

Monitoria de Aeronaves

Aula 5 - Dinâmica de Voo/Desempenho

Prof. Dr. Fernando Martini Catalano
Gabriel Setim Porto Alegre
Rodrigo Marin Torres
Vinícius Rocha Monteiro

Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Aeronáutica
Universidade de São Paulo

19 de maio de 2020

Aula de Hoje:

- 1 Objetivos
- 2 Introdução
- 3 Conceitos Fundamentais
- 4 Desempenho
- 5 Resumo
- 6 Atividades
- 7 Referências

Desempenho

Agora que entendemos os básicos da aerodinâmica, podemos ver como que isso impacta o desempenho da aeronave. A disciplina de desempenho é muito importante, uma vez que nela podemos estimar parâmetros como:

- Autonomia
- Alcance
- MTOW
- Consumo de combustível
- Distâncias (decolagem, pouso)
- Teto de operação
- Desempenho em subida, descida, curvas e em planeio

Esses parâmetros determinam as especificações da aeronave. E muitas vezes são definidos como requisitos de projeto.

Hoje não será possível abordar todos esses assuntos, eles serão vistos em detalhes na disciplina de Dinâmica de Voo .

Conceitos Fundamentais

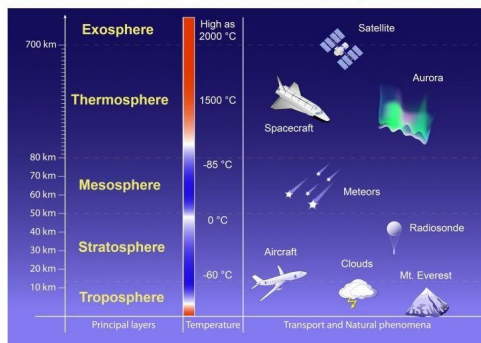
Atmosfera Padrão

Antes de prosseguirmos para os cálculos de desempenho, precisamos entender o meio que o produto opera: a **atmosfera**.

Veremos que propriedades como a pressão, temperatura, densidade e viscosidade mudam com a altitude e isso afeta as forças aerodinâmica na aeronave e o comportamento do grupo moto propulsor.

As aeronaves comerciais ou executivas operam em altitudes de até 40000 ft. Aeronaves militares como o SR-71 Blackbird operavam em 85000 ft. Satélites operam em altitudes mais elevadas, os geoestacionários orbitam a mais de 35000 km.

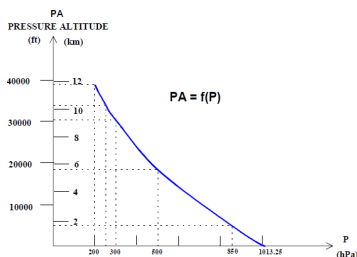
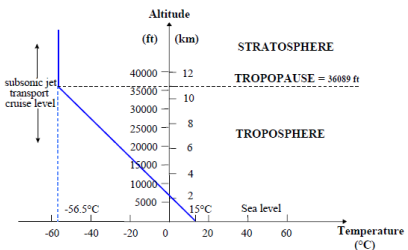
LAYERS OF THE ATMOSPHERE



Atmosfera Padrão

E como fazemos para estimar a temperatura, densidade, pressão em qualquer lugar do mundo? E em qualquer altitude?

Utilizamos a **Atmosfera Padrão** (ISA Atmosphere). Ela padroniza esses valores em relação a altitude. Basicamente, as variações em propriedades como densidade, viscosidade e velocidade do som são consequência da variação da temperatura e da pressão conforme a altitude:



Atmosfera Padrão

A tabela abaixo mostra as propriedades da atmosfera ISA padrão. Vejam que para cada altitude existe uma temperatura. Contudo, existem dias e localidades mais quentes ou mais frias. Como colocar esse efeito em consideração?

ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P/P_0$	DENSITY $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound (kt)	ALTITUDE (meters)
		hPa	PSI	In.Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

Simplemente alteramos a temperatura. Por exemplo, a 1000 ft a temperatura padrão é 13°C, contudo, imagine que esteja 33°C. Dizemos que estamos numa condição ISA + 20°C. Os cálculos de desempenho são feitos utilizando diversas condições, como ISA + 30°C ou ISA - 30°C dependendo da localidade na qual a aeronave for operar.

Atmosfera Padrão

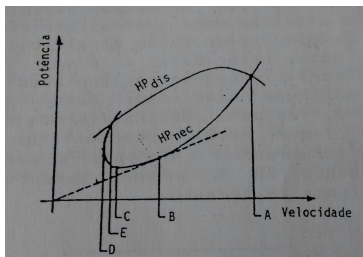
Vejam como a densidade varia na altitude e lembrem desse efeito na pressão dinâmica e, assim, nas equações dos coeficientes aerodinâmicos.

ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P/P_0$	DENSITY $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound (kt)	ALTITUDE (meters)
		hPa	PSI	In. Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

Notem também a variação da velocidade do som com a altitude. Isso ocorre pois ela é função da temperatura.

Curva de Potência

Uma análise muito importante é o da curva de potência. Esse gráfico contém as curvas de potência disponível e potência requerida por velocidade.



Essa curva permite obter velocidades muito importantes, como:

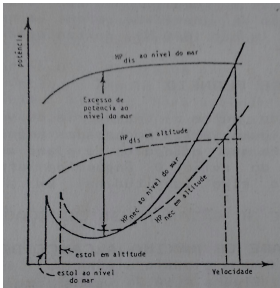
- Ponto D: **Velocidade de Estol**: Menor velocidade possível para o voo horizontal. A aeronave voa em ângulo de ataque crítico e coeficiente de sustentação máximo.
- Ponto E: Velocidade Mínima: Velocidade na qual o ângulo de ataque é maior que o crítico e a velocidade é maior que a de estol, nessa condição a aeronave voa com a potência máxima do motor.

Curva de Potência x Altitude

Devemos observar o que acontece com a curva de potência quando estamos numa altitude maior. Uma vez que a densidade diminui, a **potência disponível do GMP diminui** (pela quantidade de movimento, estamos empurrando menos ar para trás, devido a menor densidade).

Já para a curva de potência requerida:

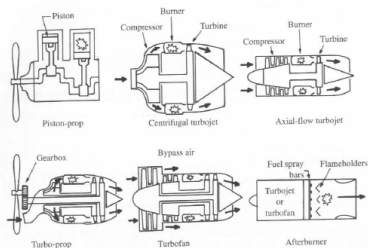
- **Em baixas velocidades:** numa altitude maior devemos voar num C_L maior do que ao nível do mar, aumentando o arrasto induzido. Assim a curva de potência disponível em altitude elevada deve estar acima da curva em nível do mar;
- **Em altas velocidades:** o aumento de C_L devido a altitude é pequeno em relação ao nível do mar, causando pouco efeito no arrasto induzido. O efeito da diminuição da densidade é mais importante e, assim, a curva em altitude deve estar abaixo da curva ao nível do mar.



Veja que dois efeitos ocorrem na curva de potência requerida com o aumento da altitude: a variação do arrasto induzido e a variação da densidade (pressão dinâmica).

Tipos de GMP

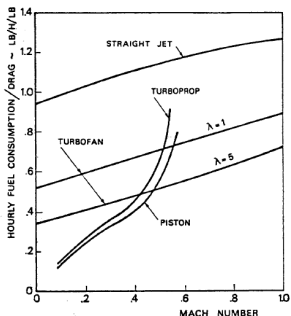
A potência disponível ou fornecida está relacionada ao grupo moto-propulsor. O comportamento do GMP muda com a altitude (densidade e temperatura) e com a velocidade da aeronave, uma vez que isso influencia a troca de calor.



Existem diversas arquiteturas de grupo moto propulsores. Entraremos em mais detalhes na próxima aula. O equacionamento e funcionamento serão vistos em detalhes na disciplina de Propulsão.

Tipos de GMP

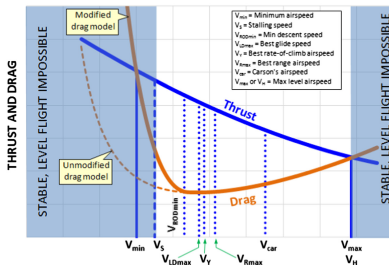
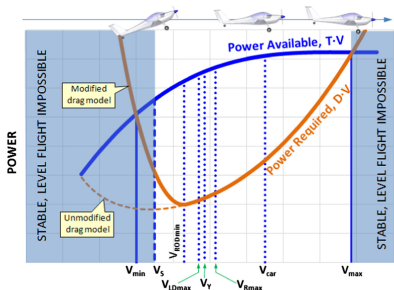
Um parâmetro importante a respeito dos motores é o **consumo específico**. Este parâmetro é muito utilizado na escolha do tipo de motor. O **SFC** (Specific Fuel Consumption) geralmente é dado nas unidades de **kg/(kW*hora)** para motores a pistão. Já para motores a reação (turbinas), falamos em **TSFC** (Thrust Specific Fuel Consumption) e sua unidade é **kg/(kN*s)**.



Vejam que o Mach que a aeronave irá operar limita as escolhas do GMP. E notem que em baixas velocidades (subsônico) temos mais opções, podendo escolher quem consome mais ou menos combustível.

Potência Requerida x Fornecida - Aeronave Pistão

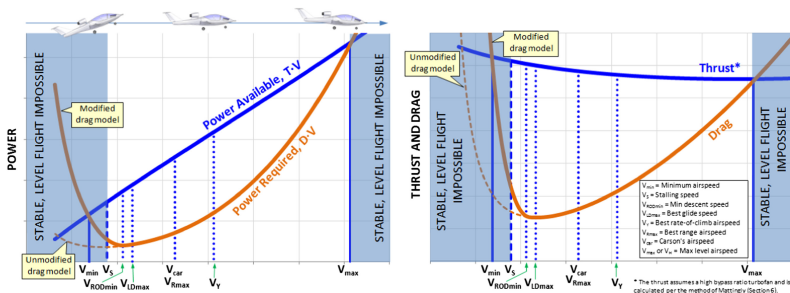
Finalmente podemos olhar com mais detalhes a curva de potência para uma aeronave à pistão.



Notem na segunda figura que a tração (*Thrust*) diminui com a velocidade, isso ocorre devido a hélice. Mais detalhes na próxima aula.

Potência Requerida x Fornecida - Aeronave Turbojato

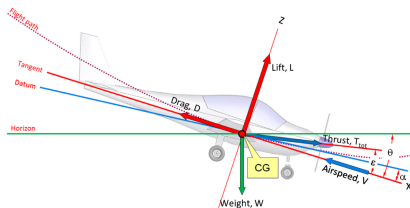
Também podemos ver as diferenças na curva para uma aeronave como motor à reação.



Já para os motores à reação, o empuxo não varia tanto com a velocidade como os motores à pistão. Vejam como a curva de potência se altera e permite a aeronave operar em velocidades maiores. Contudo, esse tipo de motor tem um SFC e custos (de aquisição e de manutenção) mais altos.

Desempenho em Voo Planado 0 Glide

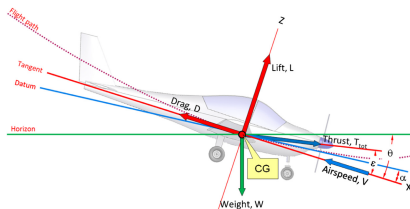
Agora veremos o Voo Planado. O voo planado ocorre quando a aeronave está voando sem tração do motor ou com ele desligado. As forças sobre a aeronave são mostradas na figura abaixo:



Observe a linha da trajetória da aeronave (Path Line - θ) O ângulo formado entre ela e o horizonte é o ângulo de planeio. Este ângulo é diferente do ângulo de ataque do avião.

Desempenho em Voo Planado - Glide

A partir do diagrama de corpo livre, escreveremos as equações de equilíbrio de força nos eixos X e Z da **aeronave**:



Equilíbrio de forças:

$$Z: L - W \cos \theta + T \sin \epsilon = W/g a_z$$

$$X: -D + W \sin \theta + T \cos \epsilon = W/g a_x$$

Desempenho em Voo Planado - Glide

Equações de equilíbrio de forças na descida:

$$Z: L - W \cos \theta + T \sin \epsilon = W/g a_z$$

$$X: -D + W \sin \theta + T \cos \epsilon = W/g a_x$$

Considerando:

- 1) Regime estacionário: $a_x = a_z = 0$
- 2) Voo planado: $T = 0$
- 3) Ângulo de ataque pequeno

Temos:

$$L = W \cos \theta$$

$$D = W \sin \theta$$

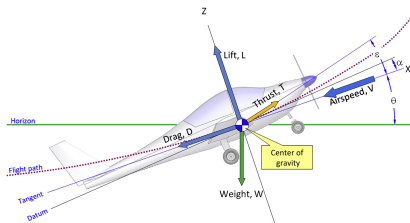
E por fim:

$$\operatorname{tg} \theta = D/L$$

A partir da última equação, nota-se que o **menor** ângulo de descida ocorre para o **maior** L/D . No menor ângulo de planeio, a **aeronave percorre a maior distância possível**. A velocidade correspondente é chamada de velocidade de máximo alcance de planeio ou velocidade de melhor planeio.

Desempenho em Subida - Climb

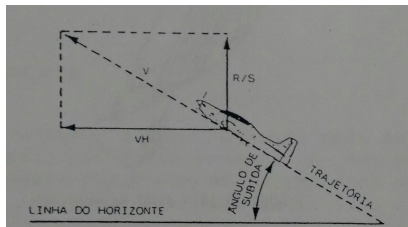
Já quando um aeronave está voando seguindo uma trajetória ascendente, isto é, ganhando altitude, dizemos que ele realiza um voo ascendente. Note as forças atuantes na aeronave conforme a figura abaixo:



Iremos fazer a mesma análise que fizemos para o voo planado (descida).

Desempenho em Subida - Climb

Num voo ascendente, a aeronave tem duas componentes de velocidade: a velocidade horizontal (V_H) e a Razão de Subida (R/S), ou velocidade vertical.



Essa é uma velocidade geralmente medida em pés por segundo.

Desempenho em Subida - Climb

A partir do equilíbrio de forças temos:

$$Z: L - W \cos \theta + T \sin \epsilon = W/g a_z$$

$$X: -D - W \sin \theta + T \cos \epsilon = W/g a_x$$

Considerando:

- 1) Regime estacionário: $a_x = a_z = 0$
- 2) Ângulo da linha do motor pequeno e tração diferente de zero
- 3) Ângulo de ataque pequeno

Temos:

$$L = W \cos \theta$$

$$T - D = W \sin \theta$$

Multiplicando a última equação pela velocidade V e dividindo pelo peso W , temos
 $(T-D) V/W = V \sin \theta$

Contudo, note que $V \sin \theta$ é a R_S e $(T-D)V$ é o excesso de potência. Assim, podemos perceber que a razão de subida é diretamente dependente do excesso de potência e inversamente proporcional ao peso da aeronave.

Equação do Alcance - Breguet

Uma das equações mais importantes é a do **Alcance**, também chamada Equação de Breguet. Esse cálculo tem suas complexidades, uma vez que aeronaves que usam combustível variam seu peso durante o voo.

Mas antes de estimarmos essa grandeza, é necessário entender os tipos de missões que a aeronave pode fazer, por exemplo:

- Velocidade constante: $V = \text{constante}$
- Altitude constante $H = \text{constante}$
- Atitude constante (mesmo ângulo de ataque): $L/D = \text{Constante}$

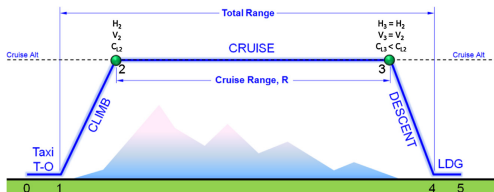


Figura: Missão com Altitude e Velocidade Constante

O primeiro exemplo é voando à altitude e velocidade constante. Vejam que no final da missão, o C_L da aeronave é inferior ao do começo.

Equação do Alcance

Vejam outras possíveis missões:

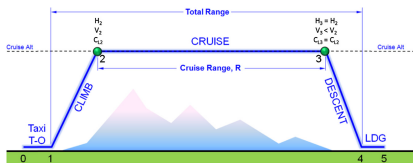


Figura: Altitude e Atitude Constante

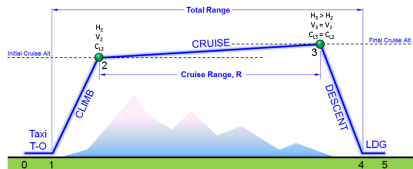


Figura: Velocidade e Atitude Constante

No segundo caso, voar numa altitude e atitude constante nos obriga a diminuir a velocidade durante o voo. Já no terceiro caso, voar com velocidade e atitude constante faz com que a aeronave suba durante o voo, uma vez que o peso vai diminuindo.

Equação do Alcance

Por simplicidade, veremos a equação de alcance apenas para o caso 3: velocidade e atitude constantes.

Equação de Alcance:

$$R = \frac{V}{C_T} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{W_{ini}}{W_{fin}}$$

Onde:

C_T : consumo específico [1/s]

W_{ini} : peso inicial da aeronave

W_{fin} : peso no final do percurso

O consumo específico é um parâmetro cuja unidade causa bastante confusão, veremos mais detalhes a seguir:

Equação do Alcance - Consumo Específico

A unidade do C_T consumo específico deve ser 1/segundo. Dependendo de como recebemos o SFC do fabricante, devemos fazer alguns ajustes:

No caso de uma aeronave à reação, a unidade do SFC geralmente é em **kg/(hora*N)**

C_T - Aeronaves a reação:

$$C_T = \frac{SFC * g}{3600} [kg/hr * N] * g[m/s^2] * 1/3600[hr/s] = [1/s]$$

Devemos multiplicar pela gravidade para converter o kg para N e dividir por 3600 para converter de por hora para segundo.

Equação do Alcance - Consumo Específico

Já para aeronaves à pistão, a unidade do SFC geralmente é em **kg/(hora*W)**. Agora o consumo está dividido pela potência e uma nova equação é elaborada:

C_T - Aeronaves a pistão:

$$C_T = \frac{SFC * g * V}{\eta_p * 3600} [kg/hr * N * m/s] * g[m/s^2] * V[m/s] * 1/3600[hr/s] * \eta_p[-] = [1/s]$$

Onde:

η_p : eficiência da hélice - para convertermos a potência de eixo fornecida pelo motor a pistão para tração, é necessário aplicar a fórmula $P=FV$ e considerar as perdas devido a hélice.

Assim, multiplicamos pela gravidade, pela velocidade de voo e dividimos pela eficiência da hélice.

Equação do Alcance - Exemplo

Para facilitar o entendimento, faremos um exemplo. Ele foi retirado do livro do Gudmundson.

Considere a aeronave Cirrus SR-22 voando. Calcule o alcance utilizando a equação de Breguet para uma missão à atitude e velocidade constante. Adote $V=80.76$ m/s, Consumo de 40.82 kg/hora a uma potência média de 150hp, $L/D = 11.76$, $\eta_p = 0.85$. O peso inicial e o final são de 3200lb e 2800 lb, respectivamente.

Solução:

Vejam que o exemplo contém uma salada de unidades. Algumas coisas estão no SI, enquanto que outras estão em unidades americanas. Temos que manter a coerência e converter tudo na mesma "língua".

1) Cálculo do SFC em kg/W*hora:

Para isso, devemos fazer $SFC = 40.82$ kg/hora dividido por 150 hp $(=111.955$ kW), resultando em 0.3655 kg/(kW*hora). Contudo, para calcular o C_T , é necessário usar (kg/W*hora), nos obrigando a dividir por 1000. Logo $SFC = 0.0003655$ kg/(W*hora)

Equação do Alcance - Exemplo

Solução:

2) Cálculo do C_T :

$$C_T = \text{SFC} * g * V / (3600 * \eta_p) = 0.0003655 * 9.81 * 80.76 / (3600 * 0.85) = 0.00009463 \text{ [1/s]}$$

3) Cálculo do Alcance:

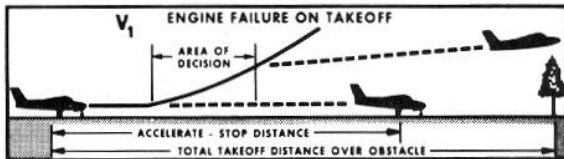
$$\text{Finalmente podemos utilizar a fórmula } R = V / C_T * L/D * \ln(W_i / W_f) = 80.76 / 0.00009463 * 11.76 * \ln(3200 / 2800) = 853429.14 * 11.76 * 0.1335 = 1339849m = \mathbf{1339 \text{ km}}$$

A aeronave é capaz de voar 1339 km nessas condições de consumo, velocidade, peso, quantidade de combustível e nesse perfil de missão.

Desempenho em Decolagem - Takeoff

A decolagem é uma etapa fundamental, mas não entraremos no assunto nesse curso. Na disciplina de Dinâmica de Voo, vocês verão as definições de velocidades e distâncias de decolagem. No momento, apenas comentarei que, por certificação, é necessário calcular diversos casos de decolagem, como:

- Requisitos de distância de decolagem com todos motores operantes;
- Requisitos de distância de decolagem com um motor inoperante;
- Cálculo da distância de aceleração e frenagem (accelerate-stop)



Resumo

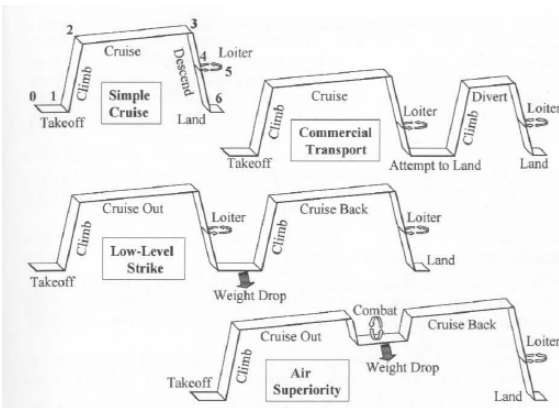
Na aula de hoje, vimos uma introdução ao desempenho de aeronaves, em especial:

- Atmosfera padrão - Perfil de temperatura e pressão com a altitude;
- Introdução aos diversos tipos de motores;
- Desempenho em cruzeiro, curva de potência, velocidades máxima, mínima, de estol, de máxima autonomia, de maior alcance;
- Consumo de combustível específico SFC e TSFC, sua relação com os tipos de motores e o parâmetro de consumo específico C_T ;
- Equação de Breguet para estimar o alcance da aeronave;
- Comentários a respeito da fase de decolagem;
- Desempenho em subida e em descida (razão de subida e voo planado);

Mais uma aula extensa, com conteúdos muito importantes. Na próxima teremos uma aula especial sobre grupo moto propulsor.

Resumo

Não foi possível aprender a calcular todas as fases da missão da aeronave, mas essa introdução foi o primeiro passo para poder ter uma visão geral e discutir os compromissos com as demais áreas.



Atividades

Atividades

Atividade 1

Considere uma aeronave com peso de 2000kg voando em cruzeiro a uma velocidade de 50 m/s. Considere $L/D=10$ nessa condição. Calcule:

- A sustentação e o arrasto nessa condição ($L=W=19620N$; $D=1920N$)
- A potência requerida nessa condição ($P=FV=98.1kW$);
- Utilizando $SFC=50g/(kW*min)$, estime a quantidade de combustível necessária para voar 1 hora nessa condição (294.3kg/hora);

Atividades

Atividade 3

Considere a aeronave Cirrus SR-22 do exemplo. Recalcule o alcance para:

- Considere que você encontrou um motor que gasta 10% menos combustível, qual será o novo alcance da aeronave? (R: 1490 km)
- Considere que a aeronave voe com mais 200 lb de combustível, $W_i=3400\text{lb}$ e $W_f=2800\text{lb}$. Qual o alcance nessa nova configuração? (R: 1950 km)

Referências

Referências

Referências utilizadas nesta aula:

- Getting to Grips with Aircraft Performance, Airbus Customer Services, 2002
- Torenbeek, E. - Synthesis of Subsonic Airplane Design, 1982.
- Gudmundson, S. - General Aviation Aircraft Design, 2014.
- Farokhi, S. - Aircraft Propulsion, 2014.
- Raymer, D. - Aircraft Design, 1989.
- MIT online course, <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node83.html>