

Modelo de planta propulsiva para NGMSA - v2.0.

March 13, 2011

Índice

1. Planta motora base	2
2. Datos de la planta motora base	3
3. Obtención de la potencia, empuje escalado del motor base	10
3.1. Consumo Específico de Combustible	11

List of Figures

1. Potencia en Eje (Shaft HorsePower) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed) . . .	4
2. Datos de Potencia en Eje (Shaft HorsePower) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)	5
3. Empuje (Thrust) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)	6
4. Datos de Empuje (Thrust) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)	7
5. Equivalent Shaft Fuel Consumption (ESFC) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)	8
6. Datos de Equivalent Shaft Fuel Consumption (ESFC) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)	9

1. Planta motora base

En este primer análisis se va a proveer de un modelo de planta propulsora, con sus curvas de potencia, consumo de combustible, y empuje que servirán para el escalado de los motores. Los datos del motor que se proporcionará son relativos a una modificación del Allison T56-A Series IV cuyos datos principales son:

- T56-A Series IV
 - Potencia máxima disponible en eje (Shaft HorsePower) : 5250 shp
 - La potencia máxima disponible se reduce un 4.7% una vez instalado en el avión: 5014 shp
 - Longitud (m) : 3,711
 - Diametro (m): 0,6858
 - Altura (m): 0.91(estimado)
 - Peso en vacío (kg): 879,96
 - Power-to-weight ratio (shp/lb): 2.70

El motor base empleará una hélice formada por cuatro palas de un diámetro total de 4.10 metros y que muestran un rango de ángulos de paso de 101° , entre los 86.65° del abanderamiento y los 14.5° negativos de la reversa. Se asume que el sistema motor-hélice tiene un sistema de ajuste de paso de hélice automático, que se encarga de ajustar dicho paso para obtener la mejor eficiencia propulsiva en función de la configuración del motor y el segmento de vuelo. Dicho sistema automático de ángulo de de paso tendrá que ser calculado, y bastará con asumir que el conjunto motor hélice tendrá una eficiencia constante de $\eta_p = 0,80$. Se asumirá también que la planta propulsora tiene prefijada una serie de configuraciones que definen los settings en los que operará el motor en función del segmento de vuelo, y que permitirán obtener una estimación inicial de la potencia disponible del motor base en cada uno de dichos segmentos:

- **Normal Takeoff**
 - Se corresponde con la posición de palanca para un despegue normal (Normal Rating).
 - Hélice girando al 100 % de las RPM máximas (Palanca al 100 %).
 - Potencia disponible 4630 SHP
- **Maximum Takeoff**
 - Se corresponde con el motor operando al 108.3 % de la potencia disponible, y se utiliza en situaciones en las que sea necesario disponer de mayor potencia en despegue, y se corresponde con la potencia de maximo continuo (Takeoff Rating).
 - Hélice girando al 100 % de las RPM máximas (Palanca al 100 %).
 - Potencia disponible 5014 SHP
 - En el caso de fallo de motor durante el despegue, si no se está aplicando el **Maximum Takeoff** setting, el motor restante se activará automáticamente a configuración de **Maximum Takeoff**
- **Maximum continuous**
 - Se corresponde con la configuración en la que se considera como el máximo par que puede generar el motor de forma continua, todo y que sólo se empleará en caso de emergencia (Takeoff Rating).
 - Hélice girando al 100 % de las RPM máximas (Palanca al 100 %).
 - Potencia disponible 5014 SHP
 - Está configuración será la empleada para determinar la velocidad máxima según RFP

■ **Maximum climb**

- Se corresponde con la configuración del motor durante los diferentes segmentos de subida.
 - Hélice girando al 95 % de las RPM máximas (Palanca al 95 %).
 - Potencia disponible 4400 SHP

■ **Maximum Cruise 1**

- Se corresponde con la configuración del motor para mantener crucero tipo 1 que es de máximo alcance.
 - Hélice girando al 90 % de las RPM máximas (Palanca al 90 %).
 - Potencia disponible 4168 SHP

■ **Maximum Cruise 2**

- Se corresponde con la configuración del motor para mantener crucero tipo 2 que es de máximo autonomía.
 - Hélice girando al 80 % de las RPM máximas (Palanca al 80 %).
 - Potencia disponible 3705 SHP

Estos Ratings permiten hacer una estimación de la palanca de potencia necesaria para cada uno de dichos segmentos. Las curvas que se proveerán tanto de consumo de combustible, potencia y empuje en función de la velocidad para dserán para tanto la configuración de Takeoff Rating (108 % de la potencia disponible) como la de Normal Rating (100 % de la potencia disponible), y todas ellas a palanca de gases al 100 %.

2. Datos de la planta motora base

Para poder obtener la potencia disponible en cada segmento se proveerán una serie de curvas que apotarán información del motor relativa a:

- Consumo de combustible específico (ESFC) en función de true airspeed para diferentes velocidades.
- Potencia en Eje en función de true airspeed para diferentes velocidades:
 - Gráfica en Figura 1.
 - Datos en Figura 2.
- Empuje en función de true airspeed para diferentes velocidades:
 - Gráfica en Figura 3.
 - Datos en Figura 4.
- Consumo de combustible específico equivalente (ESFC) en función de true airspeed para diferentes velocidades:
 - Gráfica en Figura 5.
 - Datos en Figura 6.

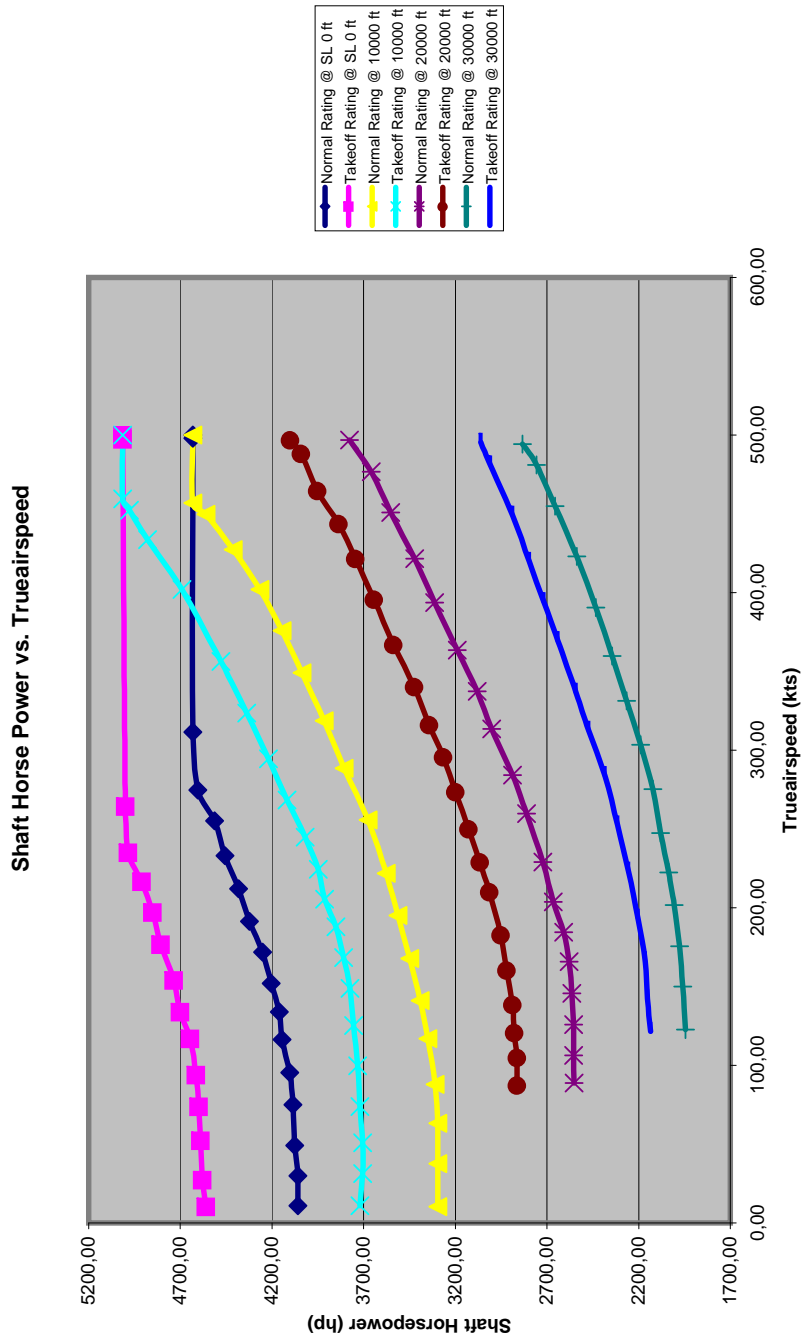


Figure 1: Potencia en Eje (Shaft HorsePower) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)

Normal Rating @ SL 0 ft		Takeoff Rating @ SL 0 ft		Normal Rating @ 10000 ft		Takeoff Rating @ 10000 ft		Normal Rating @ 20000 ft		Takeoff Rating @ 20000 ft		Normal Rating @ 30000 ft		Takeoff Rating @ 30000 ft	
V	SHP	V	SHP	V	SHP	V	SHP	V	SHP	V	SHP	V	SHP	V	SHP
(kts)	(hp)	(kts)	(hp)	(kts)	(hp)	(kts)	(hp)	(kts)	(hp)	(kts)	(hp)	(kts)	(hp)	(kts)	(hp)
10.82	4058.77	10.30	4559.37	10.30	3294.70	10.82	3720.02	88.89	2553.19	87.34	2862.74	122.67	1945.42	121.63	2135.84
29.77	4058.77	27.19	4579.48	37.63	3294.70	31.32	3704.96	106.29	2554.52	104.74	2862.74	149.89	1960.52	142.14	2153.04
49.25	4075.12	52.35	4590.54	63.21	3294.70	50.80	3704.96	125.77	2554.99	120.60	2877.84	175.57	1975.62	166.27	2164.37
74.93	4086.41	73.89	4600.54	87.85	3309.75	73.89	3720.02	145.76	2564.52	138.52	2869.17	201.77	2005.82	193.50	2203.44
95.43	4103.94	93.88	4615.83	116.98	3351.16	99.57	3733.89	165.75	2579.62	160.23	2919.37	222.28	2036.02	223.31	2254.87
116.46	4145.34	116.98	4645.94	141.10	3392.56	125.25	3755.19	184.36	2609.82	182.81	2953.34	247.44	2081.32	252.61	2315.37
134.04	4160.40	134.04	4701.22	167.81	3449.02	148.86	3775.24	203.84	2665.32	210.04	3015.07	275.18	2122.84	283.80	2384.64
151.96	4205.56	154.03	4736.27	195.04	3513.00	168.33	3810.35	229.00	2721.94	229.00	3066.59	303.45	2188.34	312.58	2472.79
171.95	4250.73	176.60	4807.79	221.75	3576.99	187.80	3851.76	259.67	2812.54	250.02	3126.99	331.19	2265.07	336.71	2543.19
191.43	4322.24	197.11	4852.95	255.70	3674.85	205.38	3911.98	284.32	2889.17	273.63	3188.72	359.80	2344.44	369.62	2640.02
211.93	4382.47	216.58	4910.12	288.45	3806.59	221.34	3947.09	313.61	3000.97	295.69	3266.67	390.65	2432.39	394.27	2718.84
235.13	4457.74	235.20	4964.69	318.78	3915.74	244.85	4013.66	337.22	3081.69	316.20	3343.04	423.05	2538.09	419.94	2795.47
255.19	4514.20	264.32	4999.74	349.11	4036.19	268.46	4118.99	363.42	3188.72	340.32	3425.22	454.76	2655.12	449.24	2889.17
274.66	4604.54	497.49	5014.80	375.82	4145.34	294.65	4220.62	393.75	3312.52	367.04	3538.47	480.95	2757.04	480.95	3009.87
311.54	4630.88	500.00	5014.80	402.02	4265.78	323.43	4337.30	421.49	3421.44	395.82	3644.17	494.39	2832.54	495.43	3061.69
498.01	4630.88			427.18	4412.58	356.35	4479.15	450.79	3553.57	421.49	3746.09				
500.00	4630.88			449.75	4559.37	402.02	4691.10	476.81	3659.27	443.55	3836.69				
				456.82	4630.88	433.73	4877.79	496.88	3776.29	464.58	3953.72				
				500.00	4630.88	452.34	4978.23			488.19	4040.54				
						459.40	5014.80			496.93	4100.94				
						500.00	5014.80								

Figure 2: Datos de Potencia en Eje (Shaft HorsePower) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)

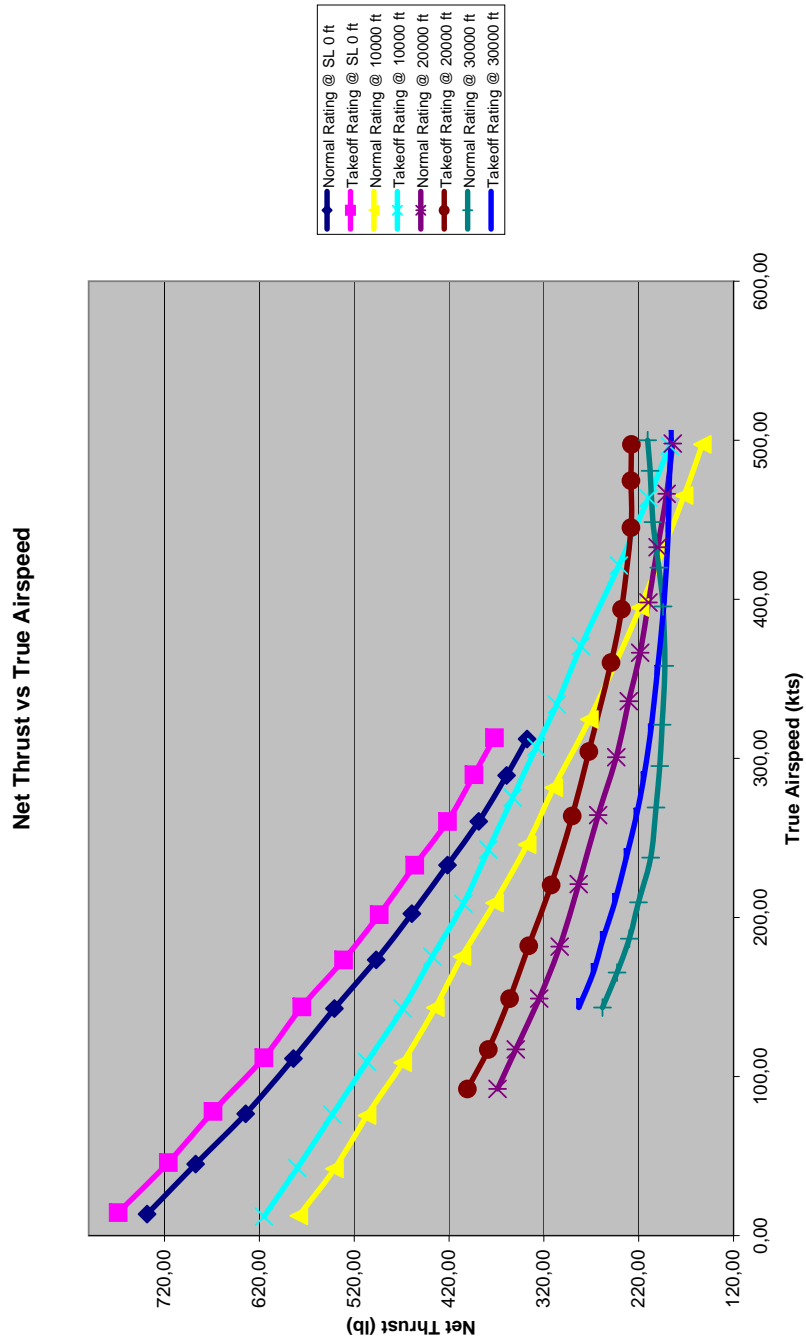


Figure 3: Empuje (Thrust) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)

Normal Rating @ SL 0 ft		Takeoff Rating @ SL 0 ft		Normal Rating @ 10000 ft		Takeoff Rating @ 10000 ft		Normal Rating @ 20000 ft		Takeoff Rating @ 20000 ft		Normal Rating @ 30000 ft		Takeoff Rating @ 30000 ft	
(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)	(lbs)	(kts)
13.50	738.40	14.54	768.80	12.46	615.23	11.93	615.23	92.21	368.88	92.21	400.67	143.38	258.20	143.38	283.19
44.95	687.21	45.99	716.01	42.00	540.84	42.82	540.84	117.06	349.69	117.06	378.48	165.36	242.88	165.36	267.87
76.97	634.42	78.14	668.82	75.53	506.45	76.05	506.45	149.03	324.69	149.03	356.08	186.65	229.98	186.65	256.20
111.33	584.03	111.85	615.23	108.72	468.86	109.24	468.86	181.70	303.30	181.70	335.89	209.51	220.31	209.51	245.90
142.78	540.84	143.82	575.24	143.30	434.47	142.78	434.47	220.97	283.30	220.97	312.29	237.60	207.41	237.60	233.21
173.36	496.85	173.36	531.25	175.44	406.47	175.44	406.47	264.41	262.70	264.41	263.89	269.18	201.77	263.07	222.76
202.38	459.26	201.86	493.65	209.15	372.08	208.63	372.08	300.73	243.71	300.73	272.50	295.18	197.77	285.93	215.31
232.96	421.67	232.96	456.06	245.82	337.69	242.69	337.69	336.00	230.51	336.00	249.11	321.18	195.32	315.94	207.64
260.41	388.68	260.41	421.67	281.61	309.69	275.36	309.69	366.41	218.51	366.41	393.86	358.17	192.48	352.93	200.64
289.26	359.28	289.78	393.68	324.53	272.10	306.98	272.10	388.03	209.72	388.03	445.12	395.51	194.32	398.13	193.32
312.20	337.69	313.06	372.08	394.91	218.51	333.92	218.51	432.79	200.12	432.79	474.66	419.94	198.77	442.79	188.87
				465.28	172.12	370.58	172.12	466.32	190.52	466.32	497.43	448.55	204.99	471.41	187.87
				497.43	152.93	421.32	152.93	497.95	184.12	497.95	500.02	480.83	207.99	500.55	185.65
						496.38	187.32								

Figure 4: Datos de Empuje (Thrust) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)

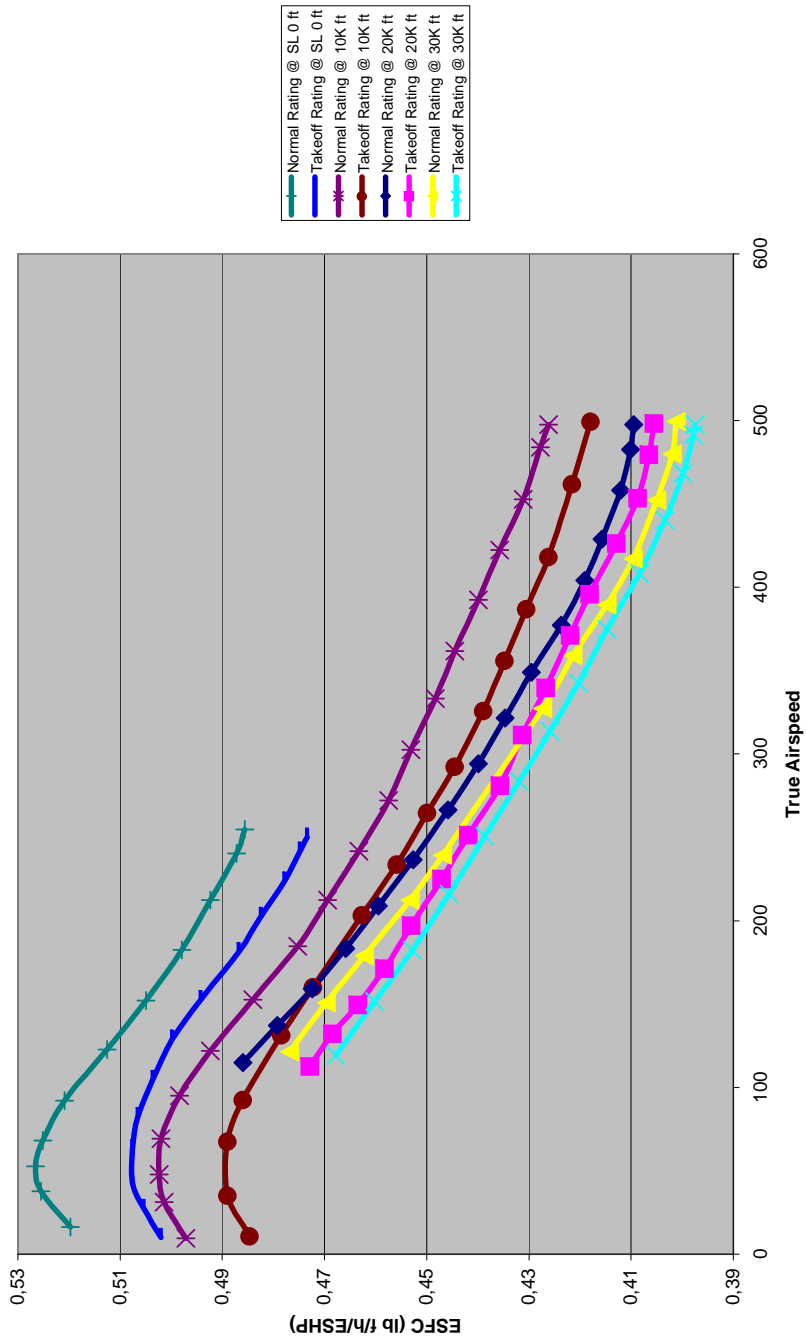


Figure 5: Equivalent Shaft Fuel Consumption (ESFC) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)

Normal Rating @ SL 0 ft		Takeoff Rating @ SL 0 ft		Normal Rating @ 10000 ft		Takeoff Rating @ 10000 ft		Normal Rating @ 20000 ft		Takeoff Rating @ 20000 ft		Normal Rating @ 30000 ft		Takeoff Rating @ 30000 ft	
V	ESFC	V	ESFC	V	ESFC	V	ESFC	V	ESFC	V	ESFC	V	ESFC	V	ESFC
(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)	(kts)	(lb /h/ESHHP)
16.37	0.5197	9.95	0.5020	9.42	0.4972	10.99	0.4846	114.89	0.4860	112.81	0.4728	121.43	0.4768	119.24	0.4678
37.73	0.5255	27.31	0.5054	31.30	0.5014	35.30	0.4890	137.09	0.4792	132.24	0.4684	150.78	0.4686	151.44	0.4602
52.66	0.5265	42.76	0.5075	47.80	0.5024	67.60	0.4890	159.13	0.4724	149.58	0.4634	179.08	0.4622	182.25	0.4528
65.12	0.5251	63.26	0.5075	69.16	0.5020	92.60	0.4860	183.41	0.4668	171.44	0.4582	212.42	0.4633	216.00	0.4456
92.08	0.5209	82.53	0.5065	95.03	0.4984	131.33	0.4784	208.74	0.4584	197.29	0.4530	239.34	0.4489	250.80	0.4387
122.82	0.5125	104.93	0.5036	121.95	0.4924	160.15	0.4722	236.50	0.4526	225.22	0.4471	327.38	0.4273	283.51	0.4319
152.16	0.5050	128.90	0.4998	152.69	0.4840	203.57	0.4626	286.34	0.4459	251.42	0.4419	359.16	0.4213	313.81	0.4259
212.42	0.4980	152.69	0.4942	184.64	0.4752	233.78	0.4559	294.26	0.4399	281.25	0.4357	369.54	0.4148	342.54	0.4203
240.38	0.4872	181.51	0.4868	212.42	0.4694	264.69	0.4499	321.50	0.4347	311.61	0.4313	417.33	0.4096	374.91	0.4148
254.79	0.4856	202.52	0.4824	241.77	0.4632	292.47	0.4445	348.91	0.4295	339.89	0.4267	452.23	0.4050	408.15	0.4084
		223.88	0.4778	272.16	0.4575	325.51	0.4389	377.19	0.4237	371.29	0.4219	480.02	0.4020	440.34	0.4034
		241.77	0.4748	302.55	0.4531	356.20	0.4347	404.08	0.4191	396.10	0.4181	499.47	0.4012	468.21	0.3998
		250.28	0.4734	333.28	0.4483	387.11	0.4305	428.68	0.4157	426.45	0.4129			491.58	0.3978
				361.76	0.4445	418.37	0.4261	458.20	0.4121	453.69	0.4087			487.46	0.3974
				392.50	0.4399	462.13	0.4215	482.66	0.4101	479.54	0.4065				
				422.36	0.4357	499.47	0.4180	497.58	0.4095	498.45	0.4055				
				452.75	0.4311										
				484.01	0.4277										
				497.55	0.4261										

Figure 6: Datos de Equivalent Shaft Fuel Consumption (ESFC) vs. Velocidad Verdadera (True Airspeed)

3. Obtención de la potencia, empuje escalado del motor base

Para determinar la potencia del motor se empleará la siguiente relación

$$P_{USE} = F_{SCALING} \cdot F_{THROTTLE} \cdot P_{BASE}(V, h)$$

Donde

- P_{USE} representa la potencia útil del nuevo motor después del escalado, y de la corrección asociada a los diferentes factores de escalado $F_{SCALING}$, y de la posición de palanca $F_{THROTTLE}$
- $P_{BASE}(V, h)$ representa la potencia disponible del motor base en cada uno de las configuraciones del motor (arriba descritos), y se empleará el POWER SETTING que aparezca en las curvas que se presentan. Se seleccionará en función de la velocidad de vuelo (true airspeed en kts) y la altitud de vuelo:
 - Será necesario realizar la interpolación adecuada, para obtener la potencia asociada a la altitud correcta de cada uno de los segmentos de vuelo.
 - En una primera aproximación se podrá emplear el valor de la curva de potencia que se encuentre más próxima a la altitud correspondiente al segmento analizado.
- $F_{SCALING}$ representa el coeficiente de escalado seleccionado por el diseñador para satisfacer los requisitos del análisis de las curvas de actuaciones y que podrá elegir entre: 0.75, 1, 1.25, y 1.5.

De igual forma, para obtener el empuje del motor base se empleará la siguiente relación.

$$T_{USE} = F_{SCALING} \cdot F_{THROTTLE} \cdot T_{BASE}(V, h)$$

Donde

- T_{USE} es la representa el empuje útil del nuevo motor después del escalado, y de la corrección asociada a los diferentes factores de escalado $F_{THROTTLE}$, y de la posición de palanca $F_{PALANCA}$
- $T_{BASE}(V, h)$ representa el empuje disponible del motor base en cada uno de las configuraciones del motor (arriba descritos), y se empleará el POWER SETTING que aparezca en las curvas que se presentan. Se seleccionará en función de la velocidad de vuelo (true airspeed en kts) y la altitud de vuelo:
 - Será necesario realizar la interpolación adecuada, para obtener el empuje asociada a la altitud correcta de cada uno de los segmentos de vuelo.
 - En una primera aproximación se podrá emplear el valor de la curva de empuje que se encuentre más próxima a la altitud correspondiente al segmento analizado.
- $F_{SCALING}$ representa el coeficiente de escalado seleccionado por el diseñador para satisfacer los requisitos del análisis de las curvas de actuaciones y que podrá elegir entre: 0.75, 1, 1.25, y 1.5.

Para el escalado de las dimensiones del motor se asumirá que el Power-to-weight ratio se mantiene constante, $P_0/W_e = 2.70$ shp/lbm por lo que el peso de motor (W_e) escalado se obtendrá a partir de la siguiente relación:

$$W_e = \frac{F_{SCALING} \cdot P_0}{2.70}$$

donde P_0 es la potencia máxima disponible previo a la instalación en el avión, es decir, para el motor base, $P_0 = 5250$ shp. De igual forma, las dimensiones del motor escalado serán proporcionales al factor de escalado, estimando el volumen relativo del motor base ($Length \times Diameter \times Height$), y calculando las nuevas dimensiones del motor escalado teniendo en cuenta que el volumen del motor escalado será directamente proporcional al factor de escalado ($F_{SCALING}$), pero manteniendo la relación entre las dimensiones del motor base tal que

- relación entre longitud y diámetro: $x_{LD} = \frac{Length}{Diameter} = \frac{3,711}{0.69} = 5,37826087$
- relación entre longitud y altura: $x_{LH} = \frac{Length}{Height} = \frac{3,711}{0.91} = 4,078021978$
- volumen del motor base: $V_{BASE} = 2,3301369m^3$

por lo que el volumen del nuevo motor escalado (V_{SCALE}) viene dado por

$$\begin{aligned} V_{SCALE} &= F_{SCALING} \times V_{BASE} = (Length_{SCALE} \times Diameter_{SCALE} \times Height_{SCALE}) \\ &= \left(Length_{SCALE} \times \frac{Length_{SCALE}}{x_{LD}} \times \frac{Length_{SCALE}}{x_{LH}} \right) \\ &= \frac{Length_{SCALE}^3}{x_{LD}x_{LH}} \end{aligned}$$

por lo que por lo que las dimensiones del nuevo motor vienen dadas por

$$\begin{aligned} Length_{SCALE} &= (F_{SCALING} \times V_{BASE} \times x_{LD} \times x_{LH})^{\frac{1}{3}} \\ Diameter_{SCALE} &= \frac{Length_{SCALE}}{x_{LD}} \\ Height_{SCALE} &= \frac{Length_{SCALE}}{x_{LH}} \end{aligned}$$

por ejemplo, para un escalado del $F_{SCALING} = 1,25$, las dimensiones del nuevo motor serían

$$\begin{aligned} Length_{SCALE} &= (1,25 \times 2,3301369 \times 5,37826087 \times 4,078021978)^{\frac{1}{3}} = 3,997553567m \\ Diameter_{SCALE} &= \frac{3,711}{5,37826087} = 0,69m \\ Height_{SCALE} &= \frac{3,711}{4,078021978} = 0,91m \end{aligned}$$

y el nuevo peso vendría dado por

$$W_e = \frac{1,25 \cdot 5250}{2.70} = 2430,56lb \simeq 1102kg$$

3.1. Consumo Específico de Combustible

El consumo específico de combustible (Specific Fuel Consumption - SFC) viene dado por el ratio de consumo combustible dividido por el empuje resultante. Para aviones equipados con helices, el SFC se define como:

$$C = \frac{W_f/time}{thrust} = C_{power} \frac{V}{\eta_p} = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p}$$

donde :

- C_{bhp} son las libras de combustible por hora necesarias para producir 1 caballo de potencia (horse power hp) o 1 "brake horse power" bhp y tiene unidades de lb/hr/bhp hay que convertir las hr a segundos.
- El bhp tiene unidades de $550ft \cdot lb/s$
- V tiene unidades de ft/s
- el consumo de combustible viene dado en C_{bhp} que son las libras de combustible por hora necesarias para producir 1 caballo de potencia (horse power hp) o 1 "brake horse power" bhp.

El consumo de combustible viene dado en libras-masa por hora, por lo que para obtener C_{bhp} se puede emplear la siguiente expresión:

$$C_{bhp} = \frac{F_{FS}(lbm/h)}{P_{USE}(hp)} \cdot \frac{lb}{hp \cdot h} \cdot \frac{1hp}{550ft \cdot lb/s} \cdot \frac{1h}{3600s} = \frac{1}{ft}$$

donde tal como se ha definido previamente

$$P_{USE} = F_{SCALING} \cdot F_{THROTTLE} \cdot P_{BASE}(V, h)$$

y donde

$$F_{FS} = F_{THROTTLE} \cdot F_{SCALING} \cdot F_{FLOW}(V, h)$$

lo que supone asumir que tanto el consumo de combustible como la potencia disponible tienen dependencia lineal con $F_{THROTTLE}$ por lo que

$$C_{bhp} = \frac{F_{SCALING} \cdot F_{THROTTLE} \cdot F_{FLOW}(V, h)}{F_{SCALING} \cdot F_{THROTTLE} \cdot P_{BASE}(V, h)} = \frac{F_{FLOW}(V, h)}{P_{BASE}(V, h)}$$

donde F_{FLOW} representa el consumo de combustible de la planta motora. Dicha expresión del C_{bhp} asume que el escalado, o la posición de la palanca de gases no afecta en el valor del C_{bhp} . La información que viene dada en la Figura 5 representa el C_{bhp} en función de la velocidad y altitud de vuelo para tanto la configuración de Normal Rating, como la de Takeoff. Tomando la hipótesis de que al aumentar la potencia disponible de motor mediante el escalado, dicho C_{bhp} se mantiene constante, el valor obtenido en las curvas de C_{bhp} será el empleado para la configuración de vuelo elegida. Por ejemplo, para calcular el consumo específico para un avión volando a una velocidad de $V = 236,50$ kts (398.32 ft/s) a una altitud de $h = 20000$ ft, con el motor en setting the **Maximum Cruise 2**, es decir, con una posición de palanca de $F_{THROTTLE} = 0,80$, y con el motor en setting Normal Rating, el consumo de combustible es de

$$C_{bhp} = 0,4526 \frac{lb}{hp \cdot h}$$

asumiendo que la eficiencia propulsiva es de $\eta_p = 0.80$, y donde SFC se definió como:

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} = C_{bhp} \times \frac{V}{\eta_p} = 0,4526 \frac{lb}{hp \cdot h} \cdot \frac{1hp}{550ft \cdot lb/s} \cdot \frac{1h}{3600s} \times \frac{398.32}{0,80} \cdot \frac{ft}{s} = 0,000113813 \frac{1}{s}$$