Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de la estimación estructural de aeronaves mediante una interfaz gráfica basada en Matlab: AStr.gui

Autor: Ricardo Sánchez Pastor Tutor: Sergio Esteban Roncero

> Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos Escuela Técnica Superior de Ingeniería Universidad de Sevilla

> > Sevilla, 2015







UNIVERSIDAD DE SEVILLA

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIEROS

Proyecto Final De Carrera

Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de la estimación estructural de aeronaves mediante una interfaz gráfica basada en Matlab: AStr.gui



Autor:Ricardo Sánchez Pastor Tutor:Sergio Esteban Roncero Ingeniería Aeronáutica





Proyecto Fin de Carrera: Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de la estimación estructural de aeronaves mediante una interfaz gráfica basada en Matlab:

AStr.gui

Autor: Ricardo Sánchez Pastor

Tutor: Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

Ricardo Sánchez Pastor





INDICE

<u>1.</u> INTRODUCCIÓN.	8
1.1. OBJETIVOS.1.2. HERRAMIENTAS SIMILARES.	9 10
2. MÉTODOS DE ESTIMACIÓN DE PESOS.	11
2.1. ITERACIÓN INTERNA.	12
2.2. ESTIMACIÓN DE PESOS MEDIANTE FACTORES LINEALES	13
2.3. ESTIMACIÓN DE PESOS MEDIANTE LA MEDIA DE MÉTODOS	16
2.3.1. ESTIMACIÓN DE PESO DE LA ESTRUCTURA	16
2.3.1.1. Método Sadrey	16
2.3.1.1.1. Peso del ala.	17
2.3.1.1.2. Peso del estabilizador horizontal HTP.	19
2.3.1.1.3. Peso del estabilizador vertical VTP.	20
2.3.1.1.4. Peso del fuselaje.	21
2.3.1.1.5. Peso del tren de aterrizaje.	22
2.3.1.1.6. Peso de los motores.	24
2.3.1.2. Método GD	25
2.3.1.2.1. Ala	25
2.3.1.2.2. Estabilizador horizontal	26
2.3.1.2.3. Estabilizador vertical	27
2.3.1.2.4. Fuselaje	28

2.3.1.2.5. Tren de aterrizaje	28
2.3.1.2.6. Motores	29
2.3.1.3. Método Kundu	30
2.3.1.4. Incremento de Peso por refuerzos y disminución por tipo de Material	30
2.3.2. PESO SISTEMAS	32
2.3.2.1. Método Torenbeek + Método GD	32
2.3.2.1.1. Sistema de control de vuelo	32
2.3.2.1.2. Sistema hidráulico y neumático	33
2.3.2.1.3. Instrumentación, Aviónica y electrónica	34
2.3.2.1.4. Sistema eléctrico	35
2.3.2.1.5. Aire acondicionada, Presurización, Sistema anti-hielo	36
2.3.2.1.6. Sistema de Oxigeno	36
2.3.2.1.7. Unidad de Potencia Auxiliar (APU)	37
2.3.2.1.8. Peso de los equipamientos	38
2.3.2.1.9. Compartimento de carga	40
2.3.2.1.10. Elementos Operacionales	40
2.3.2.2. Método Kundu	43
2.3.3. MÁXIMO PESO AL DESPEGUE	44
2.4. CENTRO DE GRAVEDAD	44
3. EL PROGRAMA.	46
3.1. ASTR (ACADEMIC STRUCTURE)	46
3.2. MANUAL ASTR	49
3.2.1. INICIAR EL PROGRAMA	49
3.2.2. FACTORES LINEALES	50



3.2.2.1. Crear/Modificar modelo	51
3.2.2.2. Estimar el peso de un modelo	53
3.2.3. MÉTODO COMPLETO	55
3.2.3.1. Crear/Modificar modelo	56
3.2.3.2. Estimar el peso de un modelo	60
3.2.4. CÁLCULO CG	63
4. VALIDACIÓN DE LOS RESULTADOS	66
4.1. FACTORES LINEALES	67
4.2. MÉTODO COMPLETO	69
4.2.1. COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS DEL CESSNA 172	69
4.2.2. COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS DEL BOEING 747-100	72
4.3. CONCLUSIONES	75
5. VÍAS A MEJORAR	76
6. SOFTWARE UTILIZADO	77
6.1. MATLAB	77
7. BIBLIOGRAFÍA	78
ANEXO I: MANUAL DEL USUARIO	79



1. Introducción.

Una de las características que diferencia la ingeniería aeronáutica de otras ingenierías es la importancia que tiene el peso a la hora de realizar sus diseños. Cualquier objeto, si quiere despegarse del suelo, tiene que ejercer una fuerza igual o superior a su peso. El problema reside en que esta fuerza no es ilimitada y supone un alto coste económico. De ahí, que el peso tenga tanta importancia. Además, cuanto menor sea el envoltorio mayor podrá ser lo envuelto, es decir, cuanto menor sea el peso de la estructura, mayor podrá ser la carga útil, la rentable.

Por ello, uno de los primeros pasos a la hora de diseñar una aeronave consiste en estimar el peso de la misma, permitiendo que las distintas áreas de diseño realicen sus cálculos. Del mismo modo, todos estos cálculos afectarán a la estimación del peso inicial creando un proceso iterativo que se realimenta entre las distintas áreas de diseño.

Con el objetivo de formar a los futuros ingenieros aeronáuticos en el proceso iterativo y retroalimentado que conlleva el diseño de una aeronave existe la asignatura de Cálculo de aviones. Los alumnos que cursen esta asignatura tendrán diseñar una aeronave. Para ello tendrán que formar un equipo y repartirse entre las distintas áreas de diseño (Diseño, Actuaciones, Aerodinámica, Estructuras, Propulsión y Estabilidad). Los alumnos tendrán que aprender a comunicarse, interrelacionarse y retroalimentarse entre ellos, para entre todos, llegar a diseñar una aeronave.

1.1. Objetivos.

El fin de este proyecto es crear una herramienta que ayude a los alumnos que cursen la asignatura de Cálculo de aviones, en especial a aquellos del grupo de estructuras, a realizar sus diseños, quitándoles carga de trabajo a la hora de estimar los pesos, y así se puedan centrar más en el cálculo estructural.

Esta herramienta permitirá hacer una estimación inicial utilizando un método estadístico basado en factores lineales para fases iniciales de diseño o una estimación más completa que utiliza tres métodos distintos para realizar la estimación del peso estructural (Método Sadrey, Método GD y Método Kundu) y dos métodos distintos para estimar el peso de los sistemas (Método GD+ Método TorembeK y el Método Kundu).

Aparte de la estimación de pesos el programa también tiene un módulo para calcular el centro de gravedad, el cual usa los resultados obtenidos en las estimaciones anteriores.

Para conseguir dicho objetivo, se ha realizado un programa en Matlab con el módulo de Guide. En dicho módulo se ha creado una interface gráfica con diferentes ventanas donde se tienen que poner los datos necesarios para poder realizar la estimación de peso. Además, da la opción de elegir el tipo de iteración que se quiere realizar y los modelos de estimación de pesos que se quiere usar.

Este proyecto no quiere convertirse en una caja negra donde el alumno introduce unos datos y le recibe un resultado sin saber que ha pasado en el proceso. Es por esto que el programa obliga al alumno a introducir gran cantidad de variables y constates que tendrá que justificar. Del mismo modo, los resultados que ofrece el programa darán gran cantidad de información que el alumno tendrá que procesar y manipular.



1.2. Herramientas Similares.

En la actualidad, hay otros programas que permiten estimar el peso de una aeronave como por ejemplo AAA o el Ceasiom. Estos programas van más allá de la simple estimación de pesos, siendo una herramienta más completa para el diseño total de la aeronave, estimando la estabilidad o condiciones de vuelo entre otros. Estos programas, al ser más completos, su curva de aprendizaje es mayor, es por esto que se ha decidido hacer un programa más simple y enfocado a la actividad concreta de los grupos de estructuras de la asignatura de Cálculo de Aviones.

2. Métodos de estimación de Pesos.

El peso de una aeronave se puede dividir en diferentes bloques (W estructuras, W sistemas, W tripulación, W carga de pago y W fuel). W tripulación, W carga de pago y W fuel vienen definidos por la misión de la aeronave y W estructuras y W sistemas hay que estimarlos en función de los otros tres.

Dependiendo del estado en el que se encuentre el diseño se utilizara un tipo de estimación u otro. Para las fases iniciales de diseño se utiliza un método simplificado en el que se necesitan muy pocos datos de entrada para realizar la estimación. Este método se basa en la estimación de pesos mediante factores lineales.

Cuando se pasa a una etapa en el diseño donde la geometría del avión está más definida, se utiliza un método más completo. Existen varias metodologías para estimar el peso de una aeronave. Este proyecto utiliza tres de estas metodologías para estimar el peso con el fin de poder realizar la media de estas consiguiendo un resultado más completo, utilizando las virtudes de cada método para corregir los puntos flacos de los otros. Estos métodos son:

- Para estimar el peso de la estructura (Método Sadrey, Método GD y Método Kundu)
- Para la estimación de pesos de los sistemas (Método GD+ Método TorembeK y el Método Kundu).

Cada uno de los métodos se explicará de forma individual y detallada en los próximos apartados.



2.1. Iteración interna.

Todos estos métodos de estimación de Pesos tienen tres datos de entrada comunes, que son el Peso Máximo al despegue (MTOW), la superficie alar (S) y la carga alar. Estos tres datos están fuertemente relacionados entre sí, ya que:

 $Carga Alar = rac{M lpha ximo peso al despegue}{Superficie Alar}$

Estos tres datos son independientes y cada uno viene de un departamento distinto (La Carga alar viene de actuaciones, la Superficie alar viene del departamento de aerodinámica y el Peso Máximo peso al despegue lo calcula el departamento de estructuras). Lo cual hace que no sean coherentes. Es por esto que se hace un proceso iterativo en el que:

- 1 Con la carga alar, MTOW y S incoherentes se obtiene un MTOW¹
- 2 Con ese MTOW¹ y la carga alar se obtiene una nueva S¹
- 3 Con la S¹ y el MTOW¹ (dejando la carga alar constante) se estima un nuevo MTOW².
- 4 Se repite el paso 2 y 3 hasta que MTOW y S converjan.

Como se puede observar este proceso iterativo da un resultado de Carga alar fijo y MTOW y S varían hasta que convergen. Esto es debido a que la Carga alar es un valor más restrictivo que S y que MTOW.

Para la etapa final del diseño donde S tiene que quedar fijo y los resultado de la superficie alar obtenidos por el departamento de aerodinámica y de estructuras son similares se puede hacer la iteración dejando fijo S y haciendo variar la carga alar.



2.2. Estimación de Pesos mediante Factores Lineales

Este método se basa en la estimación del peso mediante la utilización de unos multiplicadores obtenidos de forma estadística.

Esta estimación coge un dato característico de cada elemento del avión y lo multiplica por un factor que depende de la misión para la que esté designada la aeronave.

ELEMENTO	Datos Característico	Factor para cazas	Factor para transporte y bombarderos	Factor para aviación general
Ala	S alar expuesta	44	49	12
Estabilizador Horizontal	S HTP	20	27	10
Estabilizador Vertical	S VTP	26	27	10
Cola en V	S Cola V	26	27	10
Canard	S Canard	20	27	10
Fuselaje	S Mojada fus	23	24	7
Tren de Aterrizaje	MTOW	0.033	0.43	0.057
		Navy:0.045		
Motores	Peso del motor	1.3	1.3	1.4
Sistemas	MTOW	0.17	0.17	0.10

Tabla 1 Factores lineales.

La superficie alar expuesta es la superficie alar eliminado la parte del ala que está escondida dentro del fuselaje

$$S_{exp} = S_{ref} - L_{fus} \times c_{encastre}$$







Reference Wing Area

Exposed Wing Area

Por otro lado, la superficie mojada de un elemento se define como el valor de la superficie del elemento bañado por un fluido. En los primeros pasos, para calcular la superficie mojada del fuselaje se puede aproximar al área total del cilindro definido por la longitud del fuselaje y el diámetro de la sección.

Por lo tanto el peso en vacío (Peso de las estructuras y los sistemas) será:

$$W_{vacio} = S_{exp}M_1 + S_{htp}M_2 + S_{vtp}M_3 + S_{mojada}M_4 + MTOWM_5 + W_{motor}M_6$$
$$+ MTOWM_7$$

Los valores de los Multiplicadores lineales podrían ser modificados si debido al diseño se consideran que no encajan con la aeronave, esta variación de los multiplicadores debe ser justificada.

Una vez calculado el Peso en vacío se continúa calculando el peso Máximo al despegue:

$$MTOW = Wcrew + Wpayload + W_{vacio}(MTOW^*) + \left(\frac{Wf}{Wo}\right)MTOW^*$$

Siendo:

- MTOW=MTOW calculado.
- Wcrew= Peso de la tripulación.
- Wpayload= Peso de la Carga de Pago.
- (Wf/Wo)= Fracción de peso de combustible.
- MTOW*= MTOW supuesto.



La fracción de Wf/Wo se calcula a partir de las fracciones de combustible de los diferentes segmentos de la misión.

$$\frac{Wf}{Wo} = 1,06 * \left(1 - \frac{W1}{W0} \frac{W2}{W1} \frac{W3}{W2} \frac{W4}{W3} \frac{W5}{W4} \dots\right)$$

Donde el término 1,06 hace referencia al combustible de reserva y el no aprovechado al estar en los conductos de combustible.

Como se comentó en el apartado anterior (2.1 Iteración interna) el MTOW dependen del MTOW y de la superficie alar, por lo que se procederá a realizar una iteración interna.

Con el nuevo valor de MOTW y fijando la carga alar obtenemos una nueva superficie alar. Utilizando estos nuevos valores se vuelve calcular el peso de la aeronave. Este proceso se repetirá hasta que S y MTOW converjan.



5

2.3. Estimación de Pesos mediante la media de Métodos

Cuando la aeronave está más definida se puede estimar el peso de forma más precisa usando métodos de estimación más completos y que tienen en cuenta mayor número de parámetros.

Estos métodos se dividen en la estimación de pesos de la estructura y la estimación de pesos de los sistemas.

2.3.1. Estimación de peso de la estructura

Para la estimación de los pesos de la estructura esta herramienta utiliza 3 métodos distintos. Estos métodos son el método Sadrey, el método GD y el método Kundu. Cada uno necesita unos datos de entrada distintos y cada uno de ellos dará un valor, que aunque sea parecido, será diferente, es por esto que esta herramienta estimará el peso de la estructura mediante los 3 métodos y realizará una media. De esta forma el resultado obtenido tendrá menos probabilidad de error.

A continuación explicaremos cada uno de los métodos de forma independiente.

2.3.1.1. Método Sadrey

En este método se hace una estimación de los pesos de las distintas partes de la estructura. Para ello se crean ecuaciones paramétricas empleando datos históricos y en las que se considera los siguientes factores:

- Relaciones directas entre el peso de los objetos y su densidad media.
- Datos reales publicados de varios componentes.
- Factores empíricos derivados por Sadrey.
- Ecuaciones empíricas publicadas.

Este método tiene en cuenta el material del que está fabricado la aeronave a la hora de hacer la estimación. Es por esto que en todas las expresiones de estimación de pesos aparece el término ρ_{mat} El cual vendrá definido por la siguiente tabla:

No	Engineering Materials	Density kg/m^3
1	Aerospace Alumimum	2711
2	Fiberglass/epoxy	1800 - 1850
3	Graphite/epoxy	1520 - 1630
4	Low-density foam	16 - 30
5	High-density foam	50 - 80
6	Steel alloys	7747
7	Titanium alloys	4428
8	Balsa wood	160
9	Plastics (including monokote)	900 - 1400

Tabla 2 Densidad del material

2.3.1.1.1. Peso del ala.

Según el método Sadrey el Peso del ala viene definida por la siguiente expresión

$$W_w = S_w \cdot MAC \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \cdot \rho_{mat} \cdot K_\rho \cdot \left(\frac{AR \ n_{ult}}{\cos \ (\Lambda_{0.25})}\right)^{0.6} \cdot \lambda^{0.04} \cdot g$$

Siendo:

S_w=Superficie del ala.

MAC=Cuerda aerodinámica media del ala.

(t/c)_{max}=Máxima relación entre el espesor y cuerda del ala.

 ρ_{mat} =Densidad del material.

 K_{ρ} =Factor de densidad del ala.

AR=Alargamiento del ala

n_ult=Factor de carga último.

 $\Lambda_{0.25}$ =Flecha del ala.

 λ =Estrechamiento del ala.

g=Constante gravitacional.



El factor de densidad K_{ρ} se toma de la siguiente tabla:

No	Aircraft – wing structural installation condition	Κ _ρ
1	GA, no engine, no fuel tank in the wing	0.0011 - 0.0013
2	GA, no engine on the wing, fuel tank in the wing	0.0014 - 0.0018
3	GA, engine installed on the wing, no fuel tank in the wing	0.0025 - 0.003
4	GA, engine installed on the wing, fuel tank in the wing	0.003 - 0.0035
5	Home – built	0.0012 - 0.002
6	Transport, cargo, airliner (engines attached to the wing)	0.0035 - 0.004
7	Transport, cargo, airliner (engines no attached to the wing)	0.0025 - 0.003
8	Supersonic fighter, few light stores under wing	0.004 - 0.006
9	Supersonic fighter, several heavy stores under the wing	0.009 - 0.0012
10	Remotely controlled model	0.001 - 0.0015

Tabla 3 Factor de densidad para varias aeronaves.

Para el cálculo del factor de carga último se hace uso de la siguiente expresión:

$$n_{ult} = 1.5 \cdot n_{max}$$

Donde el máximo factor de carga se toma de la tabla siguiente, de acuerdo al tipo de aeronave que se está considerando.

No	Aeronave	Máximo factor de carga $(m{n}_{ m max})$
1	GA normal	2.5 - 3.8
2	GA utility	4.4
3	GA acrobatic	6
4	Home-built	2.5 – 5
5	Remote-controlled model	1.5 – 2
6	Transport	3 - 4
7	Supersonic figther	7 – 10

Máximo factor de carga para varias aeronaves.

Este dato también puede aparecer en el RFP.



2.3.1.1.2. Peso del estabilizador horizontal HTP.

Según Sadrey el Peso del HTP se estimaría de la siguiente manera:

$$W_{HTP} = S_{HTP} \cdot MAC_{HTP} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{maxHTP} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho HTP} \cdot \left(\frac{AR_{HTP}}{\cos\left(\Lambda_{0.25_{HTP}}\right)}\right)^{0.6} \cdot \lambda_{HTP}^{0.04} \cdot V_{HTP}^{0.3} \cdot \left(\frac{c_e}{c_T}\right)^{0.4} \cdot g$$

Siendo:

S_HTP = Superficie del estabilizador horizontal.

MAC_HTP = Cuerda aerodinámica media del estabilizador horizontal.

 $(t/c)_{maxHTP}$ =Máxima relación entre el espesor y la cuerda del estabilizador horizontal.

 ρ_{mat} =Densidad del material.

Kρ_{HTP} = Factor de densidad del estabilizador horizontal.

AR_HTP = Alargamiento del estabilizador horizontal

 λ_{HTP} =Estrechamiento del estabilizador horizontal.

 $\Lambda_{0.25 \text{ HTP}}$ =Flecha del estabilizador horizontal.

V_HT =Volumen del estabilizador horizontal.

 $c_{e}/c_{T=}$ Ratio del timón de profundidad y la cola.

g=Constante gravitacional.

El factor de densidad $K_{\rho HTP}$ se toma de la siguiente tabla.



No	Aeronave	K _{ρHT}
1	Ga, home-built-convenctional tail/canard	0.022 – 0.028
2	GA, home-built-T-tail/T-tail	0.03 - 0.037
3	Transport-conventional tail	0.02 - 0.03
4	Transport-T-tail	0.022 - 0.033
5	Remotely controlled model	0.015 - 0.02
6	Supersonic figther	0.06 - 0.08

Tabla 4 Factor de densidad para el estabilizador horizontal.

El volumen del estabilizador horizontal se calcula con:

$$V_{HT} = \frac{l}{c} \frac{S_{HT}}{S_W};$$

Donde $\frac{l}{c}$ representa la distancia entre el centro aerodinámico de la aeronave y el centro de gravedad del estabilizador horizontal adimiensionalizado con la cuerda aerodinámica del ala.

2.3.1.1.3. Peso del estabilizador vertical VTP.

Para estimar el Peso del estabilizador vertical el método de Sadrey utiliza la siguiente fórmula:

$$W_{VTP} = S_{VTP} \cdot MAC_{VTP} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_{maxVTP} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho VTP} \cdot \left(\frac{AR_{VTP}}{\cos\left(\Lambda_{0.25_{VTP}}\right)}\right)^{0.6} \cdot \lambda_{VTP}^{0.04} \cdot V_{VTP}^{0.2} \cdot \left(\frac{c_e}{c_T}\right)^{0.4} \cdot g$$

Siendo:

 S_{VTP} =Superficie del estabilizador vertical.

MAC_{VTP} =Cuerda aerodinámica media del estabilizador vertical.

(t/c)_{maxVTP} =Máxima relación entre espesor y la cuerda del estabilizador vertical.

pmat =Densidad del material.

 $K\rho_{VTP}$ =Factor de densidad del estabilizador vertical.

AR_{VTP} =Alargamiento del estabilizador vertical.

 λ_{VTP} =Estrechamiento del estabilizador vertical.

 $\Lambda_{0.25VTP}$ =Flecha del estabilizador vertical.

V_{VTP} =Volumen del estabilizador vertical.

 c_e/c_T =Ratio del timón de profundidad y la cola.

g =Constante gravitacional.

El factor de densidad $K_{\rho VT}$ se toma de la siguiente tabla:

No	Aeronave	K _{ρVT}
1	Ga, home-built-convenctional tail/canard	0.067 – 0.076
2	GA, home-built-T-tail/T-tail	0.078 - 0.11
3	Transport-conventional tail	0.035 – 0.045
4	Transport-T-tail	0.04 - 0.05
5	Remotely controlled model	0.044 - 0.06
6	Supersonic figther	0.12 - 0.15

Tabla 5 Factor de densidad para el estabilizador vertical.

El volumen del estabilizador vertical se calcula con:

$$V_{VT} = \frac{l_v}{b} \frac{S_{VT}}{S_W};$$

Donde l_v representa la distancia entre el centro aerodinámico de la aeronave y el centro aerodinámico del estabilizador vertical, adimensionalizado con b que representa la altura del estabilizador vertical.

2.3.1.1.4. Peso del fuselaje.

Para estimar el peso del fuselaje el método de Sadrey utiliza la siguiente expresión:

$$W_f = L_f \cdot D_{fmax}^2 \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho f} \cdot n_{ult}^{0,25} \cdot K_{inlet} \cdot g$$



Siendo:

L_f =Longitud del fuselaje.

D_{fmax} =Diámetro máximo del fuselaje.

 ρ_{mat} =Densidad del material.

 $K_{\rho f}\,$ =Factor de densidad del fuselaje.

n_{ult} =Factor de carga último.

K_{inlet} =Factor por entrada de aire.

g =Constante gravitacional.

El factor de densidad $K_{
ho\,f}\,$ y K_{inlet} se toma de las siguientes tablas:

	K inlet
Aeronaves con entrada de aire o los motores en el fuselaje	1,25
Aeronaves con entrada de aire en otro lugar	1

Tabla 6 Factor de peso para el fuselaje.

No	Aeronave	K _{ρf}
1	GA, home-built	0.002 - 0.003
2	Unmanned aerial vehicle	0.0021 - 0.0026
3	Transport, cargo, airliner	0.0025 - 0.0032
4	Remotely controlled model	0.0015 - 0.0025
5	Supersonic figther	0.006 - 0.009

Tabla 7 Factores de densidad para el fuselaje.

2.3.1.1.5. Peso del tren de aterrizaje.

Según el método de Sadrey el Peso del tren de aterrizaje se estima de la siguiente manera:



$$W_{LG} = K_L \cdot K_{ret} \cdot K_{LG} \cdot W_L \cdot \left(\frac{H_{LG}}{b}\right) \cdot n_{ult_{land}} \circ 2$$

Siendo:

K_L=Factor de aterrizaje.

K_{ret} =Factor para tren retráctil/fijo.

 K_{LG} =Factor de peso de la aeronave al aterrizaje.

WL =Peso de la aeronave al aterrizaje.

H_{LG} =Altura del tren de aterrizaje.

b =Envergadura del ala.

n_{ult land} =Factor de carga último en el aterrizaje.

De donde los valores de K_I, K _{ret} y K_{LG} se obtienen de las siguientes tablas:

	K 1
Aviones navales	1,8
Resto de aeronaves	1

Tabla 8 Factores de peso de la aeronave.

	K ret
Tren retráctil	1,07
Tren no retráctil	1

Tabla 9 Factores de peso de la aeronave.

No	Aeronave	K _{LG}
1	GA, home-built	0.048 - 0.62
2	Transport, cargo, airliner	0.28 – 0.35
3	Supersonic figther	0.31 - 0.36
4	Remotely controlled model	0.35 – 0.52

Tabla 10 Factor de densidad de la aeronave.



2.3.1.1.6. Peso de los motores.

El peso de los motores según Sadrey se estima de la siguiente manera:

$$W_{Einst} = N_E \cdot W_E^{0,9}$$

Siendo:

N_E =Número de motores.

W_E= Peso de cada motor.

Al peso de los motores hay que añadirle un conjunto de sistemas que le acompañan, el peso de este grupo de elementos es:

$$W_{FS} = K_{fs} \cdot (\frac{W_{fuel}}{\rho_{fuel}})^{n_{fs}}$$

Siendo:

K_{fs} =Factor del sistema de combustible.

W_{fuel} =Peso del combustible.

 ρ_{fuel} =Densidad del combustible.

n_{fs} =Factor empírico.

De donde K_{fs} y n_{fs} se obtienen de la siguiente tabla:

	Kfs	nfs
Aeronaves de transporte o cazas	1,6	0,727
Aeronaves con 1 motor	2	0,667
Aeronaves con varios motores	4,5	0,6

Tabla 11 Factor de peso de los sistemas de los motores.



2.3.1.2. Método GD

La segunda forma que usa el programa para obtener el peso de la estructura es usando el Método GD el cual usa fórmulas basadas en datos históricos que tienen en cuenta la geometría y las características de la aeronave. Para usar este método hay que introducir los datos de entrada en sistema imperial.Esto es debido al gran número de constantes y factores experimentales obtenidos en el sistema anglosajón.

A continuación definiremos las expresiones que estiman los pesos de cada elemento estructural.

2.3.1.2.1. Ala

El peso del ala se definirá con la siguiente ecuación:

$$W_{w} = (1 + F_{corr}) \frac{0.00428 * S_{w}^{0.48} A R_{w} M_{H}^{0.43} (W_{TO} n_{ult})^{0.84} \lambda_{w}^{0.14}}{\left[100(\frac{t}{c})\right]^{0.76} (\cos \Lambda_{c/2w})^{1.54}}$$

Donde los diferentes parámetros son:

S_w=Superficie alar supuesta (ft^2).

AR_w = Alargamiento.

M_h =Mach de vuelo.

 $\Lambda_{c/2w}$ =flecha a la mitad de la cuerda.

W_{TO} =Máximo peso al despegue supuesto (lb).

(t/c)_r=Espesor máximo.



El factor de corrección está basado en los siguientes factores de corrección, los cuales se suman entre si, si la aeronave cumple con la característica de cada corrección:

$F_{corr_s} = 2\%$	If the airplane has spoilers and speed brakes
$F_{corr_e} = -5\%$	If the airplane has 2 wing-mounted engines
$F_{corr_e} = -10\%$	If the airplane has 4 wing-mounted engines
$F_{corr_g} = -5\%$	If the landing gear is not mounted under the wing
$F_{corr_f} = 2\%$	If the wing has fowler flaps

Tabla 12. Factor de corrección.

2.3.1.2.2. Estabilizador horizontal

Para el cálculo del peso del estabilizador horizontal el método GD utliza la siguiente expresión:

$$W_{htp} = 0,0034 \left\{ (W_{TO} n_{ult})^{0,813} S_h^{0,0033} \left(\frac{b_h}{t_{rh}}\right)^{0,033} \left(\frac{\bar{c}_w}{l_h}\right)^{0,28} \right\}^{0,915}$$

Donde el valor de los parámetros es:

b_h =Envergadura HTP (ft).

L_h =Distancia del centro aerodinámico HTP al centro de gravedad (ft).

T_{rh} =Máximo espesor en el encastre.

C_w =Cuerda media del ala.

η _{ult}= Factor de carga último.



2.3.1.2.3. Estabilizador vertical

El peso del estabilizador vertical se estimará con la ecuación que se presenta a continuación:

$$W_{\nu} = 0.19 * \left[X + \left(1 + \frac{Z_h}{b_{\nu}} \right)^{0.5} (W_{TO} n_{ult})^{0.363} S_{\nu}^{1.089} M_H^{0.601} l_{\nu}^{-0.726} \right]^{1.014}$$

Donde X es un parametro que se obtiene de la siguiente expresión:

$$X = \left(1 + \frac{S_r}{S_v}\right)^{0,217} A R_v^{0,337} (1 + \lambda_v)^{0,363} \left(\cos\Lambda_{c/4v}\right)^{-0,484}$$

Siendo:

Zh= distancia del VTP respecto del HTP (ft).

Sv=Superficie del VTP (ft^2).

ARv = Alargamiento de VTP.

bv =Envergadura del VTP (ft).

 $\Lambda c/4v =$ Flecha a un cuarto de la cuerda del VTP.

Λv= estrechamiento del VTP.

Sr/Sv= relación entre la superficie del ruder y la superficie del VTP.

Lv= Distancia del centro aerodinámico VTP al centro de gravedad.

Mh= Mach de vuelo.

Zh es la distancia de la cuerda del estabilizador verticar respecto del estabilizador horizontal que en el caso de ser menor que el diámetro del fuselaje dividido dos, se coge:

$$Z_h = \frac{D_f}{2}$$



2.3.1.2.4. Fuselaje

Para estimar el peso del fuselaje utilizando la ecuación del metodo GD se usará la siguiente expresión:

$$W_f = 10,43 \left(\frac{\bar{q}_d}{100}\right)^{0,283} \left(\frac{W_{TO}}{1000}\right)^{0,95} \left(\frac{L_f}{h_{fmax}}\right)^{0,71}$$

Donde el valor de los parámetros de la ecuación se muestrán en la tabla que aparece acontinuación.

Lf= Longitud del Fuselaje.

Hfmax=Altura máxima del fuselaje.

D= Diámetro del fuselaje.

Qd=Presión dinámica.

Wto= Máximo peso al despegue.

2.3.1.2.5. Tren de aterrizaje

Para obtener el peso del tren de aterrizaje utilizaremos la ecuación que aparece a continuación.

$$W_g = 62,21 \left(\frac{W_{TO}}{1000}\right)^{0.84}$$



2.3.1.2.6. Motores

El peso de las góndolas se obtiene de la siguiente ecuación.

$$W_n = k_n (N_{engi})^{ne \ toremb} (SHP_{TO})^{n \ p \ toremb}$$

Donde:

SHP _{TO}= Potencia necesaria al despegue.

Y Kn toremb, ne toremb y np toremb se definen en la siguiente tabla:

tipo de motor	Kn toremb	ne toremb	np toremb
mono motor	2,5	0	0,5
multi motor:			
Horizontal Opuestos motores de pistón	0,32	0	1
Radial motores de pistón	0,045	-0,25	1,25
• Turboprop	0,14	0	1

Tabla 13 Kn toremb, ne toremb y np toremb

Para obtener el peso total de los motores habria que sumar el peso de las gondolas al peso de los motores.



2.3.1.3. Método Kundu

Este método permite calcular el peso de los diferentes elementos del avión en vacío a partir del porcentaje del peso total al despegue que representa cada uno de dichos elementos. De esta forma nos aseguramos que cada una de las partes de la aeronave corresponde un porcentaje similar al de aeronaves parecidas.

Para estimar el peso de este método hay que multiplicar el porcentaje de peso de cada elemento con el MTOW estimado. Para que funcione bien este método hay que iterar varias veces.

		RJ/Midsized aircraft 2 engines		Large aircraft turbofan	
Group		Turboprop	Turbofan	2-engine	4-engine
Fuselage	$Ffu = M_{FU}/MTOM$	9to 11	10 to 12	10 to 12	9 to 11
Wing	$Fw = M_W/MTOM$	7to9	9 to 11	12 to 14	11 to 12
H-tail	$Fht = M_{HT}/MTOM$	1.2 to 1.5	1.8 to 2.2	1to1.2	1 to 1.2
V-tail	$Fvt = M_{VT}/MTOM$	0.6to0.8	0.8 to 1.2	0.6 to 0.8	0.7 to 0.9
Nacelle	$Fn = M_N / MTOM$	2.5 to 3.5	1.5 to 2	0.7 to 0.9	0.8 to 0.9
Pylon	$Fpy = M_{PY}/MTOM$	0to0.5	0.5 to 0.7	0.3 to 0.4	0.4 to 0.5
Undercarriage	$Fuc = M_U o/MTOM$	4to 5	3.4 to 4.5	4to6	4 to 5
-				-	
Thrust rev.	$Ft = M_{TR}/MTOM$	0	0.4to0.6	0.7 to 0.9	0.8 to 1
Engine con.	$Fec = M_{EC}/MTOM$	1.5 to 2	0.8 to 1	0.2 to 0.3	0.2 to 0.3
Fuel system	$Ffs = M_{FS}/MTOM$	0.8 to 1	0.7 to 0.9	0.5 to 0.8	0.6 to 0.8
Oil system	$Fos = M_{OS}/MTOM$	0.2 to 0.3	0.2 to 0.3	0.3 to 0.4	0.3 to 0.4

El porcentaje de pesos de los elementos se obtiene de la siguiente tabla:

Donde undercarriage ser refiere al tren de aterrizaje.

2.3.1.4. Incremento de Peso por refuerzos y disminución por tipo de Material

Al ser estos tres métodos estadísticos no tienen en cuenta posibles incrementos de peso debido a los refuerzos instalados con el fin de soportar las cargas específicas para cumplir la misión que va a realizar la aeronave. Es por esto que a cada que elemento estructural se le afecta con un incremento de peso en las zonas que se consideran que hay que reforzar. Para incrementar el peso de un elemento estructural utilizamos la siguiente expresión:

We lement or eforzado = We lemento * (Kref * A% + (1 - A%))

Donde:

W elemento = Es el peso del elemento obtenido mediante la media de los 3 métodos.

Kref= Factor que multiplica el peso en el área afectada (valor común 1.2).

A%=Porcentaje del área afectada por los refuerzos.

Siendo el peso del refuerzo igual a:

Wrefuerzo = Welemento reforzado - Welemento

Al igual que pasa con los refuerzos, el material seleccionado para cada elemento de la estructura afecta en el peso y método GD y el kundu no lo tienen en cuenta. Es por eso que al peso obtenido mediante estos dos sistemas se le multiplica por un factor.

El valor de este factor lo debe de elegir el estudiante basándose en cuanto considere que debe pesar más o menos ese elemento respecto a la media debido al material seleccionado.

Welemento_{corregido} = *Welemento* * *Factor material*



2.3.2. Peso sistemas

SID

Para estimar el peso de los sistemas esta herramienta utiliza 2 métodos distintos. Estos métodos son el método Torenbeek + el método GD y el método Kundu. Cada uno necesita unos datos de entrada distintos y cada uno de ellos dará un valor, aunque sea diferente, parecido.

A continuación explicaremos cada uno del os métodos de forma independiente.

2.3.2.1. Método Torenbeek + Método GD

Ni el método Sadrey, ni el método GD hacen un estudio completo del peso de los sistemas de una aeronave, es por esto que utilizamos los dos para hacer un método completo.

Para usar este método las unidades de los datos de entrada deben estar en el Sistema Imperial.

2.3.2.1.1. Sistema de control de vuelo

El peso del sistema de control de vuelo solo lo estima el método GD. Según este método el peso de este sistema es:

$$W_{fcs\,GD} = 15.96 * \left(\frac{MTOW * q_d}{100000}\right)^{0.815} + W_{cgCtrl}$$

Dónde:

MTOW= peso máximo al despegue.

qd= presión dinámica de picado que se obtiene de la siguiente expresión:

$$q_d = \frac{1}{2}\rho_{sl}(1.689\,Vdeas)^2$$

Dónde: ρ_{sl} = densidad del aire a nivel del mar (lb/ft^3).



Vdeas= velocidad de picado de diseño equivalente

WcgCtrl: sistema de control del centro de gravedad. Se obtiene de la siguiente expresión:

$$W_{cgCtrl} = K_{cgCtrl} \left(0.02 \frac{W_{Fmax w}}{\rho_F} \right)^{0.442}$$

Dónde: KcgCtr_I = factor de peso del sistema de control del centro de gravedad.

Wf maxw = peso máximo de combustible que cabe en el deposito (lb).

 ρ F = densidad del combustible (lb/gal).

2.3.2.1.2. Sistema hidráulico y neumático

El Peso del sistema hidráulico y neumático se estima con un factor estadístico que depende del tipo del avión y se aplica al máximo peso de despegue. Este factor se obtiene de la siguiente tabla:



tipo de avión	Wpaint/MTOW	
Business	0.0070-0.0150	
Regional turboprops	0.0060-0.0120	
Commercial transport	0.0060-0.0120	
Militares (Transportes y bombarderos)	0.0060-0.0120	
Fighters	0.0050-0.0180	

Tabla 14 Wpaint/MTOW.

Por lo tanto el peso del sistema hidráulico y neumático será:

 $W_{hid} = W paint / MTOW * MTOW$

2.3.2.1.3. Instrumentación, Aviónica y electrónica

El peso de la instrumentación, aviónica y electrónica está definido tanto por el método GD como por el método Torenbeek, por lo que se obtiene por los dos métodos y se hace la media.

Según el método GD la instrumentación, aviónica y electrónica del avión se estima de la siguiente manera:

$$\begin{split} W_{iaeGD} &= \left(N_{capitan+}N_{copilot} + N_{fl\,eng}\right) \left(15 + \frac{0.032MTOW}{1000}\right) + Neng\left(5 + \frac{0.006MTOW}{1000}\right) \\ &+ \frac{0.15MTOW}{1000} + 0.12MTOW \end{split}$$

Según el método Torenbeek el peso de la instrumentación, aviónica y electrónica se estima con la siguiente expresión.

Ricardo Sánchez Pastor


$$W_{iaeToremb} = 120 + 20Neng + 0.006MTOW$$

Donde:

Ncapitán = número de capitanes que tiene el avión.

Ncopilot = número de copilotos que posee la aeronave.

Nfleng = número de pilotos en vuelo que tiene la aeronave.

Neng =número de motores que tiene la aeronave.

2.3.2.1.4. Sistema eléctrico

El peso del sistema eléctrico solo lo estima el método GD, el cual usa la siguiente expresión para definirlo:

$$W_{els} = 1163 \left(\frac{W_{fs} + W_{iae}}{1000}\right)^{0.506}$$

Donde:

Wiae = peso de Instrumentación, Aviónica y electrónica.

Wfs = peso del sistema de combustible obtenido mediante la siguiente expresión:

$$W_{fs} = K_{fs} \left(\frac{W_{fuel}}{\rho_f}\right)^{nfs}$$

Donde:

W fuel es el peso de combustible (en lb).

Kfs = 1.6.

nfs = 0.727.

ρf = densidad del combustible (lb/gal).



2.3.2.1.5. Aire acondicionada, Presurización, Sistema anti-hielo

El método GD es el único método que propone una expresión para estimar el peso del sistema de aire acondicionado, presurización y anti-hielo:

$$W_{apiGD} = K_{api} \left(\frac{V_{press}}{100}\right)^{0.242}$$

Donde:

V press = volumen presurizado dentro de la aeronave (ft^3).

Tipo de avión	Карі
Para aviones subsónicos con anti- hielo	887
Para aviones subsónicos sin anti-hielo	610
Para aviones supersónicos sin anti- hielo	748

K api = factor obtenido de la siguiente tabla:

Tabla 15 K api .

2.3.2.1.6. Sistema de Oxigeno

El sistema de Oxigeno está definido tanto por el método GD como por el método Torenbeek. El método GD utiliza la siguiente expresión para estimarlo:

$$W_{ox\,GD} = 7 \big(N_{crew} + N_{pax} \big)^{0.702}$$



Donde:

Ncrew = número de la tripulación.

Npax = número de pasajeros.

Por otro lado el Torenbeek propone la siguiente expresión:

$$W_{oxTorenb} = W_{ox\,fixed} + K_{ox} (N_{crew} + N_{pax})$$

Donde Wox fixed y Kox se obtienen de la siguiente tabla:

tipo de avion	Wox fixed	Кох
vuelo por debajo de los 25000ft	20	0,5
vuelo por encima de los 25000ft	30	1,2
	40	2,4

Tabla 16 Wox fixed y Kox.

2.3.2.1.7. Unidad de Potencia Auxiliar (APU)

El peso del APU se obtiene de la siguiente expresión:

$$W_{apu} = W_{paint} / MTOW * MTOW$$

Donde Wpaint/MTOW se obtiene de la siguiente tabla:



tipo de avión	Wpaint/MTOW
Business	0.0070-0.0150
Regional turboprops	0.0060-0.0120
Commercial transport	0.0060-0.0120
Militares (Transportes y bombarderos)	0.0060-0.0120
Fighters	0.0050-0.0180

Tabla 17 Wpaint/MTOW.

2.3.2.1.8. Peso de los equipamientos

Por equipamiento se entiende los asientos, los sistemas anti-sonido, los baños, los sistemas de salida de emergencia, los sistemas anti-fuego, etc.

El peso de estos equipamientos está definido tanto en el método GD como en el método torenbeek.

Según el método GD este peso se estima según la siguiente expresión:

$$W_{furGD} = 40 (N_{cap+}N_{copi} + N_{Fleng}) + 15N_{crew} + 32N_{pax} + K_{lavatory} (N_{pax})^{1.33} + K_{buffet} (N_{pax})^{1.12} + 109 \left\{ N_{pax} \frac{(1+P_c)}{100} \right\} + 0.771 \left(\frac{MTOW}{1000} \right)$$

Donde:

Ncap = número de capitanes que hay en la aeronave.

Ncopi = número de copilotos que hay en la aeronave.

NFleng = número de ingenieros en vuelo que hay en la aeronave.

Ncrew = número de la tripulación que hay en la aeronave.

Npax = número de pasajeros que hay en la aeronave.

Pc = presión última de diseño de la cabina (lb/ft^2).

K lavatory y K buffet se definen en las siguientes tablas:

Rango de la aeronave	K lavatory
business airplanes	3.9
short range airplanes	0.31
long range airplanes	1.11

Tabla 18 K lavatory.

Rango de la aeronave	K buffet
short range airplanes	0.31
long range airplanes	1.11

Tabla 19 K buffet.

Según el método Torenbeek el peso de los equipamientos se estima con la siguiente expresión:

$$W_{furTorenb} = 0.211 (W_E W_{crew} W_{pl} W_{tfo})^{0.91}$$

Donde:

We = peso en vacío de la aeronave (lb).

W crew = el peso de la tripulación (lb).

W pI = peso de la carga de pago (lb).



W tfo = peso del combustible y aceite atrapado (lb).

Para tener una estimación completa de peso de los equipamientos se realiza la media entre los dos métodos.

2.3.2.1.9. Compartimento de carga

Para estimar el peso del compartimento de carga el método Torenbeek propone la siguiente expresión.

$$W_{bcTor} = 3S_{ff}$$

Donde Sff es la superficie del suelo del compartimento de carga (ft^2).

2.3.2.1.10. Elementos Operacionales

Entre los elementos operacionales se tiene en cuenta la comida, el agua potable, la vajilla, los reabastecimientos de los lavabos, etc.

Estos elementos se dividen en cuatro bloques (Suministros de cabina, provisiones de la tripulación, equipamiento de seguridad y elementos de lavabos).

• Los suministros de cabina se estiman con la siguiente formula:

$$W_{cabinSupply} = K_{cabinSupply} N_{pax}$$

Donde:

N pax = el número de pasajeros .

K cabinSupply = factor obtenido dela siguiente tabla:



Rango de la aeronave	Kcabinesu
Rango menor a 500 nm	5
Rango entre 1000 y 2500 nm	14
Rango superior a 3000 nm	19

Tabla 20 K cabinSupply.

• El peso de las provisiones de la tripulación se obtienen de la siguiente expresión:

$$W_{crewProv} = 150N_{crew} + 55(N_{cap} + N_{copi+}N_{Fleng})$$

Donde:

Ncap = número de capitanes que hay en la aeronave.

Ncopi = número de copilotos que hay en la aeronave.

NFleng =número de ingenieros en vuelo que hay en la aeronave.

Ncrew = número de la tripulación que hay en la aeronave.

• El peso de los sistemas de seguridad se estima con la siguiente expresión:

 $W_{safetyEquip} = K_{safetyEquip}N_{pax}$

Donde:

Npax = número de pasajeros.

K safetyEquip= factor obtenido de la siguiente tabla:



Rango de la aeronave	K saffety eq
rango menor a 2500 nm	2.0
rango superior a 3000nm	7.5

Tabla 21 K safetyEquip.

• El peso de los elementos del lavabo se obtiene de la siguiente formula:

 $W_{Toiletitem} = K_{Toiletitem} N_{pax}$

Donde:

Npax = número de pasajeros.

K Toiletitem =factor obtenido de la siguiente tabla:

Rango de la aeronave	Ktoiletitem
Rango menor a 2000 nm	5
Rango entre 2000 y 2500 nm	3
Rango superior a 3000 mn	6.5

Tabla 22 K Toiletitem.

Por lo tanto el peso de los elementos operacionales será:

 $W_{OptItem} = W_{CabinSup} + W_{crewProv+}W_{SafetyEquip} + W_{toilet}$



2.3.2.2. Método Kundu

Al igual que en las estructuras el método kundu aplicad a los sistemas permite calcular el peso de los sistemas a partir del porcentaje sobre el peso total al despegue que representa cada uno de dichos elementos. De esta forma nos aseguramos que cada una de las partes de la aeronave corresponde un porcentaje similar al de aeronaves parecidas.

Para estimar el peso de este método hay que multiplicar el porcentaje de peso de cada elemento con el MTOW estimado. Para que funcione bien este método hay que iterar varias veces.

		RJ/Midsized aircraft 2 engines		Large aircraft turbofan	
Group		Turboprop	Turbofan	2-engine	4-engine
Flight con. sys.	$F_{fc} = M_{FC}/MTOM$	1 to 1.2	1.4to2	1to2	1to2
Hydr./pneu. sys.	Fhp = M _{HP} /MTOM	0.4 to 0.6	0.6 to 0.8	0.6 to 1	0.5 to 1
Instrument	Fins = MINS/MTOM	1.5 to 2	1.4 to 1.8	0.3 to 0.4	0.3 to 0.4
Electrical	$Felc = M_{ELEO}/MTOM$	2to4	2 to 3	0.8 to 1.2	0.7 to 1
ECS *	$Fecs = M_{ECS}/MTOM$	1.2 to 2.4	1 to 2	0.6 to 0.8	0.5 to 0.8
Oxygen	$Fox = M_{OX}MTOM$	0.3 to 0.5	0.3 to 0.5	0.2 to 0.3	0.2 to 0.3
APU		0to0.1	0 to 0.1	0.1	0.1
Furnishing	$Ffur = M_{FUR}/MTOM$	4to6	бto8	4.5 to 5.5	4.5 to 5.5
Miscellaneous *	Fmsc = M _{MSC} /MTOM	0to0.1	0 to 0.1	0to0.5	0 to 0.5
Contingency *	$F \infty n = M_{CON}/MTOM$	0.5 to 1	0.5to1	0.5 to 1	0.5 to 1

El porcentaje de pesos de los elementos se obtiene de la siguiente tabla:

Tabla 23 Porcentaje de pesos de los distintos sistemas.

*ECS (environmental control system):	api (Aire acondicionada, Presurización, Sistema anti-hielo).
*Miscellaneous:	bc (Compartimento de carga).
*Contingency:	Opitem (Elementos Operacionales).



2.3.3. Máximo peso al despegue

Una vez que se tiene estimado el peso de la estructura y el peso del diseño se pueden obtener el peso en vacío de la aeronave.

Wo = Westructura + Wsistemas

Donde el peso de la estructura ya tiene en cuenta el material y los refuerzos.

Con el peso en vacío se procede a calcular el peso máximo al despegue:

$$MTOW = Wo + Wuel + Wcrew + Wpayload$$

Obtenido este peso, pasamos a calcular la superficie alar a través de la carga alar. Con la nueva superficie alar y el nuevo peso máximo al despegue volvemos hacer una iteración hasta que el máximo peso al despegue y la superficie alar converjan.

Una vez que esté el diseño totalmente fijo se procederá hacer la última iteración con la superficie alar fija obteniendo una carga alar y el peso máximo al despegue definitivo.

2.4. Centro de gravedad

Una vez estimado el Máximo peso al despegue y el peso de cada elemento se procede a calcular el centro de gravedad. Para ello de supone el centro de gravedad de cada elemento de la aeronave.

En primer lugar se calcula el centro de gravedad de la estructura y el de los sistemas:

$$X_{cg \ estructura} = \frac{W_{ala} X_{cg \ ala} + W_{fus} X_{cg \ fus} + \cdots}{W_{estructura}}$$

$$X_{cg \ sistemas} = \frac{W_{ox}X_{cg \ ox} + W_{fcs} \ X_{cg \ fcs} + \cdots}{W_{sistemas}}$$

Ricardo Sánchez Pastor



$$X_{cg \ vacio} = \frac{W_{estructura} \ X_{cg \ estructura} + W_{sistemas} \ X_{cg \ sistemas}}{W_{vacio}}$$

Otro dato útil es obtener el centro de gravedad de la aeronave sin combustible:

$$X_{cg\ zero\ fuel} = \frac{W_{vacio}X_{cg\ vacio} + W_{crew}\ X_{cg\ crew} + W_{payload}\ X_{cg\ payload}}{W_{zero\ fuel}}$$

Por ultimo para calcular el centro de gravedad de la aeronave completa:

$$X_{cg} = \frac{W_{Zero\ fuel} X_{cg\ Zero\ guel} + W_{fuel} X_{cg\ fuel}}{MTOW}$$

Si se quiere saber el centro de gravedad de la aeronave en distintas etapas del vuelo basta con cambiar el peso de Wfuel por el W fuel que tendría en la aeronave en esa etapa del vuelo.



3. El programa.

Una vez estudiados los métodos de estimación de peso, se ha procedido a implementarlos en Matlab. Además se ha creado una interfaz gráfica para facilitar la introducción de los inputs necesarios y visualizar los resultados de forma cómoda. El fin de esta interfaz es, a parte de facilitar su uso, permitir elegir la configuración de la aeronave y conseguir que sirva para cualquier tipo de modelo. De esta forma los alumnos de cálculo de aeronaves que formen parte del grupo de estructuras podrán estimar de forma rápida y sencilla el peso de su aeronave sea cual sea su geometría.

Este programa tiene otros programas hermanos dedicados a facilitar el trabajo de otros grupos de alumnos de la asignatura de Cálculo de aviones. Como puede ser AS.gui cuya finalidad es ayudar al departamento de estabilidad a obtener los coeficientes de estabilidad.

3.1. AStr (Academic Structure)

El nombre del programa es AStr (Academic Structure) el cual define su finalidad, es decir, ser una herramienta en el ámbito académico para estimar las estructuras de una aeronave. Al estar destinada al ámbito académico su código estará abierto con el objetivo de que se pueda mejorar, modificar o incluso utilizar su código para la mejora de otros programas.



Ilustración 1 Icono del programa AStr.

Uno de los retos de este programa es evitar convertirse en una caja negra en donde suceden procesos que el alumno desconoce. Es por esto que este programa obliga al estudiante a elegir todo tipo de parámetros y suponer variables de forma justificada y del mismo modo tendrá que procesar e interpretar los resultados.

AStr está formado por tres módulos, el primer módulo para hacer una estimación inicial del peso de la aeronave, un segundo módulo para hacer una estimación más precisa y el último módulo para estimar el centro de gravedad de la aeronave sea cual sea el estado del proceso de diseño.

A continuación se mostrará un esquema que explica cómo está formado el programa. En él se puede ver que al iniciar el programa, este da la opción de elegir a que módulo se quiere acceder. Una vez se haya entrado en un área se seguirán los pasos correspondientes a ese módulo.





Ilustración 2 Esquema del programa AStr.



3.2. Manual AStr

En este apartado se explicará superficialmente el funcionamiento del programa y los pasos a seguir para obtener una estimación del peso de una aeronave. Para una explicación más precisa ver el ANEXO 1. *Manual del usuario de AStr.*

3.2.1. Iniciar el programa

Al abrir el programa aparece una ventana con tres botones. Cada botón corresponde a uno de los módulos.



Ilustración 3 Ventana de inicio.

El primer Botón corresponde al método de los Factores lineales. Esta opción permite obtener una estimación de peso inicial ya que necesita muy pocos datos de entrada. De el mismo modo el resultado obteniendo es menos preciso, por lo que cuando esté más definida la geometría de la aeronave tendremos que utilizar el siguiente módulo.

El segundo botón corresponde al módulo de obtención de pesos mediante la utilización de diferentes métodos. Esta área necesita muchos datos de entrada lo que hace que el resultado sea más preciso.

El último botón corresponde a la opción del cálculo del centro de gravedad. Este módulo utiliza los resultados obtenidos en los apartados anteriores para estimar el centro de gravedad de la aeronave.

3.2.2. Factores lineales



Al entrar en esta opción del programa nos aparecerá la siguiente ventana:

Ilustración 4 Menú del módulo Factores lineales.



En ella aparece un cuadro con los modelos creados anteriormente y 3 botones que permiten realizar diferentes acciones:

Cargar modelo: Prepara los datos del modelo seleccionado para realizar la iteración

Modificar modelo: Al pulsar este botón se abre una ventana con los datos del modelo seleccionado.

Eliminar modelo: Elimina el modelo seleccionado.

3.2.2.1. Crear/Modificar modelo

Para crear o modificar un modelo seleccionamos un modelo y pulsamos el botón "modificar modelo". A continuación aparece la siguiente ventana.

DatosFL Superficies Aer S Sw 1 Cr Ar Shtp Svtp Pesos MTOW 3 Wcrew 4 Wpayload 6	Modificando m rodinamicas 64.19 m^2 186.22 m^2 3.33 m 11 17.01 m^2 11.17 m^2 30000 Kg 20.01 Kg 629.8 Kg	■ ■ S nodelo SurfproFL Fuselaje 32.8 m Diametro 2.69 m Factores lineales Ala 49 Htp 27 Vtp 27 Fuselaje 24 Vtp 27 Fuselaje 24 Vtp 27 Subscience 0.043 Motores 1.3 Miscelaneo 0.17
Wengines W/S 4 WfW0 0	1521 Kg 58.84 Kg/m ² 0.209	Ayuda Guardar Nuevo Sobrescribir Cancelar

Ilustración 5 Ventana modificar modelo Factores lineales.



En esta ventana aparecen los datos necesarios para hacer la estimación del peso mediante el método de los factores lineales.

Hay una zona donde se puede elegir el tipo de superficies aerodinámicas.

- Tipo de cola
 ♥ Vtp ♥ Cola en V
✓ Htp
Canard

Ilustración 6 Selección superficies aerodinámicas Factores lineales.

Y un menú desplegable donde se ponen los factores lineales estándar según la misión de la aeronave.

Definido 🔽
Definido
Cazas
Cazas navy
Transporte y bombarderos
aviación general

Ilustración 7 Lista de los Factores lineales pre definidos.

En caso de tener duda sobre el significado de alguno de los parámetros se puede pulsar el botón ayuda, el cual abrirá un PDF explicando cada uno de los intputs.

Una vez modificados todos los parámetros deseados podemos sobrescribir el modelo existente o crear uno nuevo.

Si pulsamos el botón de sobrescribir el modelo que habíamos seleccionado se modificará con los nuevos valores introducidos

En el caso de pulsar "Guardar Nuevo" nos aparecerá una venta donde pondremos el nombre que queramos poner al nuevo modelo



📣 Nombra	arModeloFL	
	Nombra el nuevo modelo	
	nuevo modelo	
	Guardar	



Una vez puesto el nombre se hace click en "guardar" y volveremos automáticamente a la pantalla de factores lineales donde aparecerá el modelo que se acaba de crear.

3.2.2.2. Estimar el peso de un modelo

Para estimar el peso de una aeronave mediante el método de los Factores lineales primero tenemos que cargar un modelo con el fin de preparar los datos para realizar la iteración. Para ello se selecciona un modelo y se hace click en el botón "Cargar Modelo" tras cargar el modelo, aparecerá un botón en la parte inferior de la pantalla llamado "calcular peso" y encima de este botón aparece un rotulo donde se muestra el modelo cargado.

Modelo cargado	B747
	Calcular Peso

Ilustración 9 botón calcular peso según los Factores lineales.

Haciendo click en este nuevo botón el programa hace la iteración y abre una ventana que muestra los pesos.



📣 Res	ultados	FL			
	RE	ESULT	AD	os	
		Surfp	oroFL		
E	lemento	s			
A	Ja	2692.15	kg	16.6751	%
н	tp	459.27	kg	2.84472	%
V	′tp	301.59	kg	1.86805	%
F	uselaje	4469.28	kg	27.6827	%
Т	ren	1260.74	kg	7.80904	%
M	lotor	1977.3	kg	12.2474	%
N	lisce	4984.34	kg	30.873	%
	esos gl	obales	l.e.		
We	e 	16144.7	кg	55.0581	%
Pa	yload	6629.8	кg	22.6096	%
VV0	crew fuel	420.01	kg	1.43236	%
	luci	0120.5	кд	20.9	%
R	esultad	o Final——			
N	/lasa T	otal		29323	Kg
S	Superfi	cie	63	8.8995 1	m^2
	Salir			Gua	ardar

Ilustración 10 Ventana de resultados obtenidos por Factores lineales.

Como podemos ver también muestra la superficie alar final obtenida mediante la iteración.

Podemos guardar estos resultados para utilizarlos posteriormente en el módulo de cálculo de CG



3.2.3. Método Completo

Al entrar en esta opción nos saldrá la siguiente ventana:

Media_metodos	
Metodo Completo	
Panel	
surfpro nohtp 2 sistemas nhtpreaccion canar V B747 Cessna 172	
Modelo seleccionado selecione modelo	

Ilustración 11 menú del Método completo.

En ella aparece un cuadro con los modelos creados anteriormente y 3 botones que permiten realizar diferentes acciones:

Cargar modelo: Prepara los datos del modelo seleccionado para realizar la iteración

Modificar modelo: Al pulsar este botón se abre una ventana con los datos del modelo seleccionado.



Eliminar modelo: Elimina el modelo seleccionado.

3.2.3.1. Crear/Modificar modelo

Para crear o modificar un modelo seleccionamos un modelo y pulsamos el botón "modificar modelo". A continuación aparece la siguiente ventana.

Modificar_modelo_menu	
MODIFICAR MODELO	
Modificando Modelo : surfpro	
Datos Generales	
Superficies Aerodinámicas	
Fuselaje y tren de aterrizaje	
Motores	
Sistemas	
Materiales y Refuerzos	
Guardar Nuevo Sobres	cribir
Cancelar	

Ilustración 12 Menú modificar modelo Método Completo.

Esta ventana es el menú para modificar un modelo ya existente, en ella aparecen 6 botones que nos llevaran a cada una de las áreas que definen la aeronave



En el apartado de datos generales se definen los pesos, los datos de la misión que cumple la aeronave, los factores Kundu y la definición de superficies aerodinámicas.

DATO	GENERALES	
Pesos Xg MTOW 27615 Kg Wfuel 5177.92 Kg Wcrew 420.01 Kg Wpayload 6692.87 Kg W/S 448.67 Kg/m Wreserva/Wf 0.06 - Aceptar Restaurar	Datos misión n último land 3 n max 3.5 n ultimo 7.5 M h 0.64 v maxc 237 m/s rhosl 0.49 Kg/m/	A3 Wengcon/MTOW 0.5 Weisist/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Wengcon/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5 Weiss/MTOW 0.5

Ilustración 13 Ventana de inputs de los datos generales.

En el área de superficies aerodinámicas se especificaran los datos y las características de las superficies aerodinámicas.

- Superficies Ae	rodinamicas	P Canad	Colo on M					
		r O canaro	Cola en v					
- Ala Sw	62.2243	m^2	HTPSh	17.01	m^2	Sv	13	m^2
t/c	0.12	-	t/c htp	0.12	-	t/c vtn	0.12	-
AR	11	-	AR htp	6	-	AR vtp	4	-
Ct/Cr	0.45	-	Ct/Cr htp	0.8	-	Ct/Cr vtp	0.8	-
Xw	14.34	m	Ce/Ct htp	0.25	-	Cr/Cv	0.3	-
Flecha 0,25	-0.0347	rad	Xh	30.5	m	Xv	29	m
Densidad ala	1575	kg/m^3	Zh	1	m	Zv	1	m
K rho ala	0.0038	-	Flecha 0,25 h	0.1745	rad	Flecha 0,25 v	0.6632	rad
F corrección	-0.01	-	Densidad htp	1575	kg/m^3	Densidad vtp	1825	kg/m^3
			K rho htp	0.025	-	K rho vtp	0.045	
						Aceptar		Cancelar
						Restaurar		Ayuda

Ilustración 14 Ventana de inputs de los datos de las superficies aerodinámicas.



En el apartado de fuselaje y tren se introducirán los datos del fuselaje y el tren de aterrizaje.

📣 Datosfuselajeytren			
F	⁻ uselaje y Tren o	de aterrizaje)
		Tren de aterrizaje	•
Longitud fus	31 ^m	Altura Lg	1.36 m
Diametro fus	2.78 ^m	кі	1 -
Densidad	1575 Kg/m^3	Kret	1.07 -
K inlet	0.0028 - 1 -	KLg	0.315 -
Aceptar	Restaurar	Cancelar	Ayuda

Ilustración 15 Ventana de inputs de los datos del fuselaje y del tren de aterrizaje.

En el área de motores se definen los datos de los motores. En este apartado hay un menú desplegable que permite elegir si el motor es a turboprop o turbojet.

A Datosmotores			
	МО	TORES	
Tipo de mo	tor		
Propulsión(he	eli 💌		
- Propulsión			
	916	Kg	Aceptar
n motores	2	-	
Ke	3	-	
Kfs	1.6] -	Restaurar
nfs	0.7272] -	
rho_fuel	804	kg/m^3	
SHp	5.39	MW	Cancelar
Kntoremb	0.14	-	
ne toremb	0	-	
np toremb	1	-	Ayuda

Ilustración 16 Ventana de inputs de los datos de los Motores.



En el área de sistema se selecciona los sistemas que lleva el avión y se introducen los datos necesarios para su estimación.

📣 Datossistemas						
		SIS	TEMAS			
 Fly control sist sist. hidraulico Insturmentación sist. eléctrico Aire, pres, anti-ice 	 Ø Oxigeno Apu Furnishing Bagage cargo Operational iter 	n	Datos Sistemas Kcgctrl Wfmax Wpaint/MTOW n° Piloto n° Copiloto n° Lopenieros	1 6150 0.008 1 1	- Kg - -	Aceptar
Factores Kundu Wfc/MTOW Whid/MTOW Winst/MTOW Wapi/MTOW Wox/MTOW Wfur/MTOW	1.1 % 0.5 % 2.65 % 2 % 1.8 % 0.4 % 0.05 % 6 %	7	Kapi Vpress n° Tripulación n° Pasajeros Woxfixed Kox Klavatory Kbuffet P cabina S suelo Kcabinesu	887 107.344 4 76 13.608 1.2 0.31 1.02 0.07584 42.588 2	- m^3 - - - - - - - - - - - - - - - - - - -	Restablecer
Wop/MTOW	0.75 %		K safety eq Ktoilet	14 1.5	-	Cancelar

Ilustración 17 Ventana de inputs de los datos de los sistemas.

La última sección es la de materiales y refuerzos la cual se puede desactivar si todavía no se tiene claro el porcentaje de refuerzos aplicados o el porcentaje de reducción de peso debido a los materiales.

Activar reducción	material		Activar incremento	por refuerzos		
— Reducción por ma	terial		incremento por refu	erzos		
%	de reduco	ción	factor	de incremento	% reforzado	
Ala	7		Ala	1.2	25	%
Htp	7	%	Htp	1.2	15	%
Vtp	7	%	Vtp	1.2	15	%
Fuselaje	7	%	Fuselaje	1.2	20	%
Tren de aterrizaje	0	%	Tren de aterrizaje	1.2	25	%
	-		Motores	12	20	%

Ilustración 18 Ventana de inputs de los datos de los materiales y refuerzos.



Cada una de estas ventanas tienen 4 botones:

- Aceptar: Guarda los datos modificados en un archivo temporal.
- Restaurar: Vuelve a cargar los valores que había al abrir la ventana
- Cancelar: cierra la ventana sin tener en cuenta los datos introducidos(al igual que pulsar la X)
- Ayuda: abre un PDF que explica cada uno de los inputs por separado

Una vez modificados los datos deseados se puede sobrescribir el modelo seleccionado (que está especificado en la parte superior de la ventana) pulsando el botón "sobrescribir" o crear un modelo nuevo haciendo click en "Guardad Nuevo" apareciendo una ventana en la que se nombrará el modelo.

GuardarnuevoMM	
GUARDA	R NUEVO
Guardar nuevo	Cancelar
	Current
Guardar nuevo	Cancelar

Ilustración 19 Ventana de guardar nuevo modelos en Método Completo.

Al pulsar Guardar nuevo apareceremos en la ventana inicial del método completo.

3.2.3.2. Estimar el peso de un modelo

Para estimar el peso de una aeronave mediante el método completo primero hay que cargar el modelo deseado con el fin de preparar los datos para realizar la iteración. Para ello se selecciona un modelo y se hace click en el botón "Cargar Modelo" tras cargar el modelo, aparecerá un botón en la parte inferior de la pantalla llamado "calcular peso" y encima de este botón aparecerá un rotulo donde se mostrar el modelo cargado.



Seleccion_metodo							
¿Qué metodos quieres usar?							
Tipo de iteración							
W/S constante	S constante						
Estructura	Sistemas						
Método Sadrey	(GD+Torembek)/2						
Método GD	Método Kundu						
Método Kundu							
Aceptar	Cancelar						

Haciendo click en este nuevo botón aparecerá una ventana con las opciones de iteración:

En esta ventana se elegirá que métodos usar en la iteración y que valor dejar fijo (Carga alar o la superficie alar)

Una vez hecha la selección se hace click en aceptar y aparecerá la ventana de resultados

Ilustración 20 Opciones de iteración del Método completo-





Ilustración 21 Ventana de resultados del método completo.

En esta venta aparece el peso de los distintos bloques de la aeronave, se muestra en 3 bloques: Estructura, sistemas y peso total.

Cada uno de los bloques tiene un menú desplegable que permite ver el peso obtenido por cada método o las fracciones de peso de cada componente.

Además de los resultados, en esta ventana, hay un recuadro que permite hacer una iteración rápida entre la carga alar, la superficie y el máximo peso al despegue. Este valor no altera los resultados de los otros recuadros. Es una herramienta para interactuar de forma rápida y cómoda con las áreas de aerodinámica y de actuaciones.

Esta ventana tiene su botón de ayuda que explica cada uno de los resultados. También tiene un botón para guardar los resultados obtenidos y usarlos en el módulo de cálculo del centro de gravedad.



3.2.4. Cálculo CG

Este apartado calcula el centro de gravedad de una aeronave cuyo peso ha sido estimado mediante uno de los módulos anteriores

Al entrar en este módulo tendremos que cargar un resultado. Para ello, se hace click en "Cargar Pesos". Se abrirá un explorador y ahí se selecciona selecciona los pesos que se quereran cargar (los pesos obtenidos por el programa están en la carpeta "Resultados FL" si se han obtenido mediante Factores lineales o en la carpeta "Resultados MM" si se han obtenidos mediante el método completo).

Dependiendo de que modulo se haya usado para obtener esos pesos se cargará en la ventana un cuadro o dos cuadros, siendo el segundo recuadro la zona destinada a introducir las posiciones de los centros de gravedad de los sistemas.

🛃 centro gravedad												
Cargar Pesos	Cargar Resultados CG	Resultado cargado: surproFL.mat Longitud del fuselaje: 32.8	Calcular Guardar m		Cargar Pes	os	Cargar Resultados CG	Resultado carga Longitud del fuse	ado: B747. elaje: 68	mat Calc	ular Guardar	
					Elementos de	a aeronave		- Sistemas			Resultados CG	
Elementos de la aero	nave		Resultados CG			Peso (Kg)	Posición CG(m)		Peso(kg)	Posición CG (m)	CG estructura	a –
Peso	Kg) Posición CG(m)		CG estructura		Ala	50725.3		Fly control s.	34434.6			m
Ala 2692.	15			m	HTP	3963.86		Sist hidraulico	5839.69			%
HTP 459.2	7		CG vacio	%	VTP	6457.68		Instrumentación	2975.99		CG vacio	m
VTP 301.5	9			m	Fuselaje	36790		Electricidad	3041.47			%
Fuselaje 4469.	28			%	Tren aterrizaje	10332.5		Арі	2119.89		CG zero fuel	
Neteras 1977	3		CG zero fuel	_	Motores	32952.2		Oxigeno	860.356			m
motores 1377.				m %				Ари	2102.29			%
Crew 420.0	1		CG		Crew	720		Furnishing	20436.3		CG	~
Pavload 6629				m	Payload	74405.2		Baggage cargo	12764.5			
Fuel 6128				%	Fuel	150000		Opitem	7254.08			Kg
Miscelaneos 4984.	34			Kg								
											Ayud	ia

Ilustración 22 Ventana centro de gravedad Factores Lineales.

Ilustración 23 Ventana de centro de gravedad método completo.

Se rellena el centro de gravedad de cada componente y una vez completado se pulsa el botón de calcular y aparecerán en el recuadro de la derecha los centros de gravedad.



Cabe destaca que el peso de combustible y el peso de la carga de pago son datos editables. Esto es debido a que puede ser interesante calcular el centro de gravedad de la aeronave en otras condiciones que no sean las condiciones de diseño.

		I ongitud del fuselaie:				
			32.8	m		
aeronave-				ſ	- Resultados CG	
eso (Kg)	Posición CG(m)				CG estructura	1
2692.15	17.73				17.2498	m
159.27	30.12				52.5909	%
301.59	0.8				CG vacio	
469 28	48.4				16.9874	m
000.74	10.4				51.7909	%
260.74	17.73				CG zero fuel	
1977.3	17.73				16.833	m
					51.3201	%
20.01	17.73				CG	
629.8	16.4				16.0569	m
	10.4				48.954	%
128.5	13.12				29323	Kg
	aeronave eso (Kg) 1692.15 159.27 101.59 1469.28 260.74 977.3 120.01 629.8 128.5	aeronave Posición CG(m) eso (Kg) Posición CG(m) 1692.15 17.73 159.27 30.12 101.59 0.8 1469.28 16.4 260.74 17.73 977.3 17.73 20.01 17.73 629.8 16.4 128.5 13.12	Beronave Posición CG(m) 1692.15 17.73 159.27 30.12 101.59 0.8 1469.28 16.4 280.74 17.73 977.3 17.73 20.01 17.73 629.8 16.4 128.5 13.12	aeronave eso (Kg) Posición CG(m) 1692.15 17.73 159.27 30.12 101.59 0.8 1469.28 16.4 280.74 17.73 977.3 17.73 20.01 17.73 629.8 16.4 128.5 13.12	aeronave eso (Kg) Posición CG(m) 1692.15 17.73 159.27 30.12 101.59 0.8 1469.28 16.4 280.74 17.73 977.3 17.73 20.01 17.73 629.8 16.4 128.5 13.12	aeronave Resultados CG eso (Kg) Posición CG(m) 1692.15 17.73 17.2498 52.5009 101.59 0.8 1469.28 16.4 280.74 17.73 17.73 CG zero fuel 977.3 17.73 16.833 51.3201 20.01 17.73 16.4 16.0569 18.5 13.12

Ilustración 24 Calculo Centro de gravedad.

Una vez se haya obtenido el centro de gravedad se puede guardar esa configuración pulsando el botón guardar. Aparecerá una ventana en la que nombraremos el nuevo resultado del centro de gravedad.



Ilustración 25 Guardad configuración centro de gravedad.



Para abrir un resultado ya guardado anteriormente se tiene que hacer click en el botón "Cargar Resultados CG". Al seleccionar un resultado anterior aparecerán los pesos y las posiciones de los centros de gravedad de cada elemento al igual que los resultados de los centros de gravedad calculados.



4. Validación de los resultados

Para poder comprobar la fiabilidad de los resultados obtenidos por el programa AStr se va a comparar los datos de salida con los datos reales de aviones existentes. Para ello se han elegido dos aeronaves diferentes con misiones opuestas. El Cessna 172 aeronave de corto alcance y dos pasajeros y el Boeing 747-100 una aeronave con un rango muy elevado y gran capacidad de pasajeros

Para obtener los pesos reales de estas aeronaves se ha usado el Tema V del libro "airplanes design" de Dr jan Roskam en el cual aparecen los pesos de diferentes aeronaves divididos por secciones.

Para ver la precisión de los resultados obtenidos vamos a analizar los resultados método por método para poner en evidencia cuales son más precisos.

4.1. Factores lineales

Para ver la precisión del método de los factores lineales se van a mostrar una serie de tablas que comparan el peso real de la aeronave con el obtenido por el programa AStr.

En esta primera tabla se comparan los pesos del Cessna 172 con los obtenidos por el método de los Factores lineales

	Peso Real Cena 172 Kg	Resultado Factores Lineales Kg	% de error
Ala	102,7	168,7	64,2
Cola (HTP+VTP)	25,9	30,4	17,3
Fuselaje	160,5	88,8	-44,7
tren	50,5	66,1	31,0
motor	169,1	163,0	-3,6
Peso estructura	520,9	517,0	-0,8
Equipo	72,3	116,0	60,4
Fuel total	121,4	114,5	-5,7
Payload	319,1	319,0	0,0
Total	1033,6	1164,5	12,7

Tabla 24 Comparación Pesos Cessna 172 con los factores lineales.

En la siguiente tabla podemos ver la comparación de los resultados proporcionados por el método de Factores lineales del programa AStr con los pesos del Boeing 747-100.

	Peso Real Boeing 747 Kg	Resultado Factores Lineales Kg	% de error
Ala	39273,6	3528,8	-91,0
Cola (HTP+VTP)	5386,4	2136,8	-60,3
fuselaja	32656,8	9608,9	-70,6
tren	14285,0	14691,9	2,8
motor	24421,4	23256,8	-4,8
Peso estructura	120582,7	53223,2	-55,9
Equipo	28664,5	25775,3	-10,1
Fuel total	132579,5	132579,0	0,0
Payload	45454,5	45454,0	0,0
Total	327281,4	257751,0	-21,2

Tabla 25 Comparación Pesos del Boeing 747-100con los factores lineales.

Se puede observar que este método tiene un error de entre el +/- 10 y el 20 %. Esto no es un resultado muy preciso, pero hay que tener en cuenta que su uso es para hacer un estudio inicial para el cual este error es aceptable.



4.2. Método Completo

En el método completo se busca un resultado bastante preciso y se espera tener un error del orden del 5 %. No se busca el error cero porque en el proceso de diseño habría una tercera etapa en la que se busca una precisión todavía mayor. A continuación analizaremos en detalle los resultados obtenidos con las dos aeronaves.

	Cessna 172 Kg	media de métodos Kg	% de error
Ala	102,7	71,1	-30,7%
Cola (HTP+VTP)	25,9	20,6	-20,6%
fuselaje	160,5	115,4	-28,1%
tren	50,5	55,4	9,8%
motor	169,1	188,8	11,7%
Peso estructura	520,9	451,4	-13,3%
Sistemas	72,3	109,3	51,2%
Fuel total	121,4	120,2	-0,9%
Carga de Pago	319,1	319,0	0,0%
Total	1 033,6	1 079,9	4,5%

4.2.1. Comparación de los resultados del Cessna 172

Tabla 26 Comparación Pesos Cessna 172 con la media de todos los métodos.

En la tabla que se acaba de presentar se puede observar la diferencia de los pesos del Cessna 172 con aquellos obtenidos por el programa AStr utilizando todos los métodos que tiene disponibles.

Se puede ver que el error del MTOW es solo de un 4,5%, una desviación más que aceptable, solo hay una diferencia de 43 kg. Sin embargo, si se entra en detalle vemos que el error del peso de la estructura tiene un error de un -13% y el de los sistemas de un 51,2% estos errores son relativamente importantes pero a pesar de todo se compensan haciendo que el resultado final esté dentro de lo esperado.

La precisión de cada método se representa en la siguiente tabla, donde se muestra el peso total obtenido únicamente por el método en cuestión (para la estimación de los sistemas se utilizan ambos métodos) con el peso total real de la aeronave.

	Peso	% de error
	kg	
Real	1 033,6	-
Sadrey	1 267,5	22,6%
método GD	866,3	-16,2%
Método Kundu	1 114,7	7,84%

Tabla 27 Comparación de los resultados del peso del Cessna 172 obtenido por cada uno de los métodos estructurales por separado con el peso real.

Viendo los resultados mostrados en esta tabla se puede decir que ninguno de los métodos da una resultado especialmente bueno. El método Sadrey y el método Kundu dan un peso bastante por encima del peso real, En especial el método Sadrey, y el método GD da un


peso bastante por debajo al peso real. Pero al hacer la media de los tres sí que se obtiene un resultado aceptable.

Para comprobar la precisión de los métodos de estimación de peso de los sistemas obtenemos la siguiente tabla, en la se compara el peso total de la aeronave obtenido por el programa AStr usando únicamente el método en cuestión (Para el peso de la estructura se usan los tres métodos disponibles) con el preso real de la aeronave.

	Peso kg	% de error
Total	1 033,64	-
método GD + Torembek	1 123,05	8,7%
método Kundu	1 035,96	0,2%

Tabla 28 Comparación de los resultados del peso del Cessna 172 obtenido por cada uno de los métodos de sistemas por separado con el peso real.

Lo más destacable de esta tabla es que de haber usado únicamente el método Kundu obtenemos un error de 0.2% lo que equivale a una desviación de 2 kg. Sin embargo método GD + TorembeK tiene un error mayor. Simplemente con este resultado no se puede llegar a la conclusión de que solo hay que usar el método Kundu ya que habría que hacer varias comparaciones con diferentes aviones reales para asegurar que usando simplemente el método Kundu se obtienen resultados más precisos.



4.2.2. Comparación de los resultados del Boeing 747-100

En la tabla que se presenta a continuación se puede comparar los pesos del Boeing 747-100 con aquellos obtenidos por el programa AStr utilizando todos los métodos que tiene disponibles:

	Peso real Boeing 747 Kg	media de métodos Kg	% de error
Ala	39 273,6	38 565,0	-1,8%
Cola (HTP+VTP)	5 386,4	7 940,9	47,4%
Fuselaje	32 656,8	22 010,4	-32,6%
Tren	14 285,0	7 619,8	-46,7%
Motor	24 421,4	23 014,4	-5,8%
Peso estructura	120 582,7	99 150,5	-17,8%
Sistemas	28 664,5	52 868,0	84,4%
Fuel total	132 579,5	140 534,0	6,0%
Carga de Pago	45 454,5	45 454,0	0,0%
Total	327 281,4	338 727,0	3,5%

Tabla 29 Comparación Pesos Boeing 747 con el obtenido con la media de todos los métodos.



El Resultado obtenido por el programa AStr solo tiene un error de 3,5 % una desviación más que aceptable. Sin embargo, si se entra en detalle vemos que el error de la estructura tiene un -17,8% y el de los sistemas de un 84,4% estos errores son relativamente importantes pero a pesar de todo se compensan, haciendo que el resultado final este dentro de lo esperado.

La precisión de cada método se representa la siguiente tabla, en la que se compara el peso total obtenido únicamente por el método en cuestión (para la estimación de los sistemas se utilizan ambos métodos) con el peso total real de la aeronave.

	kg	% de error
Real	327 281	-
Sadrey	320 527	-2,06%
método GD	340 501	4,04%
Método Kundu	359 907	9,97%

Tabla 30 Comparación de los resultados del peso del Boeing 747 obtenido por cada uno de los métodos estructurales por separado con el peso real.

En esta tabla se ve que el método Sadrey y el método GD obtienen resultados relativamente aceptables del peso de la aeronave. Sin embargo el método Kundu tiene un error del 10%.

Para comprobar la precisión de los métodos de estimación de peso de los sistemas obtenemos la siguiente tabla, en la se compara el peso total de la aeronave obtenido por el programa AStr usando únicamente el método en cuestión (Para el peso de la estructura se usan los tres métodos disponibles) con el preso real de la aeronave.



	kg	% de error
Total	327 281	-
método GD+Torembek	358 847	9,6%
método Kundu	317 312	-3,0%

Tabla 31 Comparación de los resultados del peso del Boeing obtenido por cada uno de los métodos de sistemas por separado con el peso real.

En esta tabla vemos que el error obtenido es bastante mayor en el método GD+Torembek que el método Kundu, aun así al hacer la media de los dos métodos se obtiene un error que entra dentro de los valores esperado.



4.3. Conclusiones

A pesar de tener una pequeña muestra de la presión que posee el programa AStr podemos decir que sus resultados están dentro de lo esperado de acuerdo a la función para la que está destinado, hacer una primera o segunda estimación del peso de una aeronaves en sus primeras etapas de diseño.

Se ha comprobado que existe una evolución a mejor de la precisión obtenida al pasar del método de factores lineales al método completo. Lo cual justifica el incremento de variables de entrada para poder realizar la estimación.

Cabe destacar que la precisión que posee el programa a la hora evaluar el peso de los distintos elementos por separado es cuestionable, aun así, parece ser que estas desviaciones se compensan unas con otras para obtener un resultado final aceptable.

5. Vías a mejorar

Con el fin de conseguir un programa más completo en este apartado se proponen varias vías de desarrollo para que el programa AStr llegue a ser una herramienta todavía más completa

En primer lugar se podría hacer una base de datos con diferentes aeronaves de distintos tipos para que el alumno tenga ejemplos en los que apoyarse a la hora de estimar el peso de la aeronave. Cuanto mayor sea el número de aeronaves disponibles en la base de datos mayor será el soporte que esta base ofrecerá al alumno.

En relación con la base de datos también se podría hacer una comparativa a gran escala entre los datos obtenidos por el programa AStr y los pesos reales de las aeronaves de la base de datos. Esto permitirá saber que métodos son más indicados para cada tipo de aeronave. De mismo modo ofrece una información útil para conocer el margen de error que posee el programa.

Otra línea de desarrollo interesante es la creación de un nuevo módulo en el que se pueda comparar los pesos de distintas aeronaves obtenidas mediante el programa. Esto tiene mayor interés si hubiese una base de datos con los aviones tipo, de esta forma veríamos cuanto de lejos estamos de las aeronaves de referencia.

Por último se propone crear un módulo que permita la obtención de la envolvente de vuelo. Esto permitirá obtener información relevante para la estimación de los incrementos de peso por refuerzos.

Aparte de estas vías, hay permitir una vía de comunicación con el alumno para que haya retroalimentación y se pueda mejorar en aquellos aspecto que el programador de esta herramienta no haya pensado y que con el uso hayan salido a la luz.



6. Software utilizado

En este apartado vamos a explicar el software utilizado para la creación de esta herramienta.

6.1. Matlab

Matlab es un software desarrollado por MathWorks y fue creado en 1 984 por el



matemático Cleve Moler. El término Matlab viene de la abreviación de MATrix LABoratory, "laboratorio de matrices"

Esta herramienta es un software matemático con su propio lenguaje de programación "M". Entre sus usos más usuales están la manipulación de matrices, la generación de entornos gráficos con

el módulo "Gui" y simulación de sistemas mediante el modulo "Simulink"

Para hacer AStr se ha utilizado la versión de Matlab R2013 pero puede ser ejecutado desde un Matlab R2010 o superior.

Para desarrollar la interface de AStr se ha usado el módulo Gui el cual permite el uso de una gran cantidad de herramientas que sirven como intermediario para comunicarse con el usuario del programa.

La gran ventaja de Gui respecto a otros programadores de entornos gráficos es la facilidad del lenguaje y el uso de lenguaje "M" el cual es un lenguaje sencillo y con el que los estudiantes del grado de ingeniería aeroespacial, futuros usuarios de esta herramienta, están acostumbrados a utilizar.



7. Bibliografía

- Dr jan Roskam. Airplanes design.
- Sergio Esteban. Apuntes de la asignatura Cálculo de aviones.
- <u>Especificaciones oficiales de Boeing para la familia B-747</u>, The Boeing Company.
- <u>Airliners.net Cessna 172 Skyhawk</u>
- Web oficial de Cessna Aircraft



ANEXO I: MANUAL DEL USUARIO

ANEXO I ASTR: MANUAL DEL USUARIO



UNIVERSIDAD DE SEVILLA

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERO

Ricardo Sánchez Pastor Ingeniería Aeronáutica 25/05/2015



Contenido

1.	INT	RODU	JCCIÓN	ŀ
	1.1.	Arqu	uitectura del programa4	ŀ
2.	INI	CIA EL	PROGRAMA	,
	2.1.	Mer	nú Inicial5	,
3.	FAC	CTORE	S LINEALES	;
	3.1.	Crea	ar/Modificar modelo	;
	3.2.	Estir	nar el peso de un modelo9)
4.	ME	TODO	COMPLETO	•
	4.1.	Crea	ar/Modificar modelo	
	4.1	.1.	Datos Generales	;
	4.1	.2.	Modificar Superficies Aerodinámicas14	ŀ
	4.1	.3.	Fuselaje y Tren de aterrizaje18	;
	4.1	.4.	Motores)
	4.1	.5.	Sistemas	•
	4.1	.6.	Materiales y Refuerzos	,
	4.1	.7.	Guardar modelo 25	,
	4.2.	Estir	nar el peso de un modelo26	;
5.	CEN	NTRO	DE GRAVEDAD	;
6.	PRE	GUN	TAS FRECUENTES)
	6.1.	¿ASt	tr sirve para cualquier versión de MATLAB?)
	6.2.	El pe	eligro de Guardar dos modelos con el mismo nombre)
	6.3.	¿Se	puede pegar en mi ordenador un modelo creado en otro ordenador?)
	6.4.	¿Qu	é pasa si se borran todos los modelos?)
	6.5. (Ejem furnis	Poiغ plo, n hing c	r qué Hay variables que mi modelo no usa y aun así tengo que ponerlas? o tiene Furnishing y sin embargo tengo que poner los datos asociados al o densidad del material utilizado sin usar el método Sadrey)	_
	6.6.	Que	es el API	•
	6.7. ¿Por d	En e qué po	l método Completo, ¿Las reducciones de pesos se aplican a todos los métodos? onemos material seleccionado, si luego se le aplica una reducción?	-
	6.8. la sup	Poiغ erficie	r qué La superficie del Canard no cambia con la iteración si está relacionada con e del ala?	-
	6.9.	¿Dó	nde se pone el centro de gravedad de los motores?	

6.10.	A que corresponden los distintos centros de gravedad en el cálculo de centro de
gravedad?	9
6.11. de cálculo de	Porque puedo modificar el peso del combustible y el de la carga de pago para el l centro de gravedad?

1. INTRODUCCIÓN

En este anexo se pretende dar las pautas necesarias para poder utilizar el programa AStr, facilitar su uso y resolver dudas.

Este manual se va a dividir en cuatro partes. Las tres primeras partes explicaran cada uno de los módulos de los que está compuesto el programa ASTR (Factores lineales, Método Completo, Centro de Gravedad). Y la última parte recogerá las dudas que han tenido los primeros usuarios de programa, al igual que otras preguntan que podrían surgir, y se resolverán para evitar que vuelvan a surgir.

1.1. Arquitectura del programa

AStr está formado por tres módulos, el primer módulo sirve para hacer una estimación inicial del peso de la aeronave, un segundo módulo se utilizará para hacer una estimación más precisa y el último módulo para estimar el centro de gravedad de la aeronave sea cual sea el estado del proceso de diseño.

En el siguiente esquema se muestra cómo está formado el programa. En él se puede ver que al iniciar el programa, este da la opción de elegir a que módulo se quiere acceder. Una vez se haya entrado en un área se seguirán los pasos correspondientes a ese módulo.



Ilustración 1 Esquema del programa AStr.



2. INICIA EL PROGRAMA

En Matlab abrir la carpeta Guide y escribir el comando AStr. Aparecerá el menú principal del programa.

2.1. Menú Inicial



Ilustración 2 Menú Inicial

En él menú inicial se puede elegir el modulo en el que se quieren entrar. Para ello vasta pulsar en el botón correspondiente al módulo deseado.

El primer botón "Factores Lineales" accede al módulo de estimación de pesos mediante los factores Lineales, usado para obtener una estimación de peso inicial.

El segundo botón "Método Completo" acede al módulo de estimación de pesos mediante el uso de diversos métodos que el usuario podrá seleccionar a la hora de lanzar la estimación como se explicara en el apartado correspondiente

El tercer botón "Cálculo CG" se pulsara para entrar en el menú donde se obtendrán los centros de gravedad de los pesos de los modelos obtenidos mediante cualquiera de los dos módulos anteriormente explicados.



3. FACTORES LINEALES

Kactores_linea	
	FACTORES LINEALES
	Panel
	SurfproFL sinvca B747 Modificar Modelo Eliminar Modelo
	Modelo cargado selecione modelo

Al entrar en esta opción del programa nos aparecerá la siguiente ventana:

Ilustración 3 Menú del módulo Factores lineales.

En ella aparece un cuadro con los modelos creados anteriormente y 3 botones que permiten realizar diferentes acciones:

Cargar modelo: Prepara los datos del modelo seleccionado para realizar la iteración

Modificar modelo: Al pulsar este botón se abre una ventana con los datos del modelo seleccionado.

Eliminar modelo: Elimina el modelo seleccionado.

3.1. Crear/Modificar modelo

Para crear o modificar un modelo seleccionamos un modelo y pulsamos el botón "modificar modelo". A continuación aparece la siguiente ventana.



DatosFL Superficies S Sw Cr Ar Shtp Svtp Pesos MTOW Wcrew Wpayload	Modifi Aerodinamica 64.19 186.22 3.33 11 17.01 11.17 30000 420.01 420.01	icando m as m^2 m^2 m^2 m^2 m^2 m^2 Kg Kg	Image: SurferoFL Fuselaje Longitud 32.8 Diametro 2.69 Max 49 Pefinido Image: Surferof Color Ala 49 Htp 27 Vtp 27 Fuselaje 24 Vtp 27 Fuselaje 24 Wotores 1.3 Miscelaneo 0.17
Wrgines	1521	кд	Ayuda Guardar Nuevo Sobrescribir Cancelar
W/S	458.84	Кg/m ^A 2	
WfW0	0.209 -		

Ilustración 4 Ventana modificar modelo Factores lineales.

En esta ventana aparecen los datos necesarios para hacer la estimación del peso mediante el método de los factores lineales.

A continuación se listará los parámetros haciendo una breve explicación de mismo.

S: Superficie Alar.

Swf: Superficie mojada del fuselaje (En primera aproximación se puede considerar un cilindro).

Cr: Cuerda del ala en el encastre.

Ar: Alargamiento.

Shtp: Superficie del Htp.

S colaV o Svtp: Superficie de la cola en V o del Vtp.

Shtp: Superficie del Canard.

MTOW: Máximo peso al despegue. (De desconocer el dato valdrá una suposición del mismo)

Wcrew: Peso de la tripulación.

Wpayload: Peso carga de pago.

W engines: Peso de todos los motores que disponga el avión. (Aquí no se incluye el peso del sistema motor)



W/S: Carga Alar.

WfW0: Relación entre el peso de combustible y el peso en vacío.

Shtp: Superficie del Canard.

Longitud: Longitud del Fuselaje.

Diámetro: Diámetro del fuselaje.

En la zona de los Factores lineales, se definirán los multiplicadores que utilizara el programa para estimar los diferentes pesos de la aeronave. El valor de estos multiplicadores tendrá que ser elegido justificadamente por el usuario, pero siempre podrá basarse en la siguiente tabla:

		Table	15.2 Арри	roximate emp	ty weight l	ouildup
	Fighters		Transports and bombers		General aviation (metal)	
Item	lb/ft ²	$\{kg/m^2\}$	lb/ft ²	{kg/m ² }	$1b/ft^2$	(kg/m ²)
Wing	9.0	{44}	10.0	[49]	2.5	{12}
Horizontal tail	4.0	(20)	5.5	{27}	2.0	{10}
Vertical tail	5.3	[26]	5.5	(27)	2.0	{10}
Fuselage	4.8	[23]	5.0	[24]	1.4	{7}
Landing gear ^a	0.033	-	0.043	-	0.057	_
	Navy: 0.045	-				
Installed engine	1.3	-	1.3	-	1.4	-
"All-else empty"	0.17	-	0.17	-	0.10	-

*15% to nose gear; 85% to main gear; reduce gear weight by 0.014 Wo if fixed gear.

Además hay zona donde se puede elegir el tipo de superficies aerodinámicas que dispone la aeronave.

Tipo de cola	_
Vtp	
Cola en V	
V Htp	
Canard	

Ilustración 5 Selección superficies aerodinámicas Factores lineales.

Y Por último el usuario de este programa tiene a su disposición menú desplegable donde se puede atorellenar los multiplicadores lineales con los valores estándar según la misión de la aeronave.



Definido 🔹
Definido
Cazas
Cazas navy
Transporte y bombarderos
aviación general

Ilustración 6 Lista de los Factores lineales pre definidos.

En caso de tener duda sobre el significado de alguno de los parámetros durante la ejecución del programa, se puede pulsar el botón ayuda, el cual abrirá un PDF explicando cada uno de los intputs. También estarán las tablas necesarias con los valores de los factores lineales

Una vez modificados todos los parámetros deseados podemos sobrescribir el modelo existente o crear uno nuevo.

Si pulsamos el botón de sobrescribir el modelo que habíamos seleccionado se modificara con los nuevos valores introducidos

En el caso de pulsar "Guardar Nuevo" nos aparecerá una venta donde pondremos el nombre que queramos poner al nuevo modelo

📣 Nombra	arModeloFL	
	Nombra el nuevo modelo	
	nuevo modelo	
	Guardar	

Ilustración 7 Guardar nuevo modelo Factores lineales.

Una vez puesto el nombre se hace click en "guardar" y volveremos automáticamente a la pantalla de factores lineales donde aparecerá el modelo que se acaba de crear.

3.2. Estimar el peso de un modelo

Para estimar el peso de una aeronave mediante el método de los Factores lineales primero tenemos que cargar un modelo con el fin de preparar los datos para realizar la iteración. Para ello se selecciona un modelo y se hace click en el botón "Cargar Modelo" tras cargar el modelo, aparecerá un botón en la parte inferior de la pantalla llamado "calcular peso" y encima de este botón aparece un rótulo donde se muestra el modelo cargado.



Modelo cargado	B747
	Calcular Peso

Ilustración 8 botón calcular peso según los Factores lineales.

Haciendo click en este nuevo botón el programa hace la iteración y se abre una ventana que muestra los pesos de cada uno de los elementos y el porcentaje del peso del elemento respecto al peso Máximo al despegue recién estimado.

📣 Resultados	FL			٥	3		
RE	ESULT	A	os				
	SurforoFL						
- Elemento	s						
Ala	2692.15	kg	16.6751	%			
Htp	459.27	kg	2.84472	%			
Vtp	301.59	kg	1.86805	%			
Fuselaje	4469.28	kg	27.6827	%			
Tren	1260.74	kg	7.80904	%			
Motor	1977.3	kg	12.2474	%			
Misce	4984.34	kg	30.873	%			
- Pesos gl	obales						
We	16144.7	kg	55.0581	%			
Payload	6629.8	kg	22.6096	%			
Wcrew	420.01	kg	1.43236	%			
Wfuel	6128.5	kg	20.9	%			
- Resultad	o Final——						
Masa T	otal		29323 🕨	٢g			
Superfi	cie	63	3.8995 n	n^2			
Salir			Gua	rdar			

Ilustración 9 Ventana de resultados obtenidos por Factores lineales.

Como podemos ver también muestra la superficie alar final obtenida mediante la iteración.

Podemos guardar estos resultados para utilizarlos posteriormente en el módulo de cálculo de CG. Para ello pulsamos el botón Guardar y nos aparecerá una ventana en la que se pedirá poner un nombre al resultado.



4. METODO COMPLETO

Al entrar en esta opción nos saldrá la siguiente ventana:

Media_metodos	
Metodo Completo	
surfpro nohtp 2 sistemas nhtpreaccion canar V B747 Cessna 172	
Modelo seleccionado selecione modelo	

Ilustración 10 menú del Método completo.

En ella aparece un cuadro con los modelos creados anteriormente y 3 botones que permiten realizar diferentes acciones:

Cargar modelo: Prepara los datos del modelo seleccionado para realizar la iteración

Modificar modelo: Al pulsar este botón se abre una ventana con los datos del modelo seleccionado.

Eliminar modelo: Elimina el modelo seleccionado.



4.1. Crear/Modificar modelo

Para crear o modificar un modelo seleccionamos un modelo y pulsamos el botón "modificar modelo". A continuación aparece la siguiente ventana.

Modificar_modelo_menu	
MODIFICAR MODELO	
Modificando Modelo : surfpro	
Datos Generales	
Superficies Aerodinámicas	
Fuselaje y tren de aterrizaje	
Motores	
Sistemas	
Materiales y Refuerzos	
Guardar Nuevo Sobre Cancelar	scribir

Ilustración 11 Menú modificar modelo Método Completo.

Esta ventana es el menú para modificar un modelo ya existente, en ella aparecen 6 botones que nos llevaran a cada una de las áreas que definen la aeronave. Según entramos en las diferentes áreas los datos modificados se van guardando en un archivo temporal. En caso de salir de la ventana (ya sea pulsando x o al botón cancelar) estos datos se perderán.



4.1.1. Datos Generales

En el apartado de datos generales se definen los pesos, los datos de la misión que cumple la aeronave, los factores Kundu y la definición de superficies aerodinámicas.



Ilustración 12 Ventana de inputs de los datos generales.

A continuación se listaran las diferentes variables a definir en esta ventana:

- MTOW: Máximo peso al despegue (estimación).
- W fuel: Peso total de combustible.

Wcrew: Peso de la tripulación.

Wpayload: Peso de Carga de pago.

W/S: Carga alar.

Wreserva/Wf: Relación entre el combustible de reserva y el combustible necesario.

n último land: Factor de carga máximo al aterrizaje.

n max: Factor de carga máximo.

n último: Factor de carga último.

Mh: Máximo Mach de vuelo a nivel del mar.

Vc max: Velocidad máxima de crucero.

rhosl: Densidad del aire respecto a la del nivel del mar.

En el recuadro de Los factores Kundu se pondrán los porcentajes de la masa del elemento respecto de la masa total de la aeronave.

En este recuadro también se definirá los elementos aerodinámicos que tendrá la aeronave. Estos datos los recogerá el aérea de "Modificar superficies aerodinámicas" para presentar las variables necesarias a la geometría de la aeronave.



		RJ/Midsize 2 eng	ed aircraft jines	Large aircraft turbofan	
Group		Turboprop	Turbofan	2-engine	4-engine
Fuselage	$Ffu = M_{FU}/MTOM$	9to11	10 to 12	10 to 12	9 to 11
Wing	$Fw = M_W/MTOM$	7to9	9 to 11	12 to 14	11 to 12
H-tail	$Fht = M_{HT}/MTOM$	1.2 to 1.5	1.8 to 2.2	1to1.2	1 to 1.2
V-tail	$Fvt = M_{VT}/MTOM$	0.6to0.8	0.8 to 1.2	0.6 to 0.8	0.7 to 0.9
Nacelle	$Fn = M_N/MTOM$	2.5 to 3.5	1.5 to 2	0.7 to 0.9	0.8 to 0.9
Pylon	$F_{PY} = M_{PY}/MTOM$	0to0.5	0.5 to 0.7	0.3 to 0.4	0.4 to 0.5
Undercarriage	$Fuc = M_{UO}/MTOM$	4to 5	3.4 to 4.5	4to6	4 to 5
_					
Thrust rev.	$Ftr = M_{TR}/MTOM$	0	0.4to0.6	0.7 to 0.9	0.8 to 1
Engine con.	$Fec = M_{EC}/MTOM$	1.5 to 2	0.8 to 1	0.2 to 0.3	0.2 to 0.3
Fuel system	$Ffs = M_{FS}/MTOM$	0.8 to 1	0.7 to 0.9	0.5 to 0.8	0.6 to 0.8
Oil system	$Fos = M_{OS}/MTOM$	0.2 to 0.3	0.2 to 0.3	0.3 to 0.4	0.3 to 0.4

Ilustración 13 Factores Kundu dependiendo de la aeronave

4.1.2. Modificar Superficies Aerodinámicas

En el área de superficies aerodinámicas se especificaran los datos y las características de las superficies aerodinámicas. Dependiendo de las geometrías aerodinámicas definidas en Datos generales aparecerán unos cajones u otros.

- Superficies Ae	rodinamicas							
Ala	htp 💿 Vt	P 🔘 Canard	Cola en V					
Ala	00.0040		HTP	17.01		Г ——		
SW	62.2243	m^2	Sn	0.12	III''2	Sv	13	m^2
VC	0.12	-	t/c ntp	0.12	-	t/c vtp	0.12	-
AR	11	-	AR htp	0	-	AR vtp	4	-
Ct/Cr	0.45	-	Ct/Cr htp	0.0	-	Ct/Cr vtp	0.8	-
Xw	14.34		Ce/Ct htp	0.25	-	Cr/Cv	0.3	-
Flecha 0,25	-0.0347	rad	Xh	30.5	m	Xv	29	m
Densidad ala	1575	kg/m ⁺ 3	Zh		m	Zv	1	m
K rho ala	0.0038	-	Flecha 0,25 h	0.1745	rad	Flecha 0,25 v	0.6632	rad
F corrección	-0.01	-	Densidad htp	1575	kg/m^3	Densidad vtp	1825	kg/m^3
			K rho htp	0.025	-	K rho vtp	0.045	-
						Aceptar		Cancelar

Ilustración 14 Ventana de inputs de los datos de las superficies aerodinámicas.



Las variables del Ala son las siguientes:

Sw:	Superficie Alar.
t/c:	(Espesor/cuerda)max del ala.
AR:	Alargamiento del ala.
Ct/Cr:	Estrechamiento del ala.
Xw: aeronave.	Posición del borde de ataque del ala en el encastre respecto del morro de la
Flecha 0,25:	Flecha del ala en el 0,25% de la cuerda.
Densidad ala:	Densidad del material (ver tabla al final del sub apartado).
K rho ala	Factor de densidad del ala (ver tabla).

Aircraft-wing structural installation condition	Density K_{ρ}
GA, no engine, no fuel tank in the wing	0.0011 - 0.0013
GA, no engine on the wing, fuel tank in the wing	0.0014 - 0.0018
GA, engine installed on the wing, no fuel tank in the wing	0.0025 - 0.003
GA, engine installed on the wing, fuel tank in the wing	0.003 - 0.0035
Home-built	0.0012 - 0.002
Transport, cargo, airliner (engines attached to the wing)	0.0035 - 0.004
Transport, cargo, airliner (engines no attached to the wing)	0.0025 - 0.003
Supersonic fighter, few light stores under wing	0.004 - 0.006
Supersonic fighter, several heavy stores under the wing	0.009 - 0.012
Remotely controlled model	0.001 - 0.0015

F corrección Factor de corrección:

- +0.02 si la aeronave tiene spoilers y aerofrenos.
- -0.05 si hay 2 motores instalados en el ala.
- -0.1 si hay 4 motores instalados en el ala.
- -0.05 si el tren de aterrizaje está instalado en el ala.
- +0.02 si el ala dispone de fowler flaps.

Las variables del HTP

Sh: Superficie del HTP.

- t/c htp: (Espesor/cuerda)max del HTP.
- AR htp: Alargamiento del HTP.
- Ct/Cr htp: Estrechamiento del HTP.

Ce/Ct htp: Relación entre el elevador y la cuerda.

Xh:Posición del borde de ataque del HTP en el encastre respecto del morro de la
aeronave.

Zh: Altura del encastre del HTP (la referencia tiene que ser la misma que en Zv para calcular la diferencia de altura entre los encastres de cada una de las superficies aerodinamicas)



Flecha 0,25 h: Flecha del HTP en el 0,25% de la cuerda.

Densidad htp: Densidad del material (ver tabla al final del sub apartado).

K rho htp: Factor de densidad del HTP (ver tabla).

Aircraft	$K_{\rho_{HT}}$
GA, home-built-convenctional tail/canard	0.022 - 0.028
GA, home-built-T-tail/T-tail	0.03 - 0.037
Transport-conventional tail	0.02 - 0.03
Transport-T-tail	0.022 - 0.033
Remotely controlled model	0.015 - 0.02
Supersonic fighter	0.06 - 0.08

Para el VTP las variables necesarias son las siguientes:

Sv: Superficie del VTP.

t/c vtp: (Espesor/cuerda)max del VTP.

AR vtp: Alargamiento del VTP.

Ct/Cr vtp: Estrechamiento del VTP.

Cr/Cv : Relación entre el timón y la cuerda

Xv:Posición del borde de ataque del VTP en el encastre respecto del morro de la
aeronave.

Zv: Altura del encastre del VTP (la referencia tiene que ser la misma que en Zh)

Flecha 0,25 v: Flecha del VTP en el 0,25% de la cuerda.

Densidad vtp: Densidad del material (ver tabla al final del sub apartado).

K rho vtp: Factor de densidad del VTP(ver tabla).

Aircraft	$K_{\rho_{VT}}$
GA, home-built-convenctional tail/canard	0.067 - 0.076
GA, home-built-T-tail/T-tail	0.078 - 0.11
Transport-conventional tail	0.035 - 0.045
Transport-T-tail	0.04 - 0.05
Remotely controlled model	0.044 - 0.06
Supersonic fighter	0.12 - 0.15

Para definir el canard se necesitan los siguientes parámetros:

Sc: Superficie del canard.

t/c c: (Espesor/cuerda)max del canard.

ARc: Alargamiento del canard.

Ct/Cr c: Estrechamiento del canard.

Xc:Posición del borde de ataque del canard en el encastre respecto del morro dela aeronave.

Flecha 0,25 c: Flecha del canard en el 0,25% de la cuerda.

Fload: Factor de la carga que soporta el canard respecto al ala, este valor habrá que cambiarlo manualmente en cada iteración debido que la superficie del ala variara.

Densidad c: Densidad del material (ver tabla al final del sub apartado).

K rho canard: Factor de densidad del canard (ver tabla).

Aircraft	$K_{\rho_{\mathcal{L}}}$
GA, home-built-convenctional tail/canard	0.067 - 0.076
GA, home-built-T-tail/T-tail	0.078 - 0.11
Transport-conventional tail	0.035 - 0.045
Transport-T-tail	0.04 - 0.05
Remotely controlled model	0.044 - 0.06
Supersonic fighter	0.12 - 0.15

Ce/Ct canard: Relación entre el elevador del canard y la cuerda.

De disponer de cola en V se necesitarán las siguientes variables:

Svee: Superficie la cola en V.

t/c vv: (Espesor/cuerda)max de la cola en V.

AR vee: Alargamiento de la cola en V.

Ct/Crvv: Estrechamiento de la cola en V.

Xvv: Posición del borde de ataque de la cola en V en el encastre respecto del morro de la aeronave.

Flecha 0,25 ve: Flecha de la cola en V en el 0,25% de la cuerda.

Diedrovv: diedro de la cola en V.

Densidad vv: Densidad del material (ver tabla).

K rho vv: Factor de densidad de la cola en V (ver tabla).

Aircraft	$K_{\rho_{VV}}$
GA, home-built-convenctional tail/canard	0.067 - 0.076
GA, home-built-T-tail/T-tail	0.078 - 0.11
Transport-conventional tail	0.035 - 0.045
Transport-T-tail	0.04 - 0.05
Remotely controlled model	0.044 - 0.06
Supersonic fighter	0.12 - 0.15

Ce/Ct vv: Relación entre el elevador de la cola en V y la cuerda.

La siguiente tabla es la tabla de densidad del material necesario para el cálculo de cada una de las superficies aerodinámicas

Engineering Materials	Density kg/m^3
Aerospace Alumimum	2711
Fiberglass/epoxy	1800 - 1850
Graphite/epoxy	1520 - 1630
Low-density foam	16 - 30
High-density foam	50 - 80
Steel alloys	7747
Titanium alloys	4428
Balsa wood	160
Plastics (including monokote)	900 - 1400

4.1.3. Fuselaje y Tren de aterrizaje

En el apartado de fuselaje y tren se introducirán los datos del fuselaje y el tren de aterrizaje.

🛃 Datosfuselajeytren			
F	uselaje y Tren o	le aterrizaje	•
Fuselaje Longitud fus Diametro fus Densidad K inlet	31 m 2.78 m 1575 Kg/m^3 .0028 - 1 -	Tren de aterrizaje Altura Lg Kl Kret KLg	1.36 m 1 - 1.07 - 0.315 -
Aceptar	Restaurar	Cancelar	Ayuda

Ilustración 15 Ventana de inputs de los datos del fuselaje y del tren de aterrizaje.

Si se observan cada una de las variables por separado se ve en el apartado fuselaje:

- Longitud fus: Longitud del fuselaje.
- Diámetro fus: Diámetro del fuselaje.
- Densidad: Densidad del material del fuselaje (la misma tabla que para las superficies aerodinámicas).
- K densidad: Factor de densidad del material.

No	Aircraft	K_{ρ_f}
1	General aviation, home-built	0.002 - 0.003
2	Unmanned aerial vehicle	0.0021 - 0.0026
3	Transport, cargo, airliner	0.0025 - 0.0032
4	Remotely controlled model	0.0015 - 0.0025
5	Supersonic fighter	0.006 - 0.009

K inlet: Factor por entrada de aire:

K=1,25 para aeronaves con entrada de aire en el fuselaje y o los motores en instalados en el fuselaje.

K=1 con la entra de aire en cualquier otro sitio.

Y en el área del tren de aterrizaje:

- Altura Lg: Altura del tren de aterrizaje.
- KI: Factor de posición de aterrizaje:
 - Kl=1,8 para aviones navales.
 - Kl=1 para el resto de aeronaves.
- Kret: Factor de tren de aterrizaje retráctil:

Kret=1,07 para tren de aterrizajes retractiles

Kret=1 para trenes de aterrizaje no retractiles.

Klg: Factor de Peso del tren de aterrizaje.

Aircraft	K_{LG}
General aviation, home-built	0.48 - 0.62
Transport, cargo, airliner	0.28 - 0.35
Supersonic fighter	0.31 - 0.36
Remotely controlled model	0.35 - 0.52

4.1.4. Motores

En el área de motores se definen los datos de los motores. En este apartado hay un menú desplegable que permite elegir si el motor es a turoboprop o turbojet. Dependiendo del tipo de motor seleccionado las 4 últimas variables de entrada serán diferentes.

📣 Datosmotores						
MOTORES						
Tipo de motor						
Propulsión(heli	•					
Propulsión						
	916	Kg	Aceptar			
n motores	2	-				
Ke	3	-				
Kfs	1.6	-	Restaurar			
nfs	0.7272	-				
rho_fuel	804	kg/m^3				
SHp	5.39	MW	Cancelar			
Kntoremb	0.14	-				
ne toremb	0	-				
np toremb	1	-	Avuda			

Ilustración 16 Ventana de inputs de los datos de los Motores.

En esta área se ven las siguientes variables:

Weng:

Peso motores (unidad).



n motores:	Número de motores.			
Ke:	Ke=2,6 para Sistema Imperial.			
	Ke=3 para Sistema Internacional(3 por defecto).			
K fs:	Kfs= 1,6 para aviones de transporte y cazas.			
	Kfs= 2 para aviones con 1 motor.			
	Kfs=4,5 para aviones con varios motores.			
nfs:	nfs= 0,727 para aviones de transporte y cazas.			
	nfs= 0,667 para aviones con 1 motor.			
	nfs=0,6 para aviones con varios motores.			
rho_fuel	Densidad del combustible.			

Si el motor es tracción (jet) aparte hay que rellenar las siguientes variables

Fbpr: Factor de derivación.



Amot: Área de entrada de aire del motor.

Lmc: Longitud del difusor de entrada.

Pmaxcom: Presión máxima en el compresor.

Sin embargo si el motor es de propulsión (hélice) se necesitan las siguientes variables:

SHp: Potencia necesaria al despegue.

Kntoremb: Factor de corrección de la góndola.

ne toremb: Exponente de la góndola del motor.

np toremb: Exponente dependiente del tipo de motor.

Engine Type	$K_{n_{Torenb}}$	n _{eTorenb}	n _{pTorenb}
Single Engine	2.50	0.0	0.50
Multi Engines			
Horizontally Opposed Piston Engines	0.320	0.0	1.00
Radial Piston Engines	0.045	-0.25	1.25
Turboprop Engines	0.140	0	1.00

4.1.5. Sistemas

En el área de sistema se selecciona los sistemas que lleva el avión y se introducen los datos necesarios para su estimación.

En la primera parte de esta ventana tenemos que seleccionar los sistemas que tiene la aeronave, estos sistemas son:

Sistemas de control de vuelo,

Sistema hidráulico,

Instrumentación de vuelo,

Sistema eléctrico,

Sistema de Aire acondicionado, presurización y anti hielo

Sistema de Oxigeno

Apu

Furnishing (equipamiento que se refiere alos asientos, los sistemas anti-sonido, los baños, los sistemas de salida de emergencia, los sistemas anti-fuego)

Bagage cargo (compartimento de carga)

Operational ítem (Elementos operacionales, Entre los elementos operacionales se tiene en cuenta la comida, el agua potable, la vajilla, los reabastecimientos de los lavabos)

U

Datossistemas					
		SISTEMAS			
Fly control sist sist. hidraulico Insturmentación sist. eléctrico Aire, pres, anti-ice Factores Kundu Wfc/MTOW Winst/MTOW Winst/MTOW Welec/MTOW Wox/MTOW Wfur/MTOW Wfur/MTOW<	 ✓ Oxigeno ✓ Apu ✓ Furnishing ✓ Bagage cargo ✓ Operational ite 1.1 % 0.5 % 2.65 % 2.65 % 2.65 % 0.5 % 0.4 % 0.05 % 6 % 0.05 % 0.75 % 	Datos Sistemi Kcgctrl Wfmax Wpaint/MTC n° Piloto n° Copiloto n° Ingeniero Kapi Vpress n° Tripulaci n° Pasajero Woxfixed Kox Klavatory Kbuffet P cabina S suelo Kcabinesu K safety eq	AB A A A A A A A A A A A A A	- Kg - - - - - - - - - - - - - - - - - -	Restablecer

Ilustración 17 Ventana de inputs de los datos de los sistemas.

¹En el cajón de Factores Kundu, se introducen el porcentaje de peso del sistema en cuestión respecto al peso máximo al despegue. Estos Factores se pueden obtener de la tabla, aunque se podrían variar de forma justificada:

Group		RJ/Midsized aircraft 2 engines		Large aircraft turbofan	
		Turboprop	Turbofan	2-engine	4-engine
Flight con. sys.	$Ffc = M_{FC}/MTOM$	1 to 1.2	1.4to2	1to2	1to2
Hydr./pneu. sys.	$Fhp = M_{HP}/MTOM$	0.4 to 0.6	0.6 to 0.8	0.6 to 1	0.5 to 1
Instrument	$Fins = M_{INS}/MTOM$	1.5 to 2	1.4 to 1.8	0.3 to 0.4	0.3 to 0.4
Electrical	$Felc = M_{ELEC}/MTOM$	2to4	2 to 3	0.8 to 1.2	0.7 to 1
ECS *	$Fecs = M_{ECS}/MTOM$	1.2 to 2.4	1 to 2	0.6 to 0.8	0.5 to 0.8
Oxygen	$Fox = M_{OX}/MTOM$	0.3 to 0.5	0.3 to 0.5	0.2 to 0.3	0.2 to 0.3
APU		0to0.1	0 to 0.1	0.1	0.1
Furnishing	$Ffur = M_{FUR}/MTOM$	4to6	бto8	4.5 to 5.5	4.5 to 5.5
Miscellaneous *	Fmsc = M _{MSC} /MTOM	0to0.1	0 to 0.1	0to0.5	0 to 0.5
Contingency *	$Foon = M_{CON}/MTOM$	0.5 to 1	0.5to1	0.5 to 1	0.5 to 1

Por ultimo en está el cuadro de los datos de los sistemas, aquí hay que rellenar las siguientes variables

Kcgctrl:	Factor del sistema de control de centro de gravedad.
Wfmax:	Peso máximo de combustible.

Wpaint/MTOW: Relación del peso de la pintura respecto al MTOW.

Contingency:

^{• &}lt;sup>1</sup> ECS(environmental control system): api (Air conditioning, Pressurization, Anti and De-icing System).

Miscellaneous:

bc (Baggage and Cargo). Opitem(Operational Items).



	Wpaint/MTOW
Business jet	0.007-0.0150
Regional truboprops	0.006-0.012
Comercial transport	0.006-0.012
Military patrol, transport and bombers	0.006-0.012
Figther and attack airplanes	0.005-0.018

nº Piloto: Número de pilotos.

- nº Copiloto: Número de copilotos.
- nº Ingenieros: Número de ingenieros a bordo.

Kapi:Factor de corrección del peso del aire acondicionado, sistema de
presurización y sistema anti-hielo:

Kapi=887 aeronaves subsónicas con anti-hielo

Kapi=610 aeronaves subsónicas sin anti-hielo.

Kapi=748 aeronaves supersónicas sin anti-hielo.

- Vpress: Volumen presurizado.
- nº Tripulación: Número de tripulación.
- nº Pasajeros: Número de pasajeros
- Woxfixed: Peso del sistema de oxigeno según altura de vuelo (ver tabla).

	W _{ox fixed}	K _{ox}
For flights below 25,000 ft	20	0.5
For short flights above 25,000 ft	30	1.2
For extended overwater flights	40	2.4

Kox:

Factor de corrección del sistema de oxigeno (ver tabla).



Klavatory:

Constante dependiente del tipo de aeronave (ver tabla).

	K lavatory
Business airplanes	3.9
Short range airplanes	0.31
Long range airplanes	1.11

Kbuffet: Constante dependiente del rango de la aeronave (ver tabla).

	K buffet
Short range airplanes	0.31
Long range airplanes	1.11

P cabina: Presión en cabina.

S suelo: Superficie del suelo del interior de la aeronave.

Kcabinesu: Constante dependiente del rango de aeronave (ver tabla).

	Kcabinesu
Rango menor a 500 nm	5
Rango entre 1000 y 2500 nm	14
Rango superior a 3000 mn	19

K safety eq: Constante dependiente del rango de aeronave (ver tabla).

	K saffety eq
Rango menor a 2500 nm	2.0
Rango superior a 3000nm	7.5

Ktoilet: Constante dependiente del rango de aeronave (ver tabla).

	Ktoilet
Rango menor a 2000 nm	5
Rango entre 2000 y 2500 nm	3
Rango superior a 3000 mn	6.5



4.1.6. Materiales y Refuerzos

La última sección es la de materiales y refuerzos, la cual se puede desactivar si todavía no se tiene claro el porcentaje de refuerzos aplicados o el porcentaje de reducción de peso debido a los materiales. Pero en fases avanzadas del diseño se activaran ambas opciones

En la primera opción se pondrá el porcentaje de reducción de peso que el material seleccionado que nos aporta respecto a los materiales seleccionados por las aeronaves que hay en el mercado. (A pesar de haber puesto la densidad del material en los elementos, hay 2 métodos que no tienen en cuentan este dato y este porcentaje se aplicara <u>solo</u> a estos dos métodos)

	IV			11200		
Activar reducción	material		Activar incremento	por refuerzos		
Reducción por mate	erial		- incremento por refu	erzos		
% (de reduco	ión	factor	de incremento	% reforzad	0
Ala	7	1	Ala	1.2	25	%
Htp	7	%	Htp	1.2	15	%
Vtp	7	%	Vtp	1.2	15	%
Fuselaje	7	%	Fuselaje	1.2	20	%
Tren de aterrizaje	0	%	Tren de aterrizaje	1.2	25	%
Motores	0	%	Motores	1.2	20	%
Aceptar		Restaurar	Canc	celar	Ауц	ıda

Ilustración 18 Ventana de inputs de los datos de los materiales y refuerzos.

La segunda opción permite aumentar el peso de cada elemento debido a los refuerzos de unión entre elementos y/o para soportar cargas especificas a la misión de la aeronave. En ella hay que poner un factor de incremento (por cuanto hay que multiplicar el peso de la zona afectada del elemento) y el porcentaje afectado por ese multiplicador (porcentaje del elemento afectado por ese factor)

4.1.7. Guardar modelo

Cada una de estas ventanas tienen 4 botones:

- Aceptar: Guarda los datos modificados en un archivo temporal.
- Restaurar: Vuelve a cargar los valores que había al abrir la ventana
- Cancelar: cierra la ventana sin tener en cuenta los datos introducidos(al igual que pulsar la X)
- Ayuda: abre un PDF que explica cada uno de los inputs por separado

Una vez modificados los datos deseados se puede sobrescribir el modelo seleccionado (que está especificado en la parte superior de la ventana) pulsando el botón "sobrescribir" o crear un



modelo nuevo haciendo click en "Guardad Nuevo" apareciendo una ventana en la que se nombrará el modelo.

📣 GuardarnuevoMM	
GUARDAR N	IUEVO
Guardar nuevo	Cancelar

Ilustración 19 Ventana de guardar nuevo modelos en Método Completo.

Al pulsar Guardar nuevo aparecerá la ventana inicial del método completo.

4.2. Estimar el peso de un modelo

Para estimar el peso de una aeronave mediante el método completo primero hay que cargar el modelo deseado con el fin de preparar los datos para realizar la iteración. Para ello se selecciona un modelo y se hace click en el botón "Cargar Modelo" tras cargar el modelo, aparecerá un botón en la parte inferior de la pantalla llamado "calcular peso" y encima de este botón se mostrará un rotulo con el modelo cargado.

Haciendo click en este nuevo botón aparecerá una ventana con las opciones de iteración:

Seleccion_metodo	
¿Qué meto	odos quieres usar?
Tipo de iteración	
W/S constante	S constante
Estructura	Sistemas
Método Sadrey	(GD+Torembek)/2
Método GD	Método Kundu
Método Kundu	
Aceptar	Cancelar

Ilustración 20 Opciones de iteración del Método completo-

En esta ventana se elegirá que métodos usar en la iteración y que valor dejar fijo en la iteración (Carga alar o la superficie alar)

Una vez hecha la selección se hace click en aceptar y aparecerá la ventana de resultados

				MODEIO	0/4/			
so en vacio						Peso total		
Media+Refuerzo	•		Media	•		Resultado	-	
			0.1			Westructura	136841	Kg
- Estructura	40070		Fly control s.	34317.2	Kg	W refuerzos	2736.81	Kg
resu ală	49213	Kg	Sist hidraulico	5815.83	Kg	W sistemas	91563.9	Kg
Peso H (P	3952.35	Kg	Instrumentación	2963.95	Kg	W crew	720	Kg
Peso VTP	6453.65	Kg	electricidad	3032.03	Kg	W payload	74405.2	Kg
Peso fuselaje	36671.6	Kg	api	2113.21	Kg	Wfuel	159000	Kg
Peso Tren	10294.6	Kg	oxigeno	857.969	Kg		105000	-
Peso motores	32932.2	Kg	Apu	2093.7	Kg	MTOW	465266	Ng mA2
Peso Canard	0	Kg	Furnishing	20361	Kg	s	540.241	111-2
Westructura	139577	Ka	baggage	12762.1	Kg	W/S	861.22	Kg/m ²
W Sistemas	91563.9	Ka	Opitem	7246.92	Kg	- Superficie y pes	o en funcion de W/S	
Wempty	231141	Ka				861.22	540.241 m^2	465266
		i ng					Iterar	

Ilustración 21 Ventana de resultados del método completo.

En esta venta aparece el peso de los distintos bloques de la aeronave, se muestrá en 3 bloques: Estructura, sistemas y peso total.

Cada uno de los bloques tiene un menú desplegable que permite ver el peso obtenido por cada método o las fracciones de peso de cada componente.

Además de los resultados, en esta ventana, hay un recuadro que permite hacer una iteración rápida entre la carga alar la superficie y el máximo peso al despegue. Este valor no altera los resultados de los otros recuadros. Es una herramienta para interactuar de forma rápida y cómoda con las áreas de aerodinámica y de actuaciones.

Esta ventana tiene su botón de ayuda que explica cada uno de los resultados. También tiene un botón para guardar los resultados obtenidos y usarlos en el módulo de cálculo del centro de gravedad.


5. CENTRO DE GRAVEDAD

Este apartado calcula el centro de gravedad de una aeronave cuyo peso ha sido estimado mediante uno de los módulos anteriores

Al entrar en este módulo tendremos que cargar un resultado para ello hacemos click en "Cargar Pesos". Se nos abrirá un explorador y ahí seleccionamos los pesos que queremos cargar (los pesos obtenidos por el programa están en la carpeta "Resultados FL" si se han obtenido mediante Factores lineales o en la carpeta "Resultados MM" si se han obtenidos mediante el método completo).

Dependiendo de que modulo se haya usado para obtener esos pesos se cargará en la ventana un cuadro o dos cuadros, siendo el segundo recuadro la zona destinada a introducir las posiciones de los centros de gravedad de los sistemas.

centro_gravedad				
Cargar Pesos Cargar Resultados CG	Resultado cargado: surproFL.mat Calcula	ar Guardar	Cargar Pesos Cargar Resultados CG	Resultado cargado: B747 mat Calcular Guardar Longitud del fuselaje: 68.58 m
Elementos de la aeronave Peso (Kg) Posición CG(m) Ala 2692.15 HTP 459.27 VTP 301.59 Fuselaje 4469.28 Tren aterrizaje 1260.74 Motores 1977.3 Crew 420.01 Payload 6629.8 Fuel 6128.5	Longitud del fuseiaje: 32.8 m	Resultados CG CG estructura % CG vacio m % CG zero fuel m % CG m % Kg	Elementos de la aeronave Peso (Kg) Posición CG(m) Ala 50725.3 HTP 3963.86 VTP 6457.68 Fuselaje 36790 Tren aterrizaje 10332.5 Motores 32952.2 Crew 720 Payload 74405.2 Fuel 150000	Sistemas Resultados CG Fly control s. 3443.6 m Sist hidraulico 5839.69 m Sist hidraulico 5839.69 m Instrumentación 2975.99 m Electricidad 3041.47 m Api 2119.89 CG zero fuel Oxigeno 860.356 m Apu 2102.29 % Furnishing 20438.3 CG Baggage cargo 12764.5 m Optem 7254.08 Kg
Miscelaneos 4984.34				Ayuda

Ilustración 22 Ventana centro de gravedad Factores Lineales.

Ilustración 23 Ventana de centro de gravedad método completo.

Se rellena el centro de gravedad de cada componente y una vez completado se pulsa el botón de calcular y aparecerán en el recuadro de la derecha los centros de gravedad.

Cabe destaca que el peso de combustible y el peso de la carga de pago son datos editables. Esto es debido a que puede ser interesante calcular el centro de gravedad de la aeronave en otras condiciones que no sean las condiciones de diseño.



-	

Cargar Pes	sos	Cargar Resultados CG	Resultado cargado:	SurproFL.mat	Calcula	r Guardar	
			Longitud del fuselaje:	32.8	m		
Elementos de	la aeronave-					Resultados CG	
	Peso (Kg)	Posición CG(m)				CG estructura	
Ala	2692.15	17.73				17.2498	m
нтр	459.27	30.12				52.5909	%
VTP	301.59	0.8				CG vacio	
Fuselaie	4469.28	16.4				16.9874	m
T	100.20	10.4				51.7909	%
i ren aterrizaje	1200.74	17.73				CG zero fuel	
Motores	1977.3	17.73				16.833	m
						51.3201	%
Crew	420.01	17.73				CG	
Payload	6629.8	16.4				16.0569	m
Fuel	6109 E	13.12				48.954	%
Minanlanana	4094.24	13.12				29323	Kg
miscelaneos	4904.04	16.4					

Ilustración 24 Calculo Centro de gravedad.

Una vez se haya obtenido el centro de gravedad se puede guardar esa configuración pulsando el botón guardar. Aparecerá una ventana en la que nombraremos el nuevo resultado del centro de gravedad.

🛃 GuardarresultadoCG						
GUARDAR RESULTADOS						
Aceptar Cancela	r					

Ilustración 25 Guardad configuración centro de gravedad.

Para abrir un resultado ya guardado anteriormente se tiene que hacer click en el botón "Cargar Resultados CG". Al seleccionar un resultado anterior aparecerán los pesos y las posiciones de los centros de gravedad de cada elemento al igual que los resultados de los centros de gravedad calculados.

6. PREGUNTAS FRECUENTES

En este apartado se expondrán datos que podrían ser de interés y las preguntas que hicieron los alumnos que han usado este programa años anteriores.

6.1. ¿AStr sirve para cualquier versión de MATLAB?

No, para poder usar AStr se necesita la versión MATLAB 2010 o superior, ya que el código hace uso de una función integral que no existe en las versiones anteriores.

6.2. El peligro de Guardar dos modelos con el mismo nombre

Hay que tener cuidado de no llamar a dos modelos con el mismo nombre, ya que el segundo modelo se sobrescribirá en primero. Haciendo que el más antiguo se borre.

En caso de que esto pase. Aparecerá 2 veces el nombre del modelo en la lista del modelo, pero ambos harán referencia al mismo archivo. De querer borrar uno de los dos modelos de la lista habrá que ir a la carpeta Guide/Modelos o Guide/ModelosFL (dependiendo de tipo de modelo sea) copiar en otro lugar el archivo del modelo deseado. Borra en el programa uno de los dos modelos, y mover el archivo copiado otra vez a su carpeta.

6.3. ¿Se puede pegar en mi ordenador un modelo creado en otro ordenador?

Si, Para ello hay que crear un modelo con el mismo nombre que el modelo que se quiere pegar (sin modificar ningún valor).

Después, en el ordenador donde está el modelo deseado ir a la carpeta Guide/Modelos o Guide/ModelosFL (dependiendo de tipo de modelo sea) y copiarlo.

Finalmente sobrescribir el modelo copiado en la capeta Guide/Modelos o Guide/ModelosFL (dependiendo de tipo de modelo sea) del ordenador de destino. Ahora el modelo creado al principio tendrá los datos del modelo que se quería pegar

Si se quiere pegar un resultado o un cálculo de centro de gravedad, es mucho más fácil, Basta con pegarlo en la carpeta de Guide/Resultados MM o Guide/ Resultados FL o Guide/Resultados CG

6.4. ¿Qué pasa si se borran todos los modelos?

Si se borran todos los modelos, no se podrá crear, modificar o calcular ningún modelo. Para solucionarlo, hay que pegar la carpeta Guide/Modelos o Guide/Modelos FL de un ordenador que tenga al menos un modelo en la carpeta Guide

6.5. ¿Por qué Hay variables que mi modelo no usa y aun así tengo que ponerlas?

(Ejemplo, no tiene Furnishing y sin embargo tengo que poner los datos asociados al

furnishing o densidad del material utilizado sin usar el método Sadrey)

Debido a la gran relación de variables y a la correlación entre ellas es muy difícil eliminar variables dependiendo de otras variables de entrada, es por eso, que aunque tu modelo no necesite un parámetro en concreto, hay veces que hay que ponerle un valor, aun así no hay que preocuparse, de ser un parámetro que tu modelo no necesita, el programa no lo tendrá en cuenta a la hora de hacer la iteración.

6.6. Que es el API

El Api es el sistema de aire acondicionado, presión y anti-Hielo

6.7. En el método Completo, ¿Las reducciones de pesos se aplican a todos los

métodos? ¿Por qué ponemos material seleccionado, si luego se le aplica una

reducción?

La reducción por material solo se aplica en método GD y al método Kundu. Ya que el método Sadrey ya incluye la densidad del material en sus expresiones.

6.8. ¿Por qué La superficie del Canard no cambia con la iteración si está relacionada con la superficie del ala?

Es cierto Que la superficie del canard y la superficie del ala están relacionadas por la carga alar:

K (=cte) = S/Sc

Sin embargo, estas relaciones no se tienen en cuenta a la hora de la iteración. Esto es debido a que la superficie del canard es un parámetro que debe determinar el departamento de aerodinámica. Una vez hecha la iteración hay que determinar la nueva superficie del canard junto con el departamento de aerodinámica hasta converger. Esto se hacer para que el programa no tome decisiones por el alumno o no deseadas y favorecer a la interacción entre departamentos.

(Esto también pasa con HTP y el VTP que de una forma u otra la superficie de estos elementos están relacionados con la superficie del ala y que habrá que modificarlas a petición del departamento de estabilidad)

6.9. ¿Dónde se pone el centro de gravedad de los motores?

Cuando se hace el cálculo del centro de gravedad hay que poner el centro de gravedad de cada uno de los elementos por separado. Teniendo en cuenta que cada elementos es la suma de diferentes elementos. Por ejemplo, en el caso de los motores no solo se refiere a los motores



propiamente dichos, también se tiene en cuenta diversos elementos asociados como los pylons, generadores eléctricos, etc

Es trabajo de los alumnos justificar el centro de gravedad de cada uno de los elementos

6.10. ¿A que corresponden los distintos centros de gravedad en el cálculo de

centro de gravedad?

Los centros de gravedad son los siguientes:

CG estructura: Centro de gravedad de la estructura.

CG vacío: Centro de gravedad de la estructura y los sistemas.

CG zero Fuel: Centro de gravedad del peso en vacío más la carga de pago y la tripulación.

CG: Centro de gravedad de la aeronave completa.

6.11. ¿Porque puedo modificar el peso del combustible y el de la carga de pago

para el cálculo del centro de gravedad?

Esto se hace con el fin de poder calcular el centro de gravedad usando diferentes configuraciones. Ya sea el avión aterrizando o el avión sin pasajero, o con la mitad de pasajeros a mitad de un vuelo. De esta forma el alumno tiene total libertad de modificar estos dos parámetros sin alterar ningún otro parámetro.