerodinámica.

- Eficiencia aerodinámica:

Es el coeficiente entre la sustentación y la resistencia. Depende en su mayoría de la gestión de la configuración. En régimen subsónico está directamente afectado en su mayoría por dos aspectos de diseño: la envergadura y la superficie mojada.

En crucero, la sustentación es conocida puesto que el factor de carga es uno y tiene que ser igual al peso de la aeronave. Por lo tanto solo depende de la resistencia aerodinámica la cual está compuesta de una parte parásita y otra inducida.

La resistencia parásita es la resistencia no relacionada con la sustentación se debe por lo tanto a la fricción del aire contra la aeronave. Siendo directamente proporcional al área de la superficie expuesta al aire de la aeronave. Por lo tanto influirán parámetros geométricos como son el alargamiento y la superficie mojada de la aeronave.

- Ratio Empuje-Peso:

El ratio empuje-peso afecta directamente a las actuaciones de la aeronave. Por ejemplo una aeronave con una mayor relación empuje-peso acelerará y ascenderá más rápidamente, alcanzará una mayor velocidad máxima. Por otra parte, mayor empuje requiere plantas propulsoras con un mayor gasto de combustible.

Este ratio no es constante como se puede presuponer ya que varía a lo largo del vuelo a medida que el combustible va siendo quemado por la planta propulsora. Así mismo el empuje varía dependiendo de las condiciones ISA en las que se encuentre la aeronave y la posición de la palanca de gases.

En general se refiere al ratio empuje-peso a nivel del mar con un día ISA estándar y con una configuración de máximo peso de despegue y con la palanca de gases al máximo.

- Carga Alar:

La carga alar es la sustentación de la aeronave dividida por el área de referencia del ala. Normalmente este término se refiere cuando se encuentra en



el peso más dimensionante para el ala es decir en situación de despegue, sin embargo también se puede referir a otras actuaciones en vuelo.

La carga alar afecta a la velocidad de pérdida, al ratio de subida de altitud, a las distancias de despegue y aterrizaje y al desempeño en los giros de la aeronave. Además determina otros parámetros fundamentales de la aeronave como son: el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia.

Por ejemplo, si se reduce la carga alar de una aeronave, el ala es mayor. Mejorando el rendimiento pero conllevado un aumento de peso y de la resistencia del ala. Para asegurar que el ala proporciona suficiente sustentación en todas las circunstancias el diseñador debe seleccionar la carga alar estimada más baja.

A continuación se muestran algunos valores típicos de carga alar de distintos tipos de aeronaves.

Tipo de Aeronave	Carga Alar (W/S, lb/ft <sup>2</sup> )
Aviación General, Monomotor	17
Aviación General, bimotor	26
Turboprop. Doble	40
Jet de entrenamiento	50
Jet de combate	70
Jet de transporte	120

Tabla 3.1 Valores típicos de carga alar.

- *Peso al despegue:*

Es el peso total de la aeronave con el que la aeronave empieza su misión. Se puede subdividir en tres:

Carga de pago.

Peso de combustible.

Peso operativo de la aeronave.

Es el peso de diseño de nuestra aeronave y para ello se suele utilizar el máximo peso al despegue (MTOW). Influye en la carga a soportar por nuestra estructura, el centrado de la aeronave o el alcance del que se dispondrá en la misión.

- Peso de combustible:

El peso de combustible se divide en dos partes, el peso de combustible para el viaje (TF) y el peso de combustible de reserva (RF). De los cuales el combustible de viaje es el que se usa durante la misión normal sin incidencias y el combustible de reserva sería aquel utilizado tras un aterrizaje frustrado en las fases pertinentes hasta el aterrizaje final.

Generalmente responde a una fracción de TF, como un requerimiento para un rango adicional para alcanzar un aeropuerto alternativo y por si se requiere un merodeo adicional alrededor del aeropuerto para quemar combustible u otra acción que sea menester.

Los valores típicos de diseño para el combustible de reserva son o bien 200 millas náuticas o 45 minutos de tiempo de vuelo.

- Carga de pago:

Viene normalmente determinado por la misión que vaya a realizar la aeronave. Generalmente se puede desglosar en los siguientes pesos:

Pasaje y equipaje

Cargo

Cargas militares: Munición, bombas o misiles.

Para pasajeros en una aeronave comercial se hace una estimación para el diseño de 80 kg por pasajero y con 14 kg de equipaje en vuelos de corta a media distancia. Para un vuelo de largo alcance se incrementa hasta los 18 kg de equipaje por pasajero.

Por otro lado el peso de la tripulación depende del número de pasajeros, de la misión y de la aeronave. El número mínimo de tripulación viene especificado por las autoridades certificadoras.

- Peso operativo en vacío:

Más comúnmente denominado como OEW, se trata de la parte más débil del diseño conceptual además adquiere una gran importancia en la determinación del máximo peso al despegue.

En el OEW influye el peso de:

- Estructura
- Planta propulsora
- Tren de aterrizaje
- Equipos embarcados
- Aviónica

En definitiva cualquier peso no considerado parte de la tripulación, carga de pago o combustible.

Normalmente, en una primera aproximación y puesto que la aplicación va dirigida a proporcionar una estimación del coeficiente de sustentación en crucero, se estima a través de datos históricos y tendencias.

#### 4. Relación de parámetros

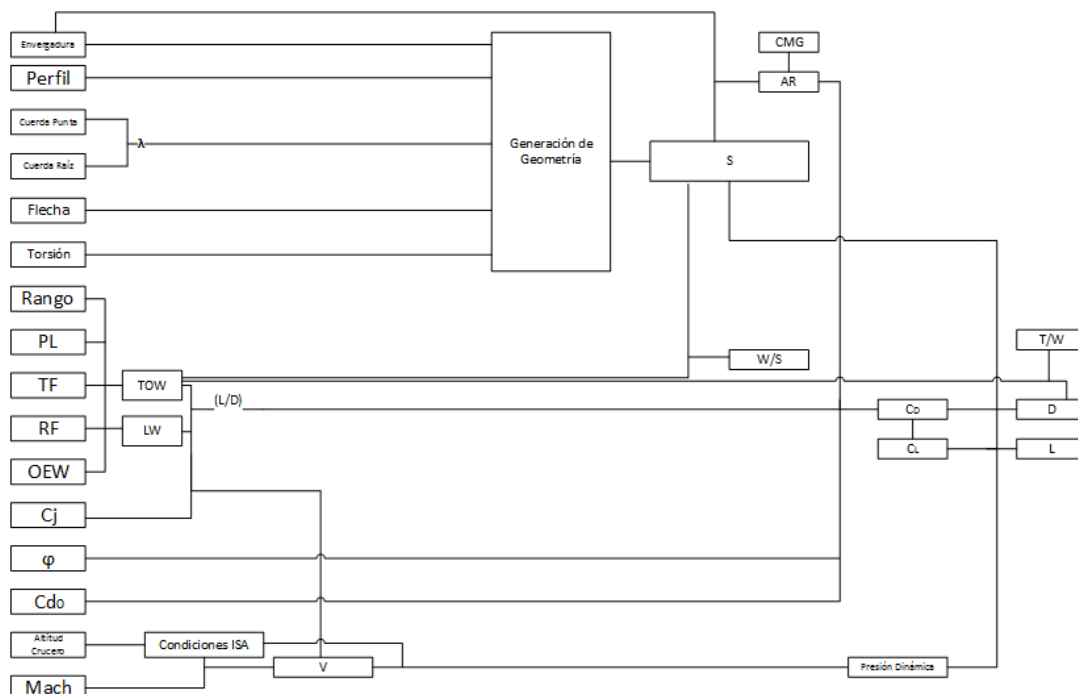


Figura 4.1 Esquema de cómo se relacionan los parámetros en el modelo.

## 5. Modelo

El modelo obtenido se divide en dos partes, por un lado la generación de geometría y superficie del ala y por otro un análisis estructural del ala para el cual se genera un cajón de torsión automático en función de la geometría anteriormente realizada.

Cabe destacar que el cajón de torsión tiene múltiples parámetros modificables a nivel usuario como son el número de costillas, el espesor o el material del que se fabricaría el cajón de torsión. Siempre siendo interesante basarse en datos de aviones semejantes para obtener datos que se ajusten a la realidad.

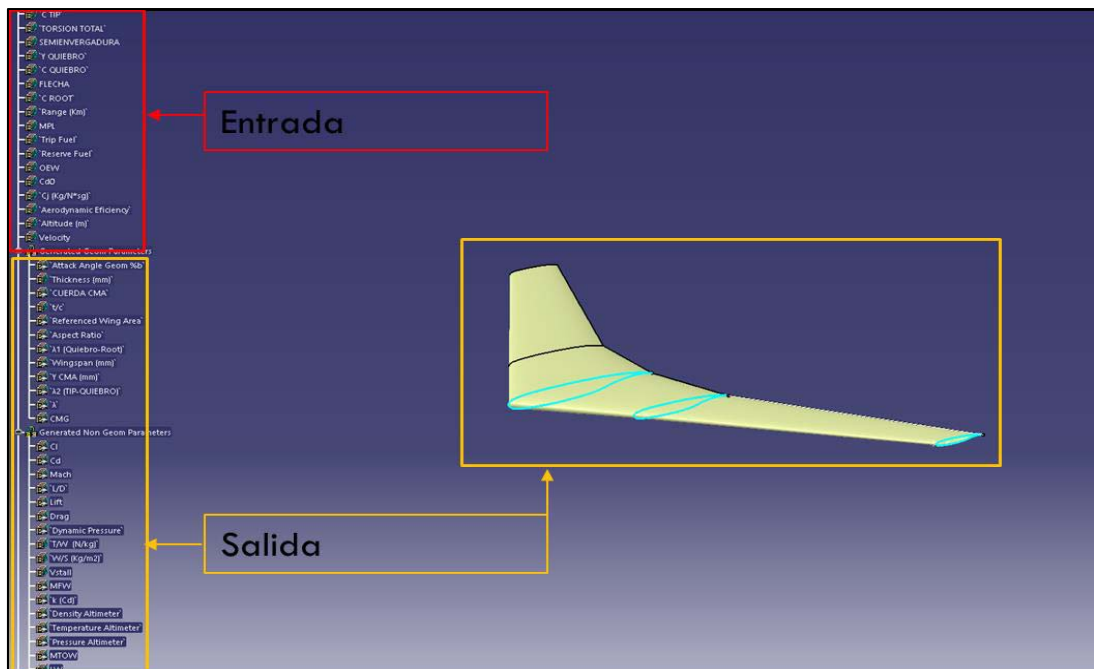


Figura 5.1 Interfaz del modelo en CATIA.



Figura 5.2 Cajón de torsión generado por el modelo para el ala anteriormente generada.

## 6. Conclusiones

Para poder dotar de datos de relevancia en los que apoyar el convencimiento del uso del diseño paramétrico en el sector aeroespacial, así como para continuar con su desarrollo se muestra a continuación algunos datos extraídos del modelo.

	<b>Airbus 320</b>	<b>Modelo</b>
Envergadura	34,09 m	34,09 m
Cuerda en la Raíz	6,10 m	6,10 m
Alargamiento	9,5	9,466
Área	122,40 m <sup>2</sup>	122,77 m <sup>2</sup>

Figura 6.1 Comparativa geométrica entre el modelo y un caso real, el A-320.

Como se puede comprobar el error del modelo es perfectamente asumible en esta etapa del desarrollo de la aeronave, el diseño conceptual. Habiendo permitido un ahorro de tiempo y una gran precisión en los cálculos evitando el error humano.

Con lo cual se presenta como una opción interesante para su incorporación y desarrollo en el diseño conceptual de las aeronaves así como para extenderlo en otras fases del desarrollo donde sea viable.

## 7. Bibliografía

- [1] AIRBUS GROUP: Especificaciones técnicas de las aeronaves A-320, A-340, A-350.  
www.airbus.com
- [2] MARTINEZ, Miguel (2015): *Apuntes Cálculo de Aeronaves, Universidad Alfonso X el Sabio.*
- [3] ATIENZA, Ricardo (2015): *Apéndice A, Apuntes Aeroelasticidad, Universidad Alfonso X el Sabio.*
- [4] TORENBEEK, Egbert (1982): *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, pp. 438.
- [5] RAYMER, Daniel P. (1992): *Aircraft Design- A Conceptual Approach*, AIAA Education Series.
- [6] ROSKAM, Jan (1985): *Airplane Design*, Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- [7] WOODBURY, Robert (2010): *Elements of Parametric Design*, Routledge.