

ANEXOS

ANEXO A.- CASOS ESPECIALES

Hasta ahora se han desarrollado trayectorias de vuelo globales que se ajustaban a la trayectoria tipo. Sin embargo por diversas razones pueden aparecer trayectorias globales que siendo válidas no cumplan de forma íntegra con la trayectoria global tipo. Estos posibles casos se van a desarrollar en el presente apartado y ya han sido implementados dentro de los diagramas anteriormente desarrollados pero que por motivos de facilitar la comprensión no han sido explicados. De este modo se ha conseguido que el programa tenga la robustez necesaria para poder ser utilizado en una aplicación real.

Caso 1.- La altitud de crucero es inferior a la altitud donde se cumple que $MCLB=SCLB$. Dependiendo del valor de la altitud de crucero, este caso se divide a la vez en dos.

1.a.- Altitud de crucero igual o inferior a la altura de limitación de velocidad (en el ejemplo 10.000 ft) (Figura 4.4.1a y Figura 4.4.1b).

Este tipo de casos aunque extraños en la operación normal, pueden aparecer cuando el aeropuerto de salida y destino están muy próximos. La velocidad máxima en crucero será de 250 kt y por tanto el tramo de aceleración, alcanzada la altitud de crucero, y el tramo de desaceleración, alcanzado el CSR, han sido eliminados. En el ejemplo de la figura 4.4.1.c y figura 4.4.1.d, se puede comprobar lo anterior. Para ello se ha planificado un vuelo entre el aeropuerto de Sevilla (LEZL) y Málaga (LEMG) considerando una altitud de crucero de 8000ft y un ATOW de 150000 kg.

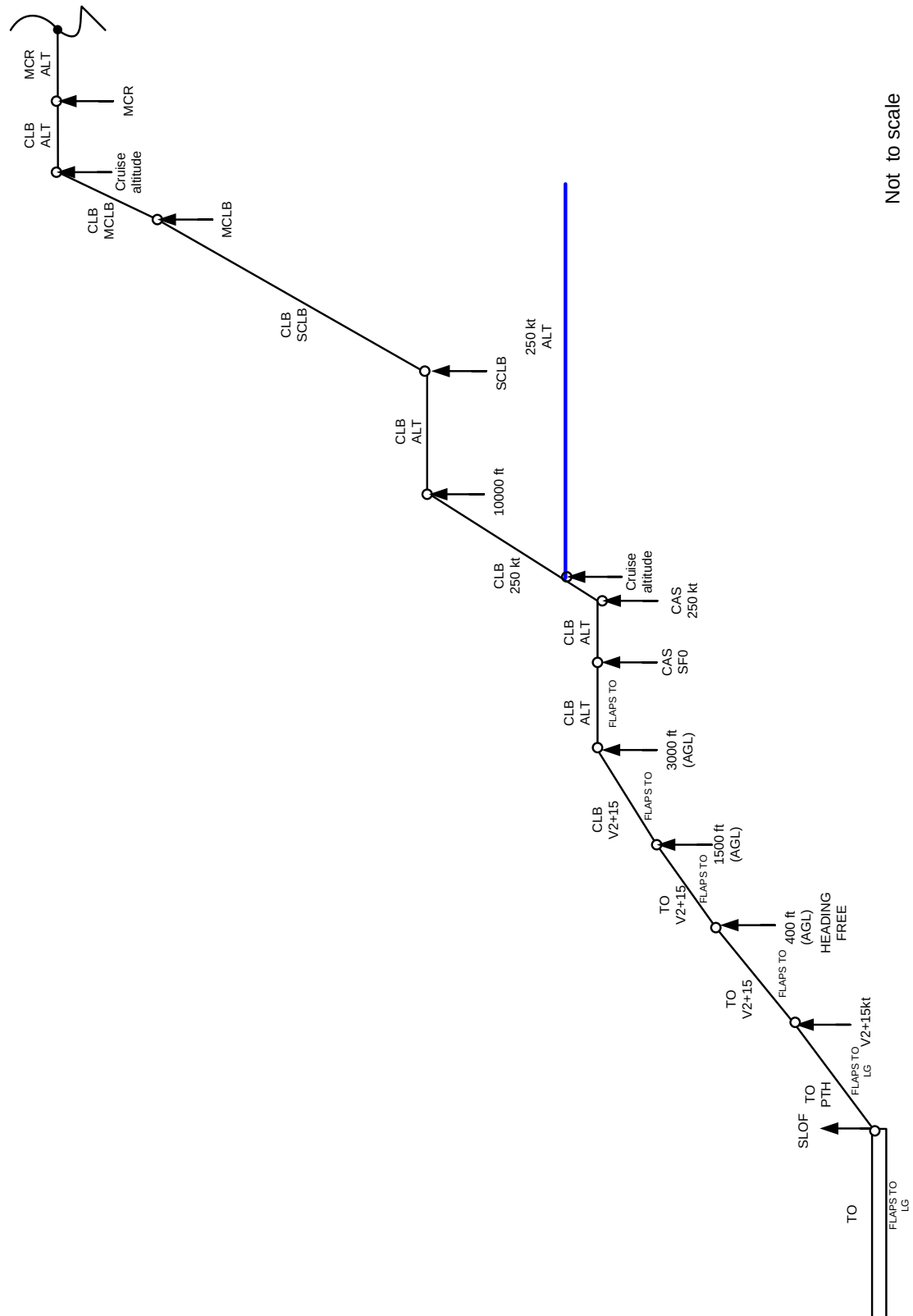


Figura 4.4.1a. Caso especial 1a.

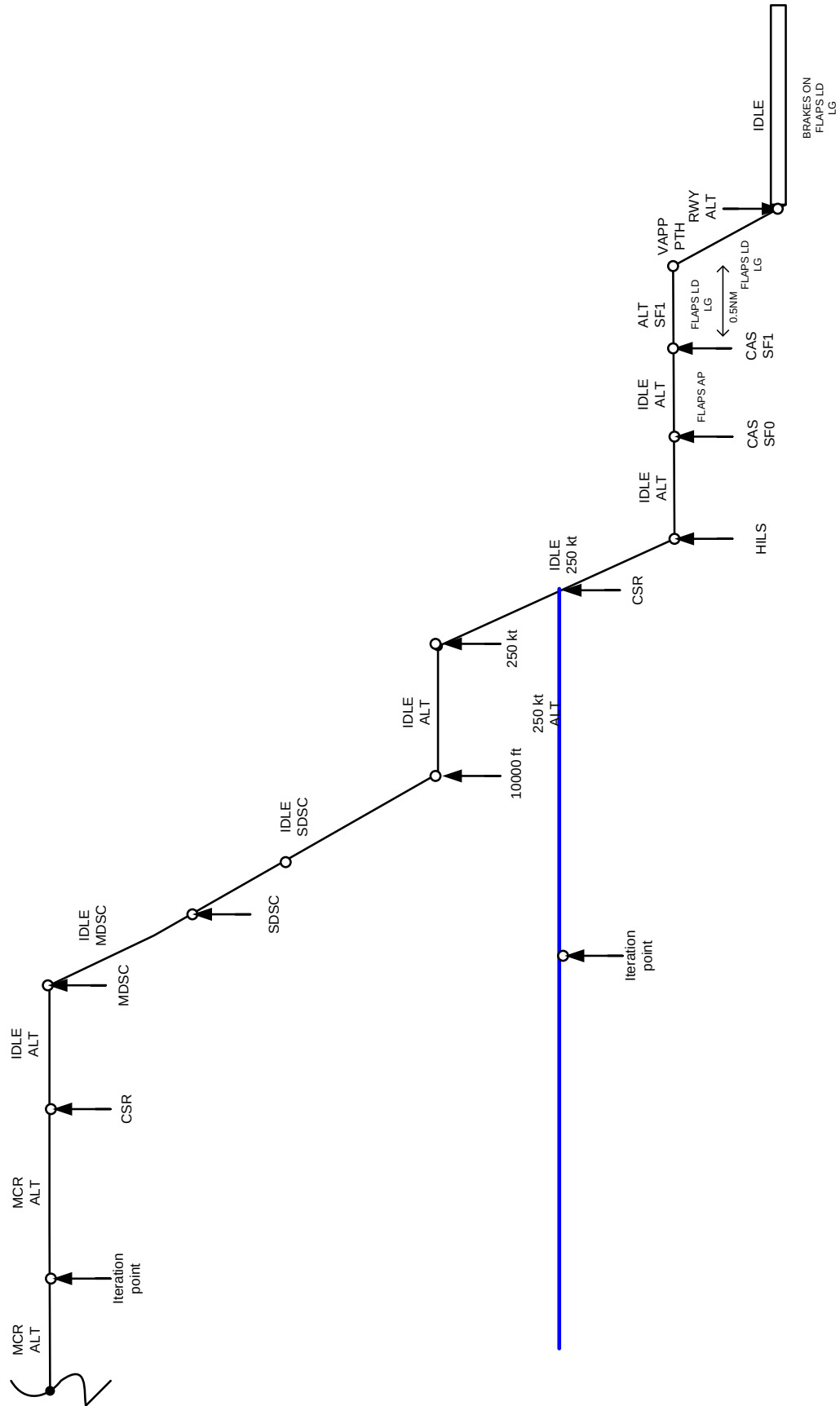


Figura 4.1.1b. Caso especial 1a.

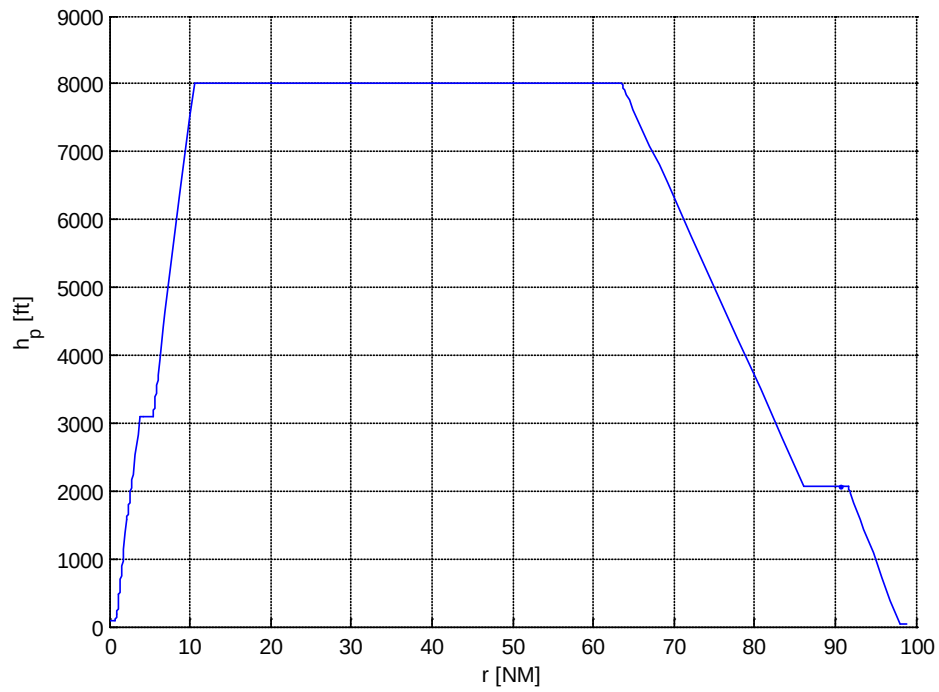


Figura 4.4.1c. Caso Especial 1a.

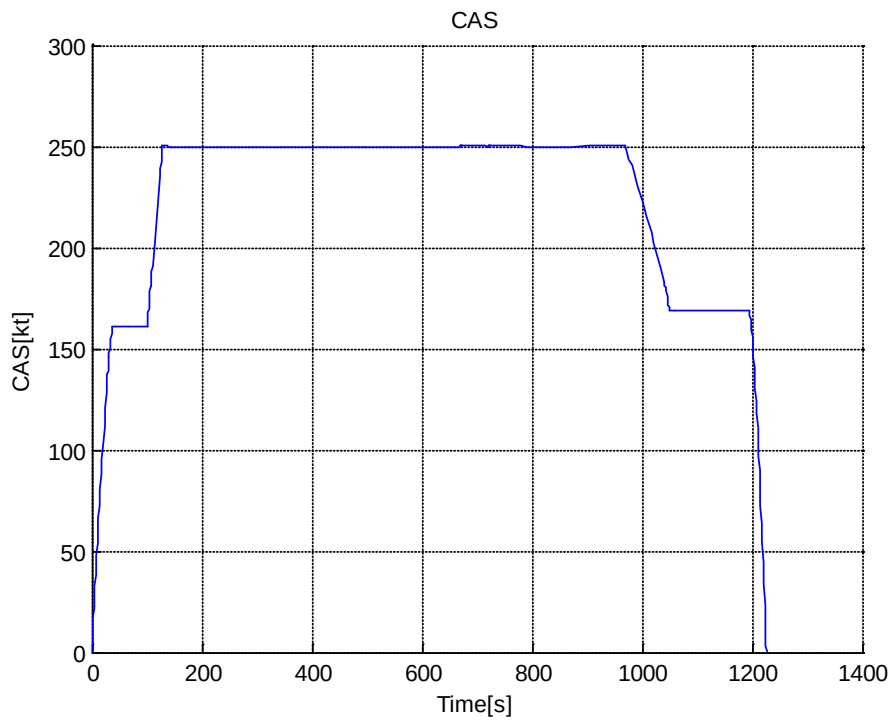


Figura 4.4.1d. Caso especial 1a.

1.b.- Altitud de crucero superior a la altura de limitación de velocidad (Figura 4.4.2a y Figura 4.4.2b).

Esta tipología es más común que la anterior y se presenta en vuelos de corto radio o en aeronaves de bajas prestaciones. En el ascenso no se alcanza la transición para pasar de volar de CAS constante a número de Mach constante. Se utiliza para el crucero la velocidad, SCR, expresada en VCAS y específica de la aeronave. En el segmento posterior a alcanzar el CSR se desacelera hasta la velocidad SDSC o en caso de que SCR sea menor o igual a SDSC se inicia directamente el descenso. En el ejemplo de la figura 4.4.2c y figura 4.4.2d, se puede comprobar lo anterior. Para ello se ha planificado un vuelo entre el aeropuerto de Sevilla (LEZL) y Málaga (LEMG) considerando una altitud de crucero de 12000ft y una masa al despegue de 150000 kg.

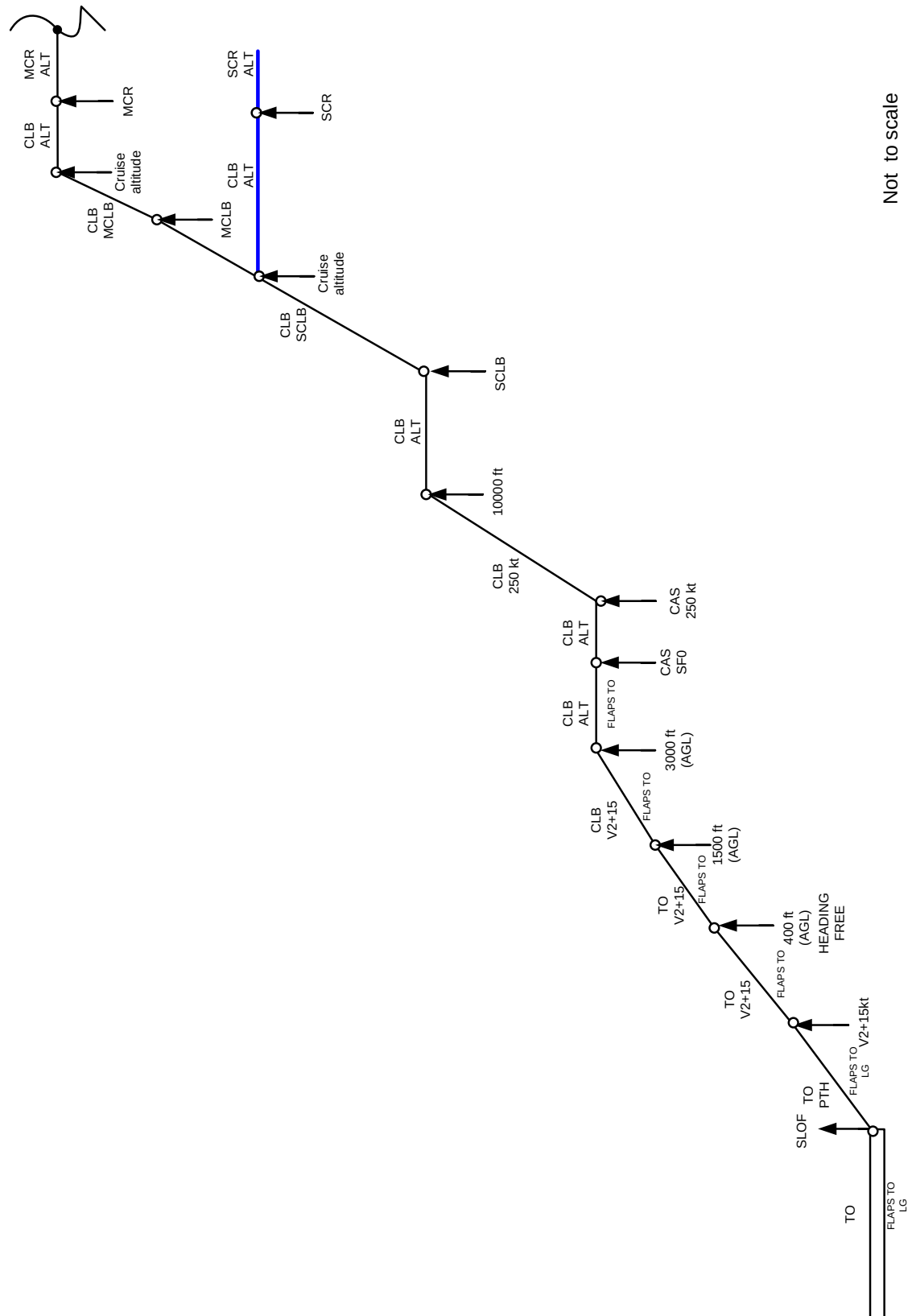


Figura 4.4.2a. Caso especial 1b.

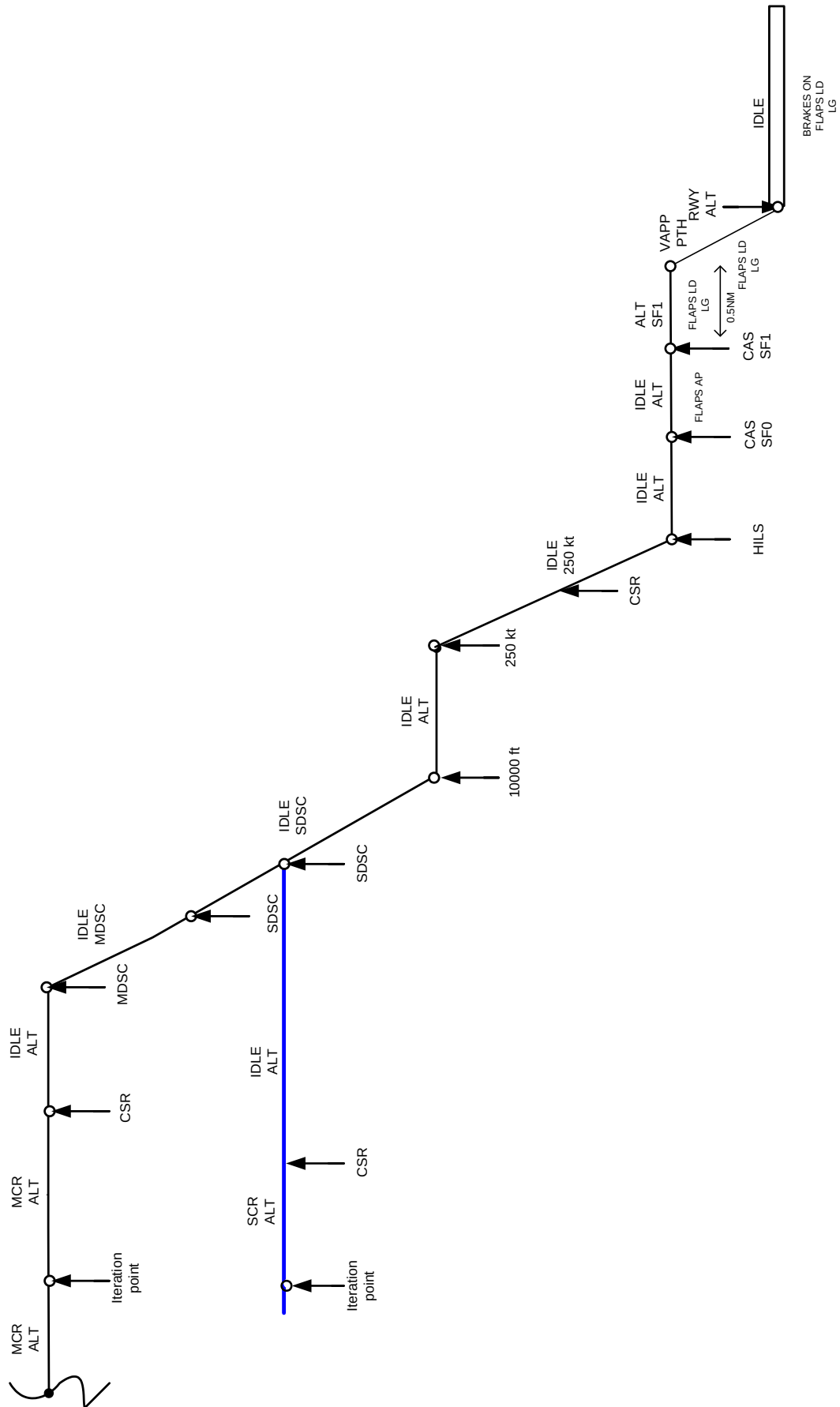


Figura 4.4.2b. Caso especial 1b.

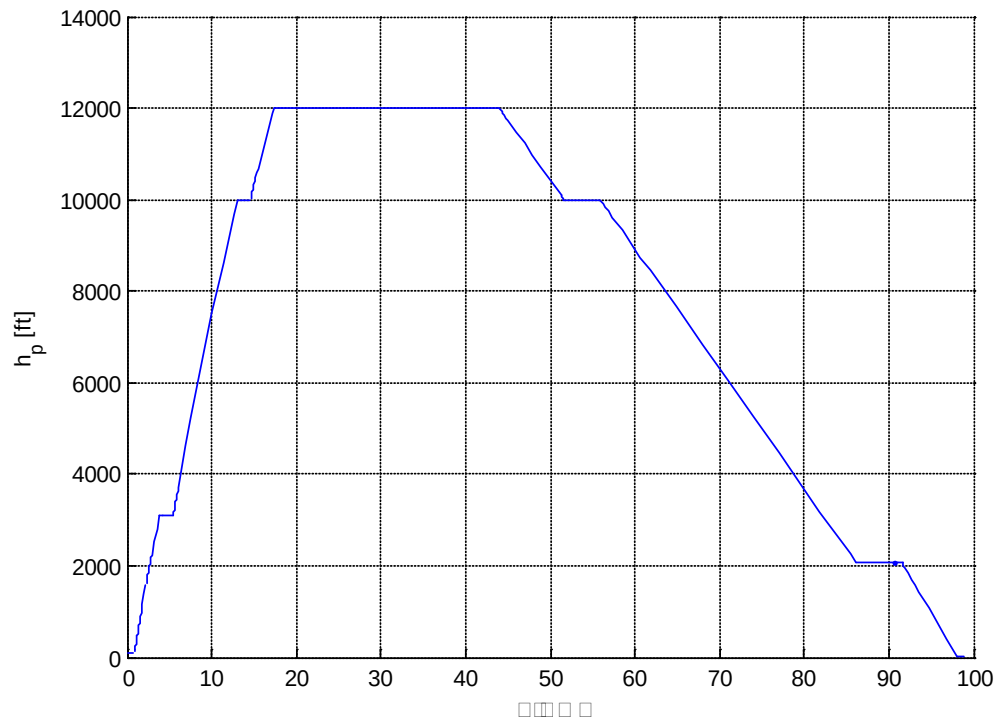


Figura 4.4.2c. Caso especial 1b.

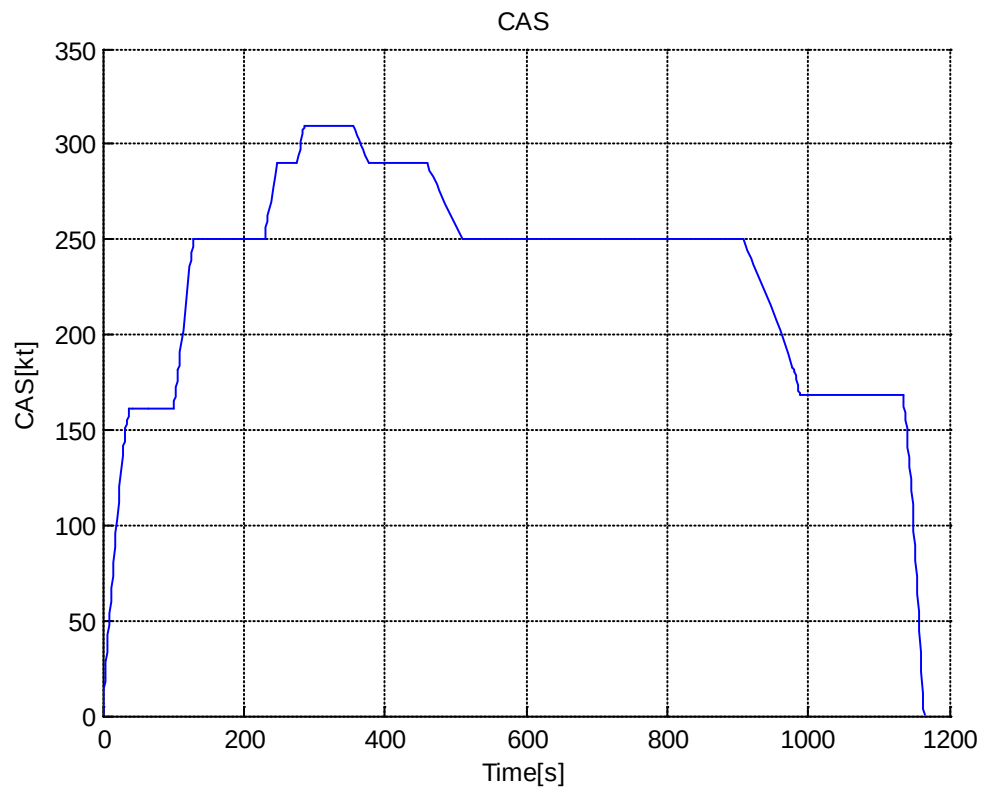


Figura 4.4.2d. Caso especial 1b.

Caso 2.- Se alcanza el CSR antes de alcanzar la altitud de crucero. En general estos casos suelen principalmente cuando el usuario selecciona una altitud de crucero por encima de la altitud de vuelo alcanzable por la aeronave para la distancia entre aeropuertos, para las performances de la aeronave o para el peso al despegue seleccionado en el vuelo. Pueden suceder 3 casos en función de la distancia entre los aeropuertos de salida y destino.

2.a.- La altitud de la aeronave al alcanzar el CSR es superior a la altura donde $MCLB=SCLB$ (Figura 4.4.3 y Figura 4.4.4).

Alcanzado el CSR si el MCLB es mayor que el MDSC (Figura 4.4.3), se inicia un tramo de desaceleración a altura constante. En caso contrario se inicia directamente el descenso manteniendo el número de Mach (Figura 4.4.4a). En el ejemplo de la figura 4.4.4b y figura 4.4.4c, se puede comprobar lo anterior. Para ello se ha planificado un vuelo entre el aeropuerto de Sevilla (LEZL) y Madrid (LEMD) considerando una masa al despegue de 150000 kg y una altitud de crucero de 48000ft, altitud que no se ha llegado a alcanzar al tener que iniciar el descenso.

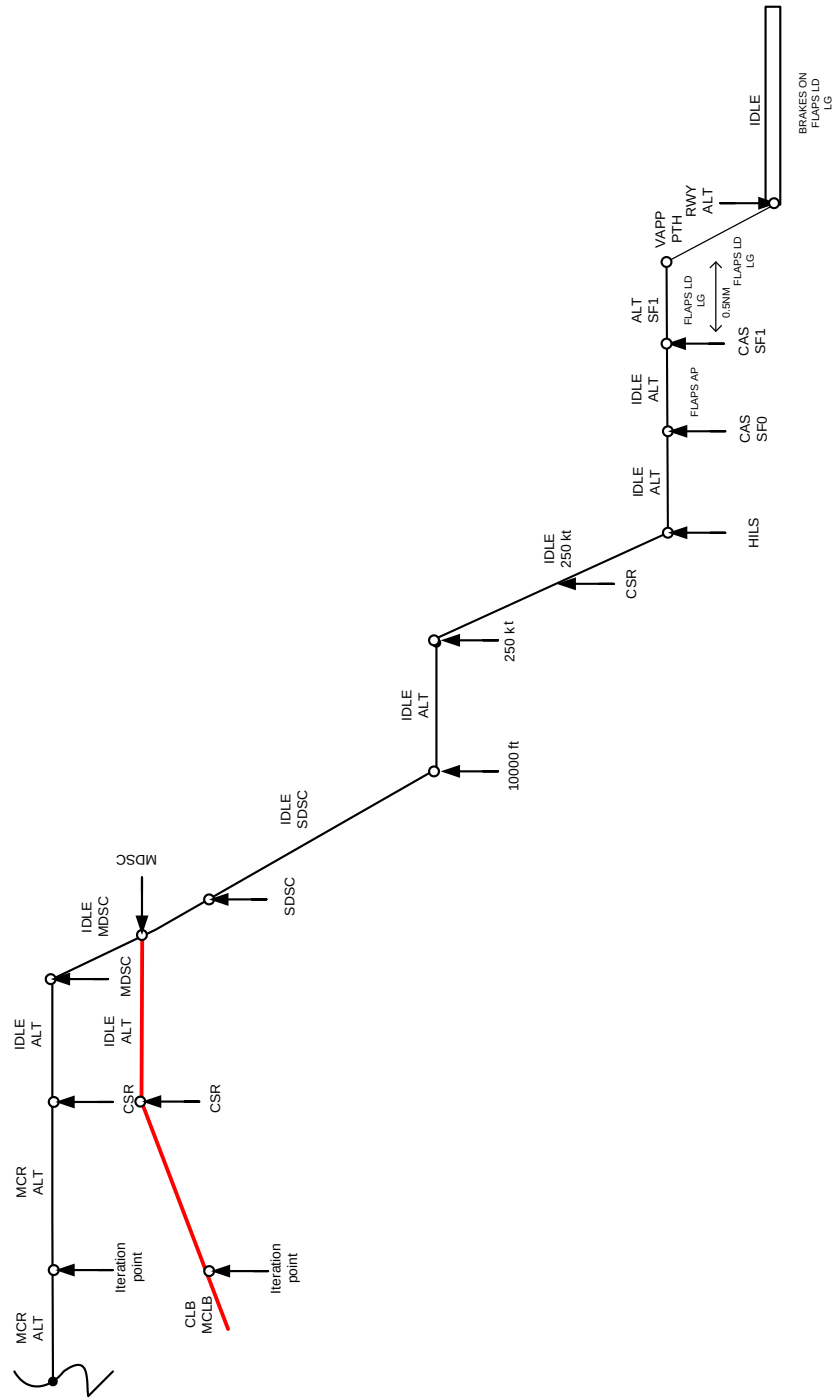


Figura 4.4.3. Caso especial 2a.

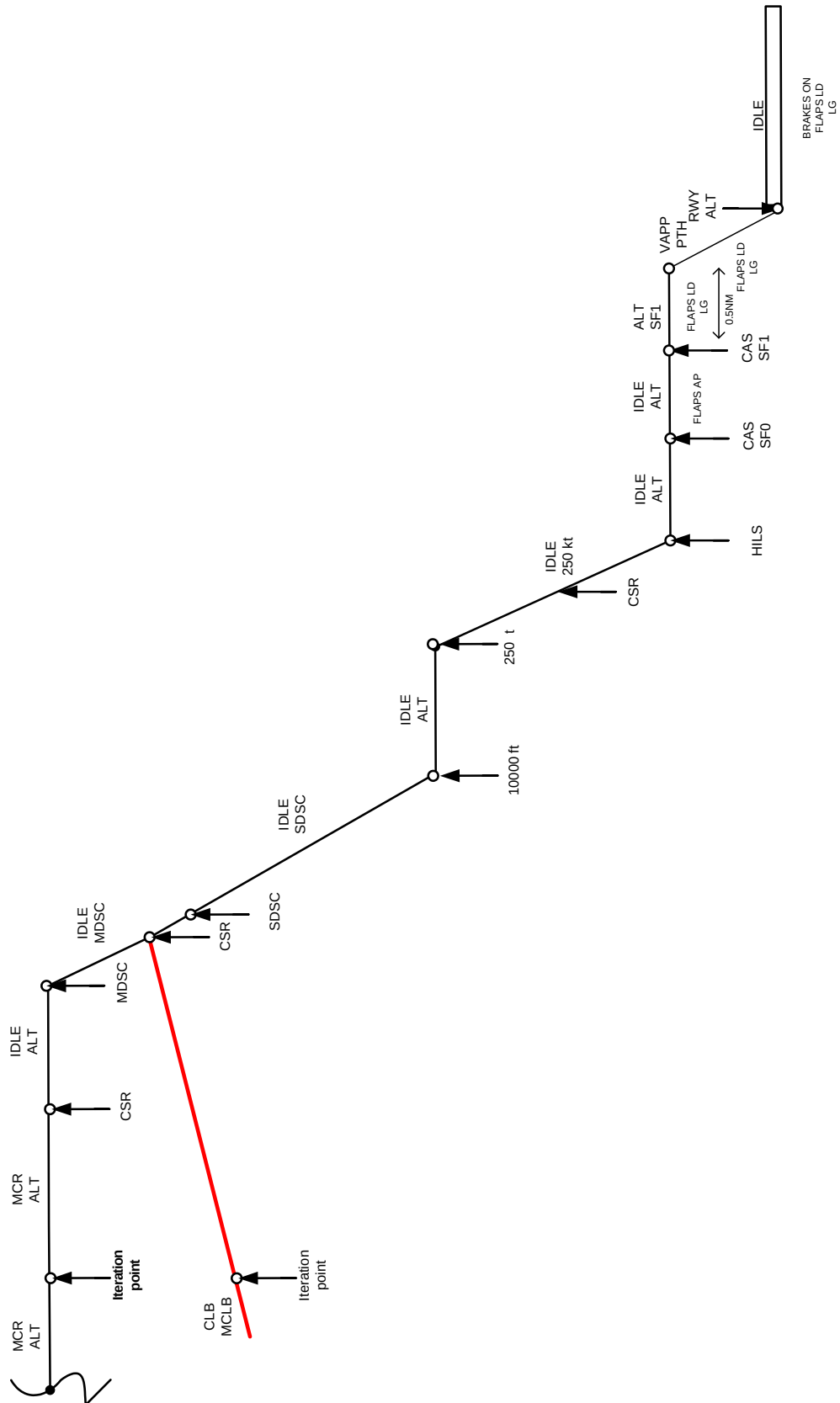


Figura 4.4.4a. Caso especial 2a.

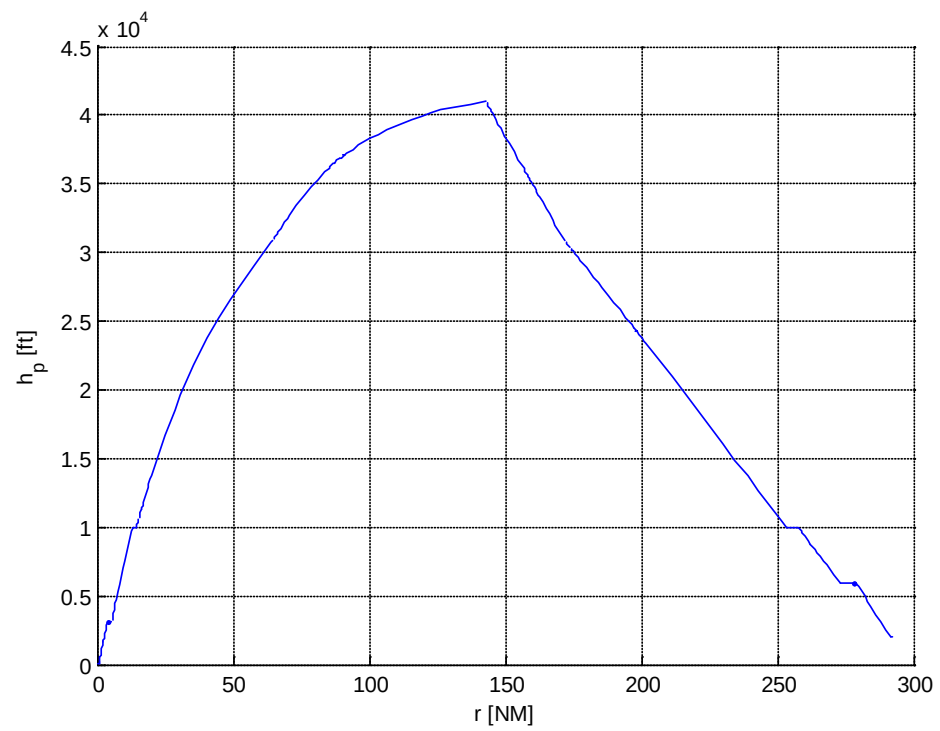


Figura 4.4.4b. Caso especial 2a.

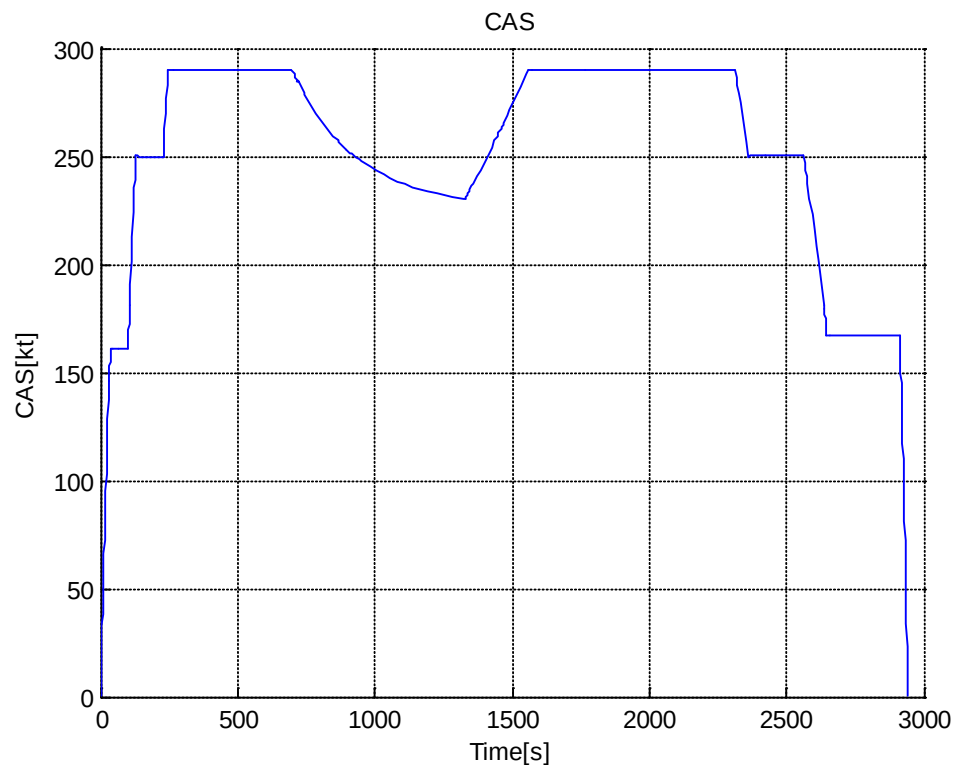


Figura 4.4.4c. Caso especial 2a.

2.b.- La altitud de la aeronave al alcanzar el CSR es inferior a la altura donde $MCLB=SCLB$ pero superior a la altura de limitación de velocidad (en la figura 10.000 ft), (Figura 4.4.5 y Figura 4.4.6).

Alcanzado el CSR si SCLB es mayor al SDSC se inicia un tramo de desaceleración a altura constante (Figura 4.4.5). En caso contrario se inicia directamente el descenso manteniendo SCLB (Figura 4.4.6). En el ejemplo de la figura 4.4.6b y figura 4.4.6c, se puede comprobar lo anterior. Para ello se ha planificado un vuelo entre el aeropuerto de Madrid (LEMD) y Valencia (LEVC) considerando una masa al despegue de 155000 kg y altitud de crucero de 25000ft.

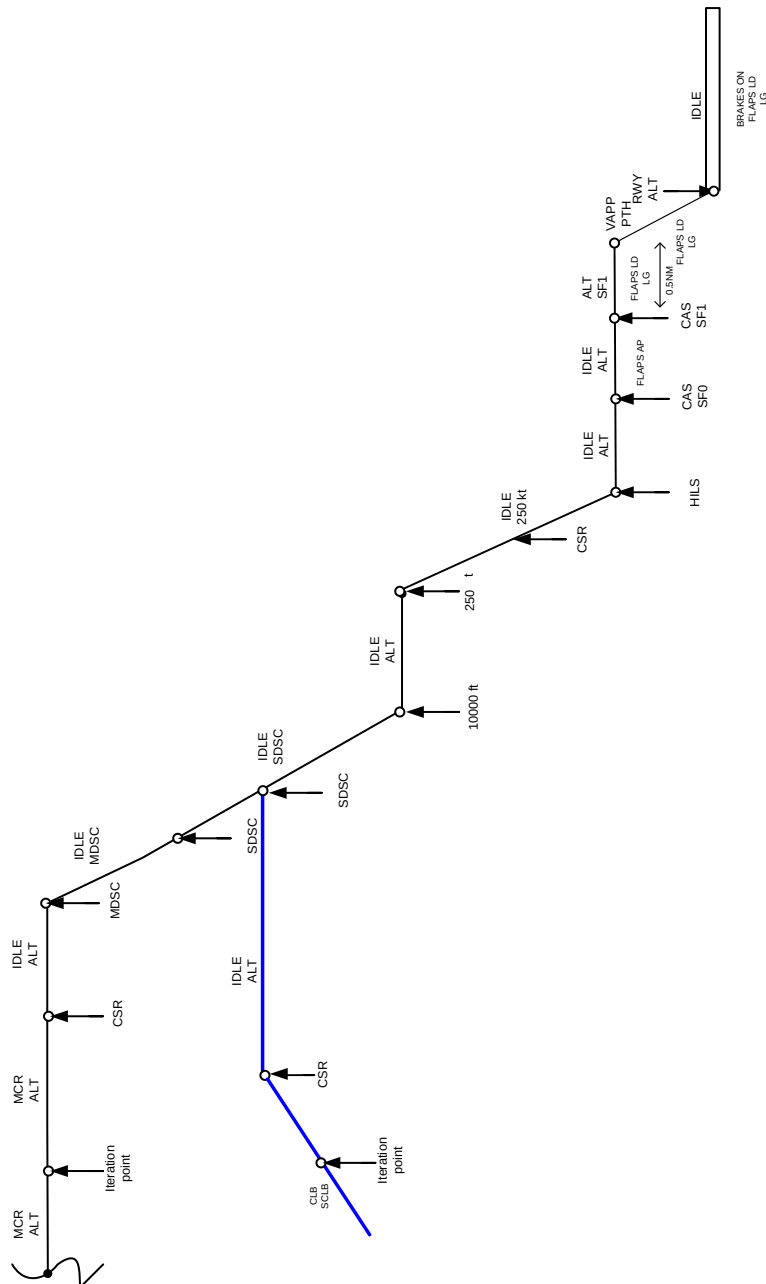


Figura 4.4.5. Caso especial 2b.

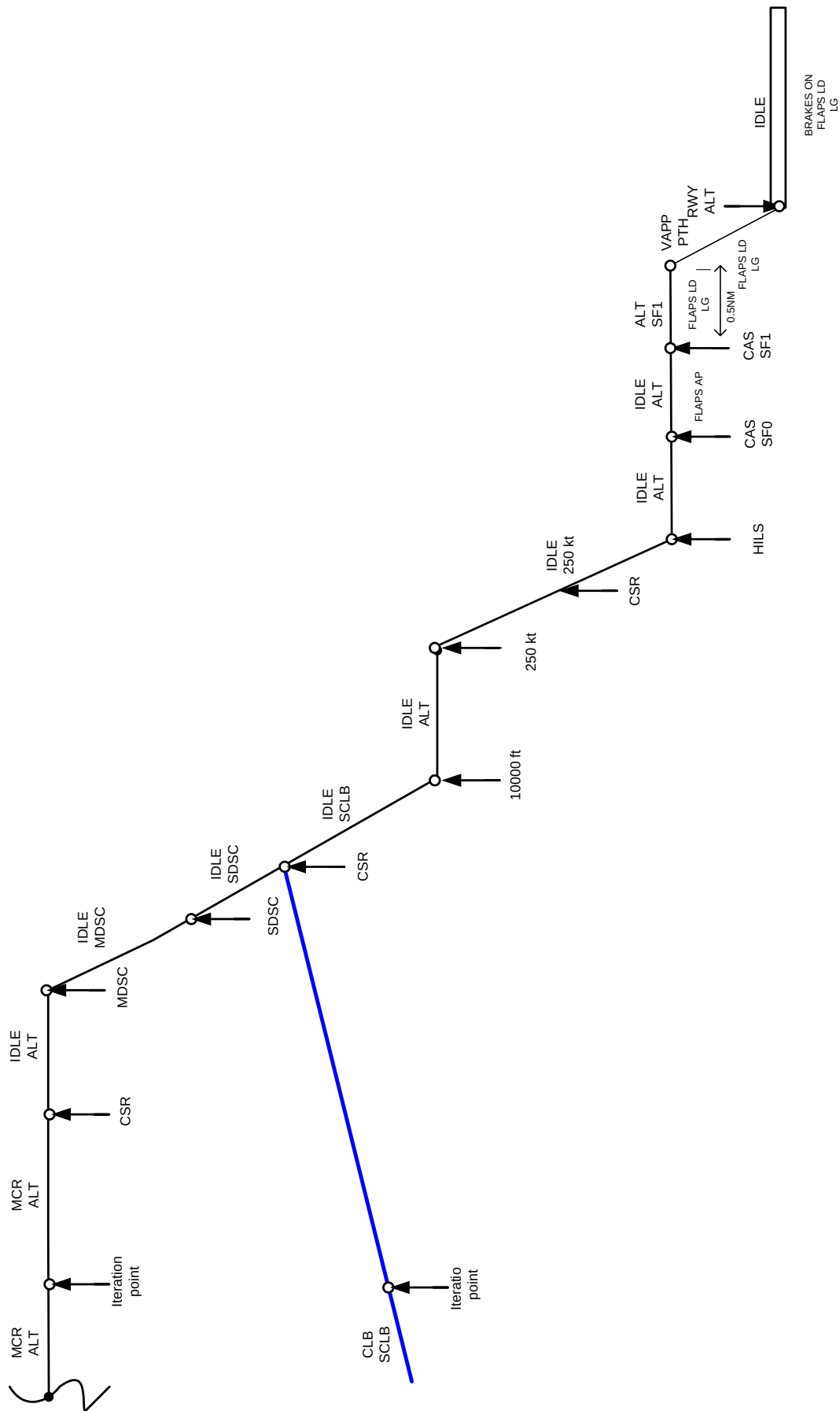


Figura 4.4.6a. Caso especial 2b.

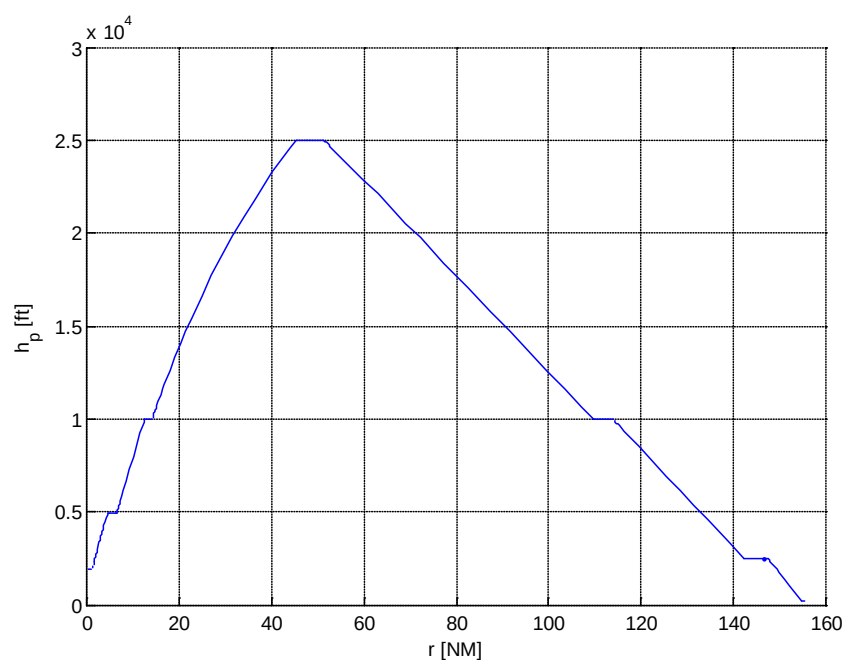


Figura 4.4.6b. Caso especial 2b.

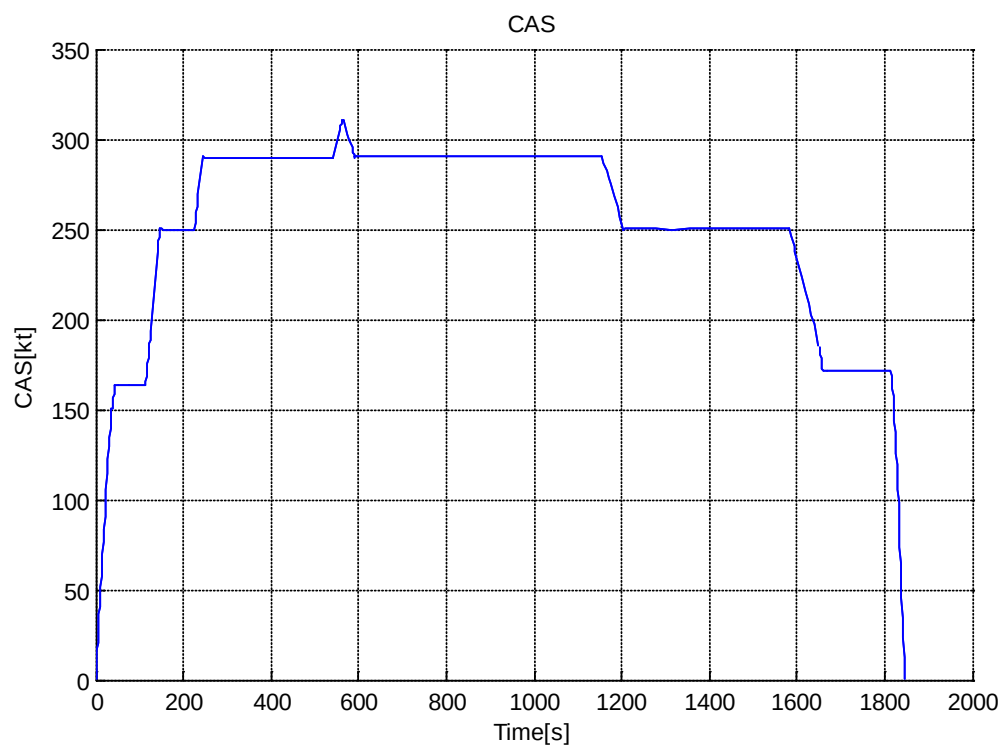


Figura 4.4.6b. Caso especial 2b.

2.c.- La altitud de la aeronave al alcanzar el CSR es igual o inferior a la altura de limitación de velocidad (en la figura 10.000 ft), (Figura 4.4.7).

Quando se alcanza el CSR directamente se inicia el descenso manteniendo 250 kt. En el ejemplo de la figura 4.4.7b y figura 4.4.7c, se puede comprobar lo anterior. Para ello se ha planificado un vuelo entre el aeropuerto de Sevilla (LEZL) y Jerez (LEJR) considerando una altitud de crucero de 10000ft, altitud que no se ha llegado a alcanzar al tener que iniciar el descenso.

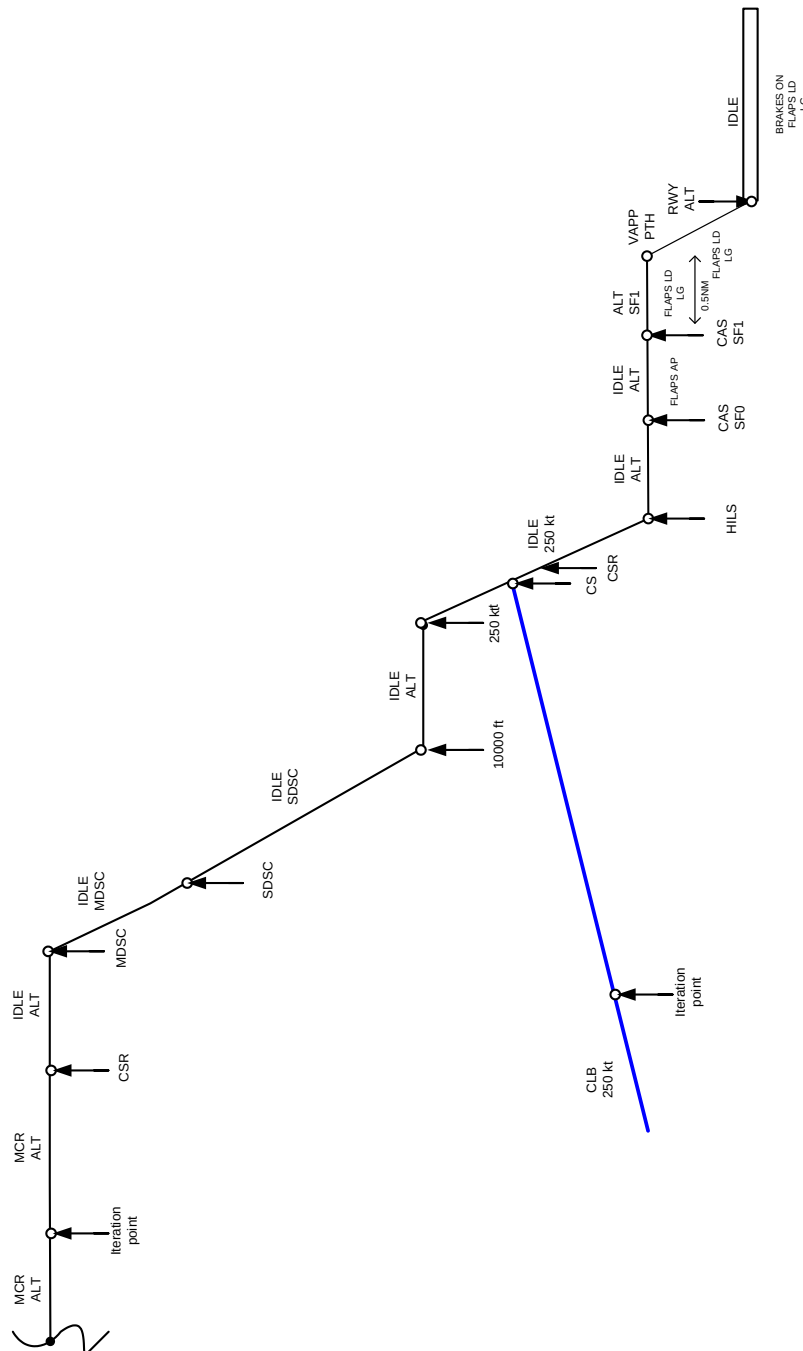


Figura 4.4.7a. Caso especial 2c.

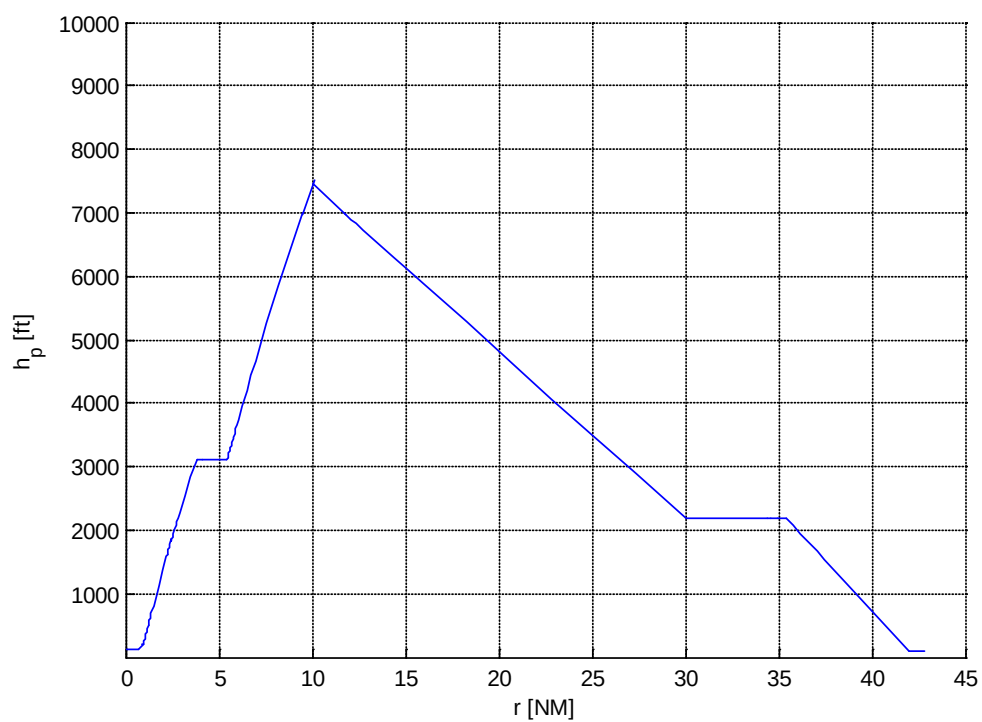


Figura 4.4.7b. Caso especial 2c.

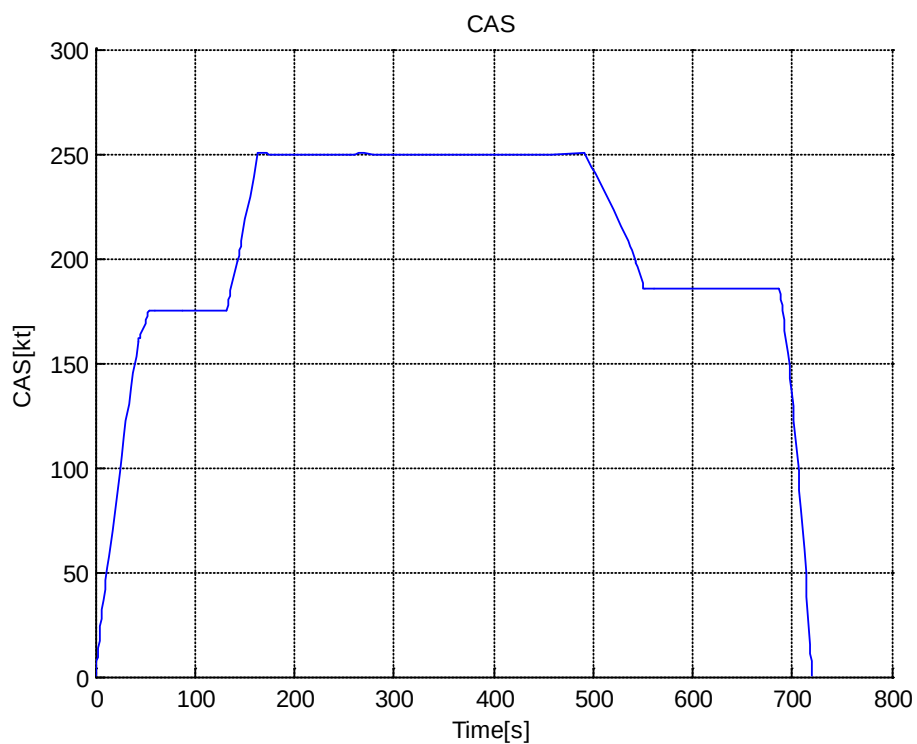


Figura 4.4.7c. Caso especial 2c.

ANEXO B.- MODELO DE ACTUACIONES DE LA AERONAVE

En este Anexo se expone el modelo de actuaciones empleado para el cálculo numérico. El modelo se corresponde al de una aeronave bimotor, de transporte comercial y fuselaje ancho. Algunas características generales de la aeronave se indican en la Tabla B.1 [JAW].

Wing area, S, [m ²]	283.3
Maximum take-off weight, MTOW, [N]	1 832 666
Maximum fuel weight [N]	722 112

Tabla B.1: Datos de la aeronave.

B.1 MODELO AERODINÁMICO

Se ha considerado la polar aerodinámica definida por Cavcar and Cavcar [CAC].

$$C_D = (C_{D_{0,i}} + \sum_{j=1}^5 k_{0j} H^j(M)) + (C_{D_{1,i}} + \sum_{j=1}^5 k_{1j} H^j(M)) C_L + (C_{D_{2,i}} + \sum_{j=1}^5 k_{2j} H^j(M)) C_L^2$$

donde

$$H(M) = \frac{(M - 0.4)^2}{\sqrt{1 - M^2}}$$

Los coeficientes incompresibles de la polar aerodinámica se indican en la Tabla B.1.1, y los coeficientes compresibles en la Tabla B.1.2. Esta polar es válida para $M \geq 0.4$; en el caso de que $M \leq 0.4$, la polar incompresible se obtiene haciendo $H=0$. En la Figura B.1.1 se representa la polar aerodinámica en función del Mach de vuelo.

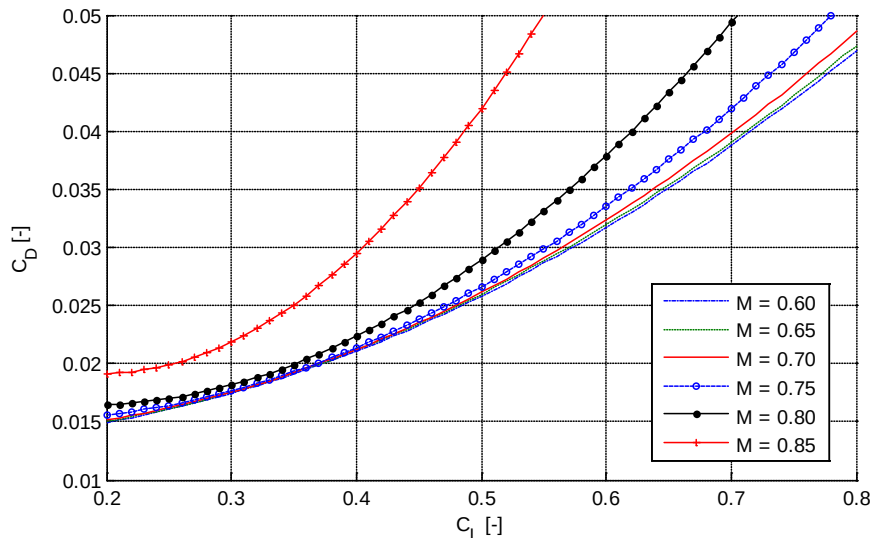


Figura B.1.1. Polar aerodinámica en función del Mach de vuelo.

Para configuraciones de vuelo distintas a la de configuración limpia, se han considerados los siguientes incrementos de C_D [EBD]:

- $\Delta C_D = 0.028$ para despegue
- $\Delta C_D = 0.010$ para ascenso
- $\Delta C_D = 0.021$ para descenso
- $\Delta C_D = 0.061$ para aproximación
- $\Delta C_D = 0.079$ para aterrizaje

$C_{D_{0,i}}$	0.01322
$C_{D_{1,i}}$	-0.00610
$C_{D_{2,i}}$	0.06000

Tabla B.1.1. Coeficientes de la polar incompresible.

j	1	2	3	4	5
$k_{0,j}$	0.0067	-0.1861	2.2420	-6.4350	6.3428
$k_{1,j}$	0.0962	-0.7602	-1.2870	3.7925	-2.7672
$k_{2,j}$	-0.1317	1.3427	-1.2839	5.0164	0.0000

Tabla B.1.2. Coeficientes de la polar compresible.

B.2 MODELO PROPULSIVO

Aunque pueden utilizarse multitud de dependencias funcionales de los diferentes ratings de motor, en este documento y a modo simplificado, se ha considerado para el coeficiente de empuje (ver Mattingly [MTT] y Erzberger [ERZ])

$$C_T = \frac{T_{SL,RATE}}{W_{TO}} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} (1 - 0.49\sqrt{M}) \frac{1}{\theta}$$

donde $T_{SL,RATE}$ es el empuje a nivel del mar y $M=0$ para un determinado rating de motor. Los valores de $T_{SL,RATE}$ correspondientes al modelo de motor de la aeronave se muestra en la Tabla B.2.1. El empuje normalizado $T(M,h)/T_{SL,RATE}$ se muestra en la Figura B.2.1.

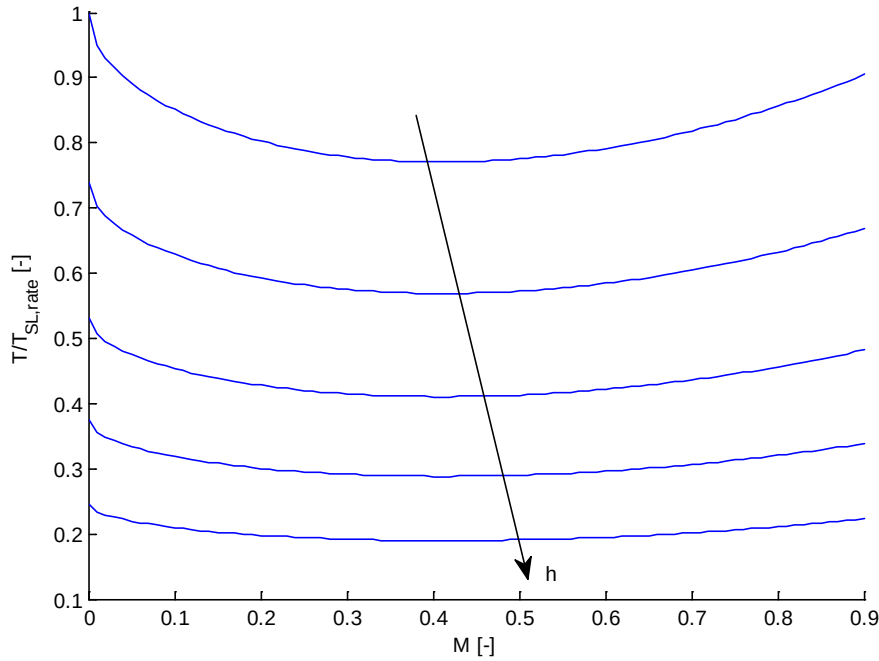


Figura B.2.1. Empuje normalizado en función del Mach de vuelo.

$T_{SL,TO}$	$5,15 \cdot 10^5 \text{ N}$
$T_{SL,CLB}$	$4,89 \cdot 10^5 \text{ N}$
$T_{SL,IDLE}$	$0,073 \cdot 10^5 \text{ N}$

Tabla B.2.1

Para el coeficiente de consumo específico de combustible, se considera el modelo definido por Mattingly [MTT] (y descrito por Miele [MIE]).

$$C_c = c_{SL} \frac{L_H}{a_{SL}} (1.0 + 1.2M)$$

donde c_{SL} es el consumo específico de combustible a nivel del mar y $M=0$, cuyo valor para el modelo del motor de la aeronave es $c_{SL} = 9.0 \cdot 10^{-6}$ kg/(s N) [JAE]. El calor latente del combustible es $L_H = 43 \cdot 10^6$ J/kg. En la Figura B.2.2 se representa el consumo específico en función del Mach de vuelo.

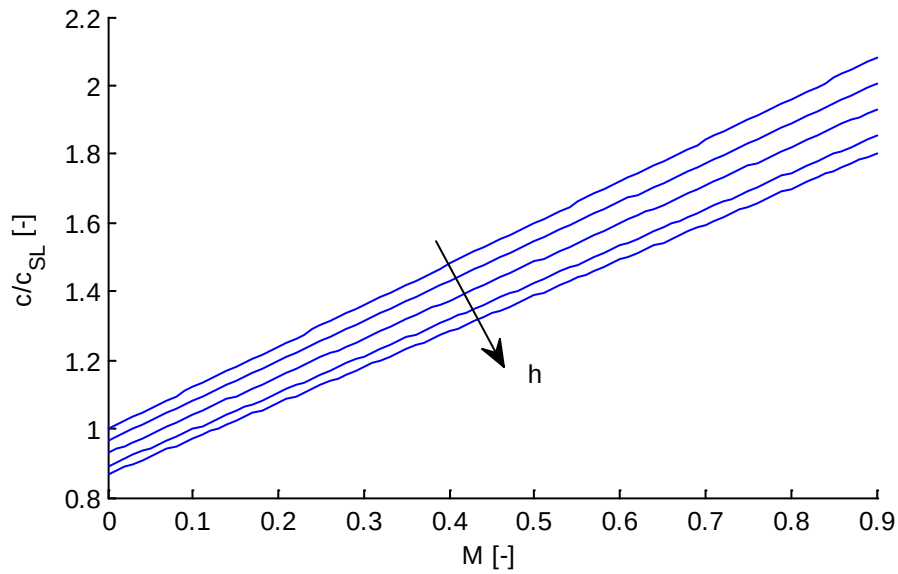


Figura B.2.2. Consumo específico normalizado en función del Mach de vuelo.