

5.- APLICACIONES

A continuación se muestra la aplicación de GTG al cálculo de la trayectoria global Madrid-Frankfurt. El plan de vuelo junto a los segmentos de vuelo se definen en las secciones 5.1 y 5.2, respectivamente, mientras que los resultados se exponen en la sección 5.3.

La aeronave considerada, definida en el Anexo B, es un bimotor típico de transporte comercial y fuselaje ancho. Para este ejemplo se ha considerado como masa nominal al despegue $W_{TO} = 150000$ kg.

Para el despegue se tomará $\mu = 0.02$ y $C_L = 1.4$, y para el aterrizaje $\mu = 0.3$ y $C_L = 1.7$.

5.1. – PLAN DE VUELO

Perfil horizontal

Aeropuerto de salida. Madrid: pista 36R (360°); elevación $h_{AP} = 1942$ ft; altitud de transición $h_{tr} = 13000$ ft.

Way points: La ruta está definida por 36 way points que se han obtenido por el generador RouteFinder [RFD]; los cuales están representados en la Figura 5.1 (las coordenadas geodésicas de estos puntos pueden ser visualizadas en esta referencia). No se ha considerado la SID ni la STAR, aunque su introducción requiere únicamente contemplar los way points específicos de ambos procedimientos.

Aeropuerto de llegada. Frankfurt: pista 25R (250°); elevación $h_{AP} = 364$ ft; altitud de transición $h_{tr} = 5000$ ft.

Perfil vertical

- Aceleración a SLOF
- Ascenso acelerado hasta $V_2 + 15$
- Empuje CLB a $h_{AGL} = 1500$ ft.
- Aceleración a $h_{AGL} = 3000$ ft.
- Ascenso a CAS=250 kt.
- Aceleración a $h_p = 10000$ ft.
- Ascenso SCLB/MCLB 290kt/078
- Crucero a $h_p = 33000$ ft y $M=0.80$
- Descenso con empuje motor en IDLE.
- Descenso MDSC/SDSC 0.78/290kt
- Desaceleración a $h_p = 10000$ ft.
- Descenso a CAS=250 kt.
- Desaceleración a $h_{AGL} = 2000$ ft.

Velocidades operacionales (W_{TO} nominal)

- Velocidad de ascenso inicial (CAS) $V_2 + 15 = 161.4$ kt.
- Velocidad de aproximación (CAS) $SF1 = 169.5$ kt.

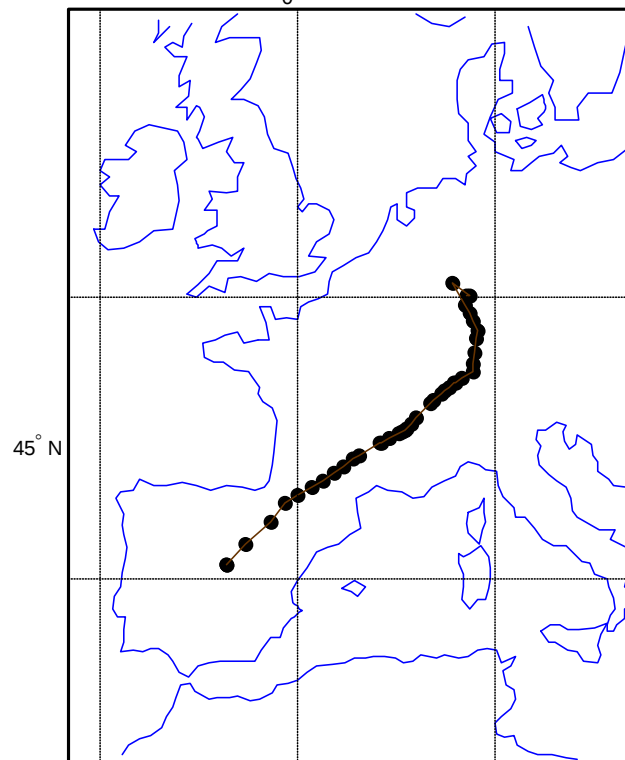


Figura 5.1. Perfil de vuelo horizontal

5.2. – SEGMENTOS DE VUELO

El vuelo Madrid-Frankfurt está compuesto por un total de 61 segmentos de vuelo, los cuales están definidos en la Tabla 5.2.1. En esta tabla se muestran: las ligaduras que definen el segmento y las condiciones de parada. Por cuestiones de concisión, se puede observar en la Tabla 5.2.1, que no se han incluidos los segmentos del 15 al 45 pues corresponden a la fase de crucero y por tanto el único parámetro que cambia es el rumbo χ_A , los cuales son obtenidos a partir de los datos contenidos en la Ref. [RFD].

Segment n°	Constraint 1	Constraint 2	Init. Cond. γ [deg]	Stopping Cond.	Parameters	
					χ_A [deg]	ΔC_D
1	TAKE OFF			CAS = 146.4 kt	183.00	0.028
2	TO	$\gamma = 3^0$	3.00	CAS = 161.4 kt	183.00	0.028
3	TO	CAS = 161.4 kt	9.76	$h_{AGL} = 400$ ft	183.00	0.010
4	TO	CAS = 161.4 kt	-	$h_{AGL} = 1500$ ft	40.92	0.010
5	MCLB	CAS = 161.4 kt	8.41	$h_{AGL} = 3000$ ft	40.92	0.010
6	MCLB	$h_{AGL} = 3000$ ft	0.00	CAS = 181.2 kt	40.92	0.010
7	MCLB	$h_{AGL} = 3000$ ft	-	CAS = 250.0 kt	40.92	0
8	MCLB	CAS = 250.0 kt	9.09	$h_p = 10000$ ft	40.92	0
9	MCLB	$h_p = 10000$ ft	0.00	CAS = 290.0 kt	40.92	0
10	MCLB	CAS = 290.0 kt	7.05	M = 0.78	40.92	0
11	MCLB	M = 0.78	3.10	WPT 1	40.92	0
12	MCLB	M = 0.78	-	$h_p = 33000$ ft	49.50	0
13	MCLB	$h_p = 33000$ ft	0.00	M = 0.80	49.50	0
14	M = 0.80	$h_p = 33000$ ft	-	WPT 2	49.50	0
15	M = 0.80	$h_p = 33000$ ft	-	WPT 3	34.97	0
...						
46	M = 0.80	$h_p = 33000$ ft	0.00	CSR	335.47	0
47	IDLE	$h_p = 33000$ ft	-	M = 0.78	335.47	0
48	IDLE	M = 0.78	-3.28	WPT 33	335.47	0
49	IDLE	M = 0.78	-	CAS = 290.0 kt	335.67	0
50	IDLE	CAS = 290.0 kt	-2.34	WPT 34	335.67	0
51	IDLE	CAS = 290.0 kt	-	WPT 35	335.52	0
52	IDLE	CAS = 290.0 kt	-	WPT 36	328.53	0
53	IDLE	CAS = 290.0 kt	-	$h_p = 10000$ ft	123.70	0
54	IDLE	$h_p = 10000$ ft	0.00	CAS = 250.0 kt	123.70	0
55	IDLE	CAS = 250.0 kt	-2.45	$h_{AGL} = 2000$ ft	123.70	0
56	IDLE	$h_{AGL} = 2000$ ft	0.00	CAS = 175.78 kt	123.70	0
57	IDLE	$h_{AGL} = 2000$ ft	-	ILS	249.00	0.021
58	IDLE	$h_{AGL} = 2000$ ft	-	CAS = 125.85 kt	249.00	0.021
59	$\gamma_g = -3^0$	CAS = 125.85 kt	-	$h_{AGL} = 0$ ft	249.00	0.061
60	LANDING			CAS = 0 kt	249.00	0.061

Tabla 5.2.1. Segmentos de vuelo.

5.3. – RESULTADOS

La Figura 5.1.1, a la cual se ha hecho referencia previamente, muestra el perfil horizontal de vuelo. El perfil vertical de vuelo se representa en la Figura 5.3.1, calculado para la masa nominal $W_{TO}=150000$ kg. En ambas figuras, los puntos representan los way points que componen el plan de vuelo.

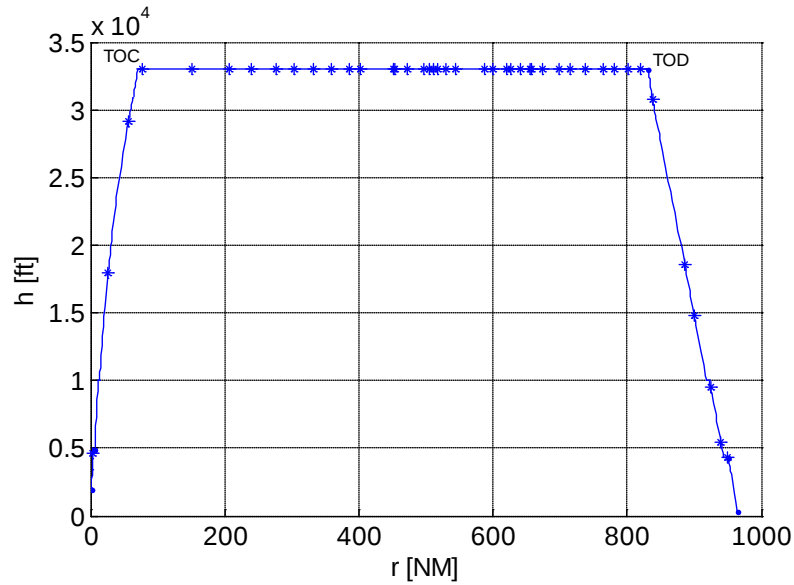


Figura 5.3.1. Perfil vertical de vuelo.

Los resultados globales del vuelo (masa de combustible consumido y tiempo de vuelo) se muestran en la Tabla 5.3.1 (también se indican los resultados obtenidos al variar la masa al despegue entre un -20% y un +20%, 120000 kg y 180000 kg, respectivamente). Otros parámetros que aparecen son el TOC, TOD y el CSR.

W_{TO} [kg]	m_f [kg]	t_f [kg]	TOC [NM]	CSR [NM]	TOD [NM]
120000	7858.74	7798.14	50.3	128.5	127.1
150000	9535.22	7821.76	69.7	133.8	132.3
180000	11778.63	7853.03	97.6	133.2	131.8

Tabla 5.3.1. Parámetros globales

5.4. – ANÁLISIS DE SENSIBILIDAD

Otra de las aplicaciones posibles del generador es el análisis de la influencia de determinados parámetros de vuelo. A continuación se muestran varios ejemplos de cómo afecta la variación de algunos parámetros del vuelo como: la masa al despegue y el Mach de crucero.

Influencia de la masa al despegue

La masa al despegue de una aeronave puede variar ampliamente entorno a su valor medio (a modo de ejemplo, el B757 tiene un intervalo de variación entre el -23% y el +37%) y por tanto, el efecto en el perfil vertical de vuelo así como en los parámetros globales del vuelo, puede ser considerable.

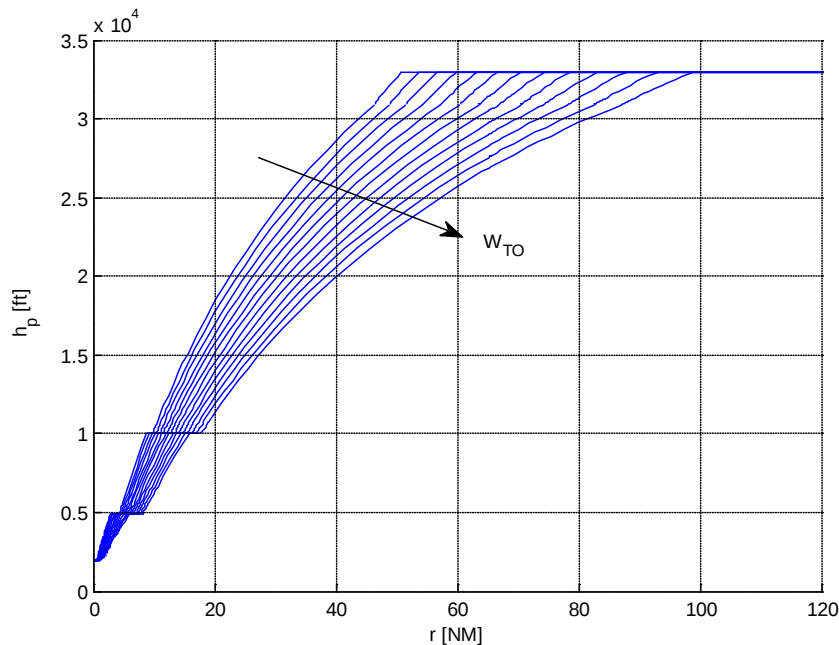


Figura 5.4.1. Influencia masa al despegue en el perfil vertical de ascenso.

Las Figuras 5.4.1 y 5.4.2, muestran la influencia en el perfil vertical de vuelo correspondiente a la fase de ascenso y descenso, respectivamente. Cuando se incrementa W_{TO} , la distancia horizontal recorrida durante la fase de ascenso se aumenta considerablemente. La variación del TOC con respecto al W_{TO} se muestra en la Figura 5.4.3. Como se indicaba en la Tabla 5.3.1, el TOC varía desde 50.3 NM en el caso de que $W_{TO} = 120000$ kg, hasta 97.6 NM para $W_{TO} = 180000$ kg. Respecto al CSR y el TOD el efecto del W_{TO} es bastante inferior, como se muestra en las Figuras 5.4.2 y 5.4.3.

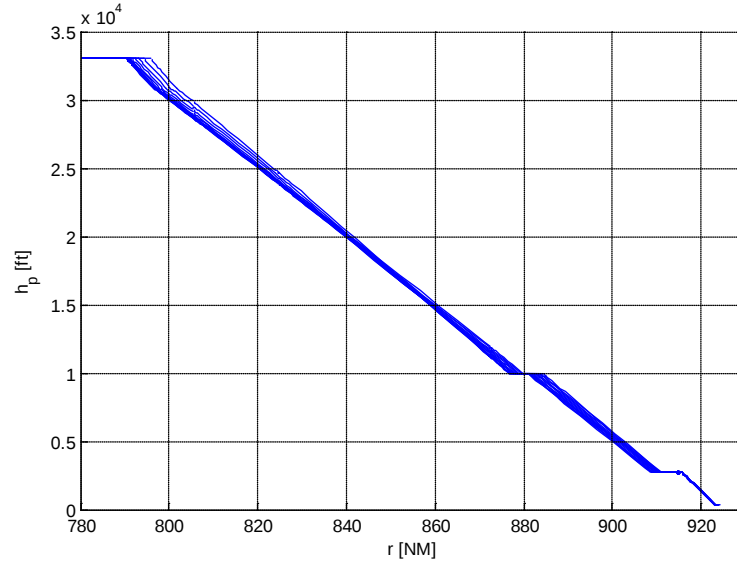


Figura 5.4.2. Influencia masa al despegue en el perfil vertical de descenso.

El consumo de combustible es mucho más sensible a cambios en W_{TO} (Figura 5.4.4). Como se indicaba en la Tabla 5.3.1, m_F es de 7858.74 kg para una masa de $W_{TO} = 120000$ kg, y de 11778.63 kg para un $W_{TO} = 180000$ kg (una diferencia de 3919.89 kg de fuel, con respecto a un consumo nominal de 9535.32 kg).

Por su parte, el efecto del W_{TO} en el tiempo de vuelo es bastante débil, como se muestra en la Figura 5.4.4 y en la Tabla 5.3.1. Cuando el W_{TO} se incrementa de 120000 kg a 180000 kg, el t_f aumenta desde 7798.14 s hasta 7821.76 s (una diferencia de únicamente 54.89 segundos, con respecto a un tiempo de vuelo nominal de 7821.76 s).

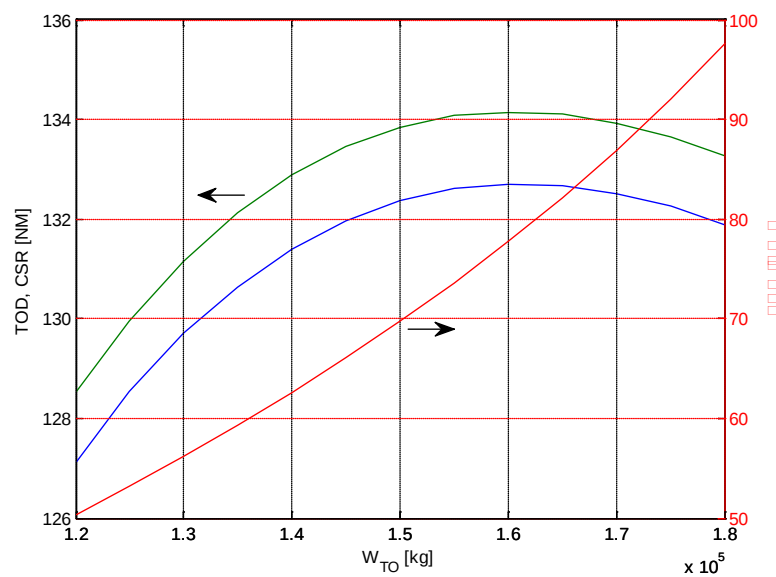


Figura 5.4.3. Influencia masa al despegue en el TOD, CSR y TOC.

En conclusión, el efecto del W_{TO} en el perfil vertical de ascenso y en el consumo de combustible es muy significativo, mientras que la influencia en el perfil vertical de descenso y en el tiempo de vuelo es poco significativo.

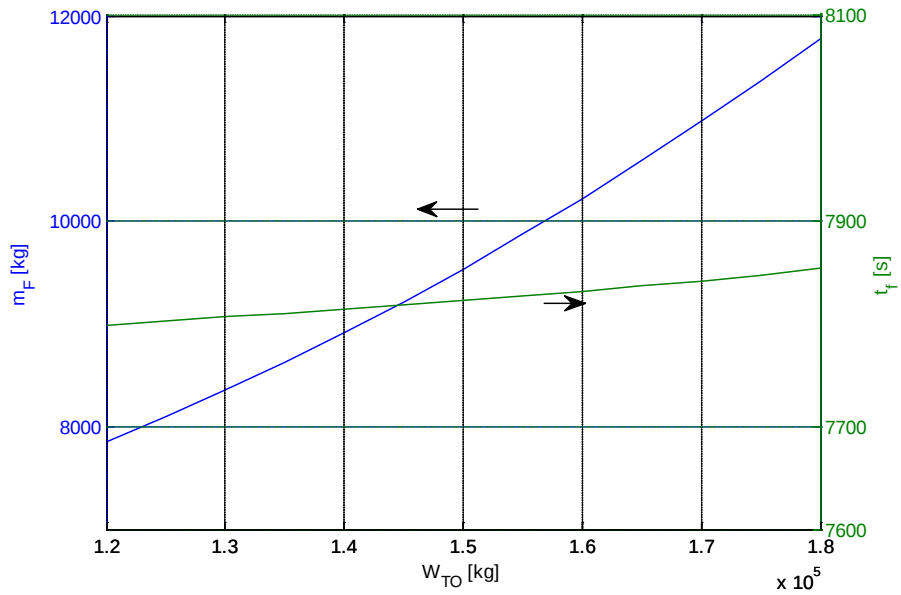


Figura 5.4.4. Influencia de la masa al despegue en el consumo de combustible y el tiempo de vuelo.