



Introdução aos Ensaios em Vôo de Aeronaves de Asa Fixa

Prof. Paulo Iscold – Centro de Estudos Aeronáuticos
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica
Universidade Federal de Minas Gerais

Atualizada em 10/03/2008

Aulas Práticas - SNKF

Abril – 4, 5 e 6 – calibração de sensores – calibração do sistema anemométrico

Maio – 2 , 3 e 4 – ensaios de estol e desempenho

Maio 30, 31 e 1 Junho – ensaios de desempenho (continuação) estabilidade estática

Junho 13, 14 e 15 – ensaios de estabilidade estática e dinâmica

Aulas Teóricas

- 10/03 – Introdução/ Incertezas / Atmosfera Padrão / Peso e Centragem
- 17/03 – Sistema anemométrico/ CEA-FDAS
- 24/04 – Calibração do Boom em túnel de vento
- 31/03 – Estol / Determinação de potência
- 07/04 – Prova 1
- 14/04 – Vôo nivelado
- 21/04 – Alcance e Autonomia
- 28/04 – Subida
- 05/05 – Prova 2
- 12/05 – Método de Energia, Curvas, determinação de arrasto, Método de $V \times \gamma$
- 19/05 – Pouso e decolagem
- 26/05 – Estabilidade estática
- 02/06 – Estabilidade estática
- 09/06 – Estabilidade dinâmica
- 16/06 – Estabilidade dinâmica
- 23/06 – Prova 3
- 30/06 – Reserva

Engenharia de Ensaios em Vôo

Engenharia associada com o teste, em vôo, de uma aeronave ou de um componente de uma aeronave.

- Investigação de novos conceitos;
- Prover dados empíricos para substanciar novas suposições de projeto;
- Demonstra que a aeronave ou seu equipamento atinge especificações de desempenho.

Engenheiro de Ensaios em Vôo – pessoa responsável por coordenar e gerenciar todas as atividades de uma campanha de ensaios de forma a alcançar os objetivos pré-estabelecidos. Assim, é responsável, em conjunto com elenco de outros profissionais (pilotos, técnicos, outros engenheiros) por definir, planejar, e executar ensaios em vôo, incluindo a análise e apresentação dos resultados.

Engenharia de Ensaios em Vôo

Porque Ensaios em Vôo:

- Quando é impossível, ou impraticável, reproduzir no solo condições alcançadas em vôo;
- Condições particulares de vôo complexas de serem simuladas;
- Quando se torna a única forma de testar vários equipamentos em conjunto;

Atualmente um dos principais objetivos da execução de ensaios em vôo é determinar se uma aeronave e sua tripulação estão seguras ao executar uma missão pré-estabelecida.

Um segundo objetivo seria a coleta de dados de engenharia para substanciar o processo de certificação ou um futuro processo de projeto.

Planejamento de Ensaios

O planejamento de um programa de ensaios é importante para que se possa ter sucesso na sua execução com segurança. Ter sucesso em um programa de ensaios significa ser capaz de medir com acuidade as quantidades especificadas a priori para a execução dos mesmos. Executar um ensaio com segurança significa evitar danos à tripulação e à aeronave através do conhecimento detalhado: i) dos riscos aos quais serão submetidos e ii) dos procedimentos de segurança e escape a serem utilizados.

As primeiras perguntas a serem respondidas devem ser:

- 1) Qual o propósito e os objetivos desta campanha de ensaios
- 2) Quais as especificações e requisitos as serem cumpridos.

Sem uma resposta clara para estas duas perguntas qualquer campanha de ensaios poderá gastar mais esforço e dinheiro além de correr mais risco que o realmente necessário para a sua execução.

Planejamento de Ensaios

Etapas para o projeto da campanha de ensaios:

- 1) Definição dos objetivos
- 2) Definição dos regulamentos e especificações
- 3) Definição dos tipos de testes e métodos a serem utilizados
- 4) Agrupamento dos testes para redução das horas de vôo
- 5) Definição da instrumentação necessária
- 6) Definição da logística para execução dos ensaios
- 7) Definição da logística para redução de dados

Após a definição do projeto da campanha, cada vôo individualmente deve ser planejado, incluindo a definição dos mesmos itens descritos acima, porém com um nível de detalhamento superior.

O acompanhamento destas etapas por parte da tripulação do vôo é de extrema importância para a execução dos ensaios, trazendo uma experiência de um ponto de vista diferente (do cockpit) e diminuindo a possibilidade de “mal-entendidos” que venham a comprometer o sucesso e a segurança dos ensaios.

Planejamento de Ensaios

A cerca da instrumentação, em um primeiro momento, pode-se citar os seguintes aspectos a serem observados:

- 1) O acompanhamento de um engenheiro de instrumentação (eletrônico) é essencial para o sucesso dos ensaios, uma vez que não se trata de uma área de domínio natural do engenheiro aeronáutico.
- 2) Cada vôo deve prever a execução de ensaios simultâneos com instrumentação independente de forma que se houver pane em algum sistema de ensaios nem todo o esforço será perdido.
- 3) Apesar do item anterior, não se deve levar instrumentação a mais que o necessário para um ensaio em vôo. Se houver chance de falha em um sensor, esta falha será exatamente no sensor que é imprescindível para o ensaio.

Planejamento de Ensaio

A cerca da interação com a tripulação durante o ensaio, é consenso que a melhor forma de definir o que será feito é através de cartões de planejamento – FLIGHT DATA CARDS, os quais:

- 1) Devem ser escritos na linguagem da tripulação (termos, unidades, etc)
- 2) Devem ser resumidos o suficiente para estarem à mão a qualquer instante (de preferência presos a coxa do piloto), mas detalhados o suficiente para evitar dúvidas durante a execução do ensaio.
- 3) Devem ser entregues a tripulação diariamente.
- 4) Devem conter informações básicas sobre o vôo (data, tipo de aeronave, SN da aeronave, razão do teste, peso de decolagem e posição do CG, hora, tempo de vôo, configuração da aeronave, técnica de teste)
- 5) Devem conter informações específicas sobre o vôo (trimagem, temperatura, arranjo de potência...), limitações (velocidade, altitude, fator de carga,...) e por fim os dados necessários para a execução do ensaio.
- 6) É extremamente importante uma área para feed-back da tripulação, de preferência, instantâneo durante a execução do ensaio.

Planejamento de Ensaios

Requisitos

A partir de 1958 – FAR Part 23 e FAR Part 25

Seus equivalente na Europa CS23 e CS25 e no país de origem, no caso do Brasil, RBHA23 e RBHA25

FAA FLIGHT TESTING ADVISORY CIRCULARS

AC FAR23.8 – Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes

AC FAR25.7 – Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes

Entendimento de AC – não têm força de lei, portanto não são a única forma de cumprimento dos regulamento, porém se alguém escolher executar seus teste estritamente segundo uma AC estará cumprindo, automaticamente, o regulamento.

Tolerâncias

A AC23-8 especifica valores de tolerância que permitem variações nos vôo de testes de forma que os dados reduzidos ainda se referenciam ao valor que se desejava executar o ensaio.

- 1) Velocidade (Airspeed): 3kt ou $\pm 3\%$ o que for maior
- 2) Potência: $\pm 5\%$
- 3) Vento (para testes de decolagem e pouso): não deve exceder 10% de V_{S1} ou 10kt, o que for menor.
- 4) Peso: +5% até -1% para pesagem de item críticos como desempenho e +5% até -10% para itens não críticos como estabilidade e controle.
- 5) Centro de gravidade: $\pm 7\%$ do passeio total do centro de gravidade.

Incertezas

Erros em Ensaio em Vôo – Complexo sistema experimental – Grande variedade de Erros.

- Erros de leitura,
- Erros devidos a fenômenos atmosféricos
- Erros devidos a técnica de pilotagem ...

Erro – diferença entre um valor real e um valor mensurado.

Incertezas

Erros de Instrumentos: fácil de serem mensurados - laboratório

Histerese – diferença de leitura do instrumento entre aumentar e diminuir o valor da grandeza que está sendo medida. Maior ocorrência em instrumentos mecânicos. O valor deste erro não deve exceder 1% do fundo de escala.

Bias – diferença entre o valor correto e o valor médio da banda de histerese. Deve ser constante com o tempo. A magnitude deste erro não é importante, desde de que ele seja repetitivo e não seja utilizado como referência para a execução do vôo.

Ambos os erros devem ser conhecidos através de processos de calibração que, para ensaios em vôo normais devem ser repetidos de 3 a 6 meses. Para ensaios que exigem mais precisão ou que envolvem riscos esta calibração deve ser feita mensalmente ou logo antes do ensaio.

Ajuste de curvas sobre erros – só valido para instrumento elétricos. Já instrumentos mecânicos, o ajuste deve ser linear entre os pontos calibrados

Incertezas

Erros de Airspeed e Altitude : Estes erros, provenientes da localização das tomadas de pressão estática e pressão total (helicópteros) devem ser medidos através de ensaios em vôo, o que ainda pode introduzir incertezas a esta medição. A única forma de eliminar esta incerteza é através da repetição destes ensaios, variando, inclusive a técnica de execução. Será assunto de uma parte do curso.

Erros de leitura: Estes erros podem ocorrer tanto em ensaios adquiridos manualmente quanto em ensaios adquiridos automaticamente. No caso de aquisição manual, têm parallax ou erro de leitura. No caso de aquisição automática, têm-se erros de conversão A/D ou erros de gravação.

Erros devidos às condições atmosféricas: inversões térmicas, lapsos de temperatura, velocidade do vento, humidade do ar – desvios em relação a atmosfera padrão. Turbulência.

Erros de pilotagem: erros de trimagem, não permitir estabilização, erros de setagem (velocidade, altitude e potência), introdução de força no sistema de comando. Violação de princípios básicos de vôo de ensaios – segurança.

Incertezas

Erros de potência e tração: principalmente para ensaios de desempenho, o conhecimento preciso do valor de potência e tração são essenciais. Como na maioria dos casos é impossível calibrar o motor antes do teste, erros irão ocorrer na determinação destes valores. Erros de +5% a -2% são aceitáveis.

Erros de atrito no sistema de controle: ocorre em ensaios onde é importante a medição de força nos comandos. Será função do projeto do sistema de controle e da posição do transdutor de força.

Incertezas

Minimização de Erros: em geral é impossível evitar a ocorrência destes erros, porém é sempre possível a sua minimização até níveis desprezíveis para a execução dos ensaios.

Erros de instrumento: adequar os valores de erros ao tipo de ensaio, i.e., em um ensaio de aceleração, utilizar os erros de histerese de subida.

Tamanho da amostra: para a calibração do sistema anemométrico utilizar grande tamanho de amostra. Já para os outros ensaios fazer um balanço entre tamanho da amostra, confiabilidade do ensaio e CUSTO.

Erros de leitura: Posicionar o instrumento em frente ao leitor para evitar erros de parallax. Fazer anotação sem as potências de 10 da grandeza até que haja estabilização, i.e., ao invés de anotar 20500 pés de altitude anotar 205 centenas de pés. Escolha apropriada em leitura digital ao analógica.

Incertezas

Erros atmosféricos: pode-se ter outra aeronave varrendo as bandas de altitude onde serão executados os ensaios e monitorando a existência de regiões com inversão térmica. Os ensaios que são influenciados pelo vento devem ser repetidos em direção oposta à primeira. Evitar dias úmidos ou fazer a correção de umidade do ar através da leitura dos termômetros de bulbo seco e bulbo úmido.

Sendo e a pressão parcial do vapor d'água no ar, a razão de densidade pode ser corrigida como:

$$\sigma = \frac{9.625(P[inHg] - 0.375e)}{t[K]}$$

Para a correção de potência de motores de combustão interna, pode-se diminuir a pressão parcial do vapor d'água da leitura de pressão de admissão, ou utilizar a seguinte equação:

$$HP[dry] = HP[moist] \frac{P}{(P - e)}$$

Incertezas

Erros de técnica de pilotagem: a maior parte dos erros devidos a técnica de pilotagem são originados da dificuldade do piloto em estabilizar e trimar a aeronave. Deve-se prever tempo suficiente para esta tarefa entre cada manobra. Em geral, é mais fácil estabilizar a aeronave em altas velocidades do que em baixas velocidades. Briefing, check-list e divisão de tarefas (CRM).

Erros de medição de potência e tração: se possível deve ser feita uma calibração do grupo motopropulsor no solo e corrigir a carta do fabricante para desempenho em altitude. O monitoramento de outros parâmetros do motor pode ser útil para outras correções (por exemplo, temperatura dos gases de entrada).

Erros devido a atrito do sistema de comando: estas forças devem ser medidas antes dos ensaios e, se excessivas, devem ser reduzidas através da manutenção do sistema de comando. Durante os ensaios o piloto deve tentar eliminar estas forças de atrito ou executar ensaios aumentando e diminuindo as leituras para eliminar efeitos de histerese.

Análise de erros

Na literatura são encontradas diversas técnicas para análise de erros de experimentos. O problema com estes métodos é que é requerido um conhecimento prévio da magnitude das incertezas de cada parte do experimento. Este conhecimento, em um ensaio em vôo nem sempre é possível, sobretudo devido a grande influência do fator humano.

Assim, técnicas de bom-senso são mais apropriadas para ensaios em vôo. Entre estas técnicas, sugere-se:

1. Testes de consistência
2. Testes contra a teoria
3. Testes de correlação

Em geral os dados de ensaios em vôo são suaves e consistentes. A existência de descontinuidades e dispersão tornam os dados suspeitos.

Análise de erros

Se um método teórico existe para gerar os resultados obtidos em ensaios em vôo, ambos devem ser coerentes. Em geral não se obtém a mesma magnitude para todas as grandezas, mas o comportamento dinâmico é, em geral, semelhante. Atenção especial deve ser tomada em casos não-lineares (onde a teoria, em geral, é simplificada) e ensaios de aeronaves não convencionais.

O teste de correlação pode responder muitas questões a cerca da validade de um ensaio em vôo. Se existe correlação entre dados de ensaios diferentes (de preferência de piloto diferentes) a confiabilidade destes dados é maior. Para a análise estatística da correlação entre os dados, pode-se utilizar a técnicas de mínimos quadrados, lembrando sempre, que a correlação linear é mais fácil de ser obtida do que as correlações não lineares. Assim, é desejável que se obtenha forma de linearização antes da tentativa de correlação.

Atmosfera

Evidentemente, o desempenho e as características de vôo de uma aeronave dependem do meio onde ela se encontra. Devido a composição da atmosfera terrestre, sobretudo a presença de vapor d'água, as características deste meio são muito sensíveis às variações, sobretudo de temperatura, estação do ano e localização geográfica.

Necessidade de adoção de um padrão – Atmosfera Padrão – divisão da atmosfera em quatro setores, dos quais apenas dois são de interesse para o ensaio em vôo:

- Troposfera – da superfícies terrestre até 36098ft, onde a temperatura decresce com a altitude. A divisão entre a troposfera e a próxima camada da atmosfera é conhecida como tropopausa.
- Estratosfera – se estende até 50milhas de altitude. Originalmente, acreditava-se que a temperatura permanece constante em toda a estratosfera, mas estudos recente mostraram que a temperatura só se mantém constante na tropopausa e em 14 milhas da estratosfera.

Atmosfera Padrão

Definições importantes

Geopotential height is the (geometric) height in a uniform gravitational field which gives the same potential energy as exists at the point under consideration in the actual, variable gravity field.

Pressure height of a point in any atmosphere is the (geopotential) height in the Standard Atmosphere giving the same pressure, *i.e.* for a given value of pressure, $H_p = H_{std}$. The pressure-geopotential height relationship of the ISA is used as the calibration law for altimeters so that a reading of such an instrument in any atmospheric condition gives pressure height – provided it is set to show zero at $p = p_0$.

Atmosfera Padrão

TABLE 11.1 Constants Used in Calculating Properties of the Standard and Off-Standard Atmospheres

	SI	British [†]
a_0	340.294 m/s	1 116.45 ft/s
\bar{g}_0	9.806 65 m/s ²	32.174 0 ft/s ²
m_0	28.964 42 kg/kmol	see Section 1.2
p_0	101 325 N/m ²	2 116.22 lbf/ft ²
\mathcal{R}	8 314.32 N m/kmol K	see Section 1.2
R	287.052 87 N m/kg K	3 089.811 4 ft lbf/slug K
\bar{r}'_{e_0}	$6.356\ 766 \times 10^6$ m	$20.855\ 53 \times 10^6$ ft
S	110.4 K	110.4 K
T_0	288.15 K	288.15 K
β_s	1.458×10^{-6} N s/m ² K ^{1/2}	$30.450\ 9 \times 10^{-9}$ lbf s/ft ² K ^{1/2}
μ_0	17.894×10^{-6} N s/m ²	$0.373\ 72 \times 10^{-6}$ lbf s/ft ²
$\bar{\rho}_0$	1.225 kg/m ³	$2.376\ 892 \times 10^{-3}$ slug/ft ³

[†] The International Standard Atmosphere of Derivation 1 is defined in terms of SI units only. The values of the constants given in British Units have been obtained by conversion (Reference 5) from the SI values, are correct to the number of figures quoted, and are adequate for most calculation purposes. However, while the value of ρ_0 can be obtained by direct conversion from the SI value, the need for p_0 , R , T_0 and ρ_0 to satisfy Equation (3.1) can only be met if an exceptionally large number of significant figures is used, as follows:

$$p_0 = 2116.216\ 624\ \text{lbf/ft}^2$$

$$R = 3089.811\ 378\ \text{ft lbf/slug K}$$

$$T_0 = 288.15\ \text{K}$$

giving, from Equation (3.1), $\rho_0 = 0.002\ 376\ 892\ 44\ \text{slug/ft}^3$.

[‡] The standard sea-level value, \bar{g}_0 , of acceleration due to gravity, used in defining the International Standard Atmosphere, corresponds to a geographic latitude of $\phi = 45.5425$ deg in the Lambert equation (Equation (8.2)). The value of the fictitious Earth radius, \bar{r}'_{e_0} , at this latitude is deduced from Equation (8.3).

Atmosfera Padrão

TABLE 11.3 Numerical Expressions for Calculating Properties of Standard and Off-Standard Atmospheres for Given Values of Pressure Height (SI UNITS)

	Range of pressure height, H_p m		up to 11 000	11 000 to 20 000	20 000 to 32 000	32 000 to 47 000	47 000 to 50 000
Quantity	Format of numerical expressions	Constants in numerical expressions					
Temperature in International Standard Atmosphere, T_{std} K	$A + BH_p$	A = B =	288.15 -6.5×10^{-3}	216.65 0	196.65 10^{-3}	139.05 2.8×10^{-3}	270.65 0
Pressure in International Standard and off-standard atmospheres, p N/m ²	(i) $(C + DH_p)^E$	C = D = E =	8.961 963 8 $-0.202 161 25 \times 10^{-3}$ 5.255 879 7		0.705 518 48 $3.587 686 1 \times 10^{-6}$ $-34.163 218$	0.349 268 67 $7.033 098 0 \times 10^{-6}$ $-12.201 149$	
	(ii) $F \exp(GH_p)$	F = G =		128 244.5 $-0.157 688 52 \times 10^{-3}$			41 828.420 $-0.126 226 56 \times 10^{-3}$
Density in International Standard Atmosphere, ρ_{std} kg/m ³	(i) $(I + JH_p)^L$	I = J = L =	1.048 840 $-23.659 414 \times 10^{-6}$ 4.255 879 7		0.972 630 9 $4.946 00 \times 10^{-6}$ $-35.163 218$	0.843 929 29 $16.993 902 \times 10^{-6}$ $-13.201 149$	
	(ii) $M \exp(NH_p)$	M = N =		2.062 1400 $-0.157 688 52 \times 10^{-3}$			0.538 395 63 $-0.126 226 56 \times 10^{-3}$
Density in off-standard atmospheres, ρ kg/m ³	$\frac{\rho_{std}}{1 + \frac{\Delta T H_p}{T_{std}}}$						

Atmosfera Padrão

TABLE 11.4 Numerical Expressions For Calculating Properties of Standard and Off-Standard Atmospheres for Given Values of Temperature and Pressure (SI UNITS)

		Range of pressure, p , N/m ²	greater than 22 632.0	22 632.0 to 5 474.87	5 474.87 to 868.014	868.014 to 110.906	110.906 to 75.944 3
		Range of relative pressure, δ	greater than 0.223 360	0.223 360 to 0.054 032 8	0.054 032 8 to 0.008 566 63	0.008 566 63 to 0.001 094 56	0.001 094 56 to 0.000 749 512
		Range of pressure height, H_p , m	up to 11 000	11 000 to 20 000	20 000 to 32 000	32 000 to 47 000	47 000 to 50 000
Quantity	Format of numerical expressions	Constants in numerical expressions					
Pressure height, H_p , m	(i) $A + Bp^C$	A = B = C =	44 330.769 -4 946.546 3 0.190 263 11		-196 650 278 731.18 -0.029 271 247	-49 660.714 142 184.85 -0.081 959 491	
	(ii) $D + E \log_e p$	D = E =		74 588.142 -6 341.615 6			84 303.425 -7 922.263 0
Temperature difference from International Standard Atmosphere, ΔT_{H_p} , K	(i) $\Gamma + Fp^G$	F = G =	-32.152 551 0.190 263 11		-278.731 18 -0.029 271 247	-398.117 59 -0.081 959 491	
	(ii) $\Gamma + I$	I =		-216.65			-270.65
Difference between geopotential and pressure heights in off-standard atmospheres, $(H - H_p)$, m	(i) [†] $H_1 + \Delta T_{H_p} [J + L \log_e (M + NH_p)]$	J = L = M = N =	0 -153.846 15 1.0 $-22.557 696 \times 10^{-6}$		85.418 277 1 000 0.907 685 2 $4.615 739 7 \times 10^{-6}$	139.327 58 357.142 86 0.608 134 7 $12.245 791 \times 10^{-6}$	
	(ii) [†] $H_1 + \Delta T_{H_p} (Q + RH_p)$	Q = R =		-6.896 516 5 $4.615 739 7 \times 10^{-3}$			25.898 003 $3.694 808 8 \times 10^{-3}$

[†] NOTE (i) The quantity H_1 is the geopotential height at which $p = p_0 = 101 325 \text{ N/m}^2$.

(ii) In all layers of the atmosphere.

$$H - H_p = H_1 - 29.271 247 \Delta T_{H_p} \log_e \delta \text{ m.}$$

Atmosfera Padrão

10.1 Calculation of H_p and ΔT_{H_p}

An aeroplane is flying in conditions where the static pressure is $20\,540\text{ N/m}^2$ and the outside air temperature is 227.5 K . Find the pressure height and the temperature change from ISA.

Pressure height

From Table 11.4 the given static pressure indicates that the relevant expression for pressure height is

$$\begin{aligned}H_p &= 74\,588.142 - 6\,341.615 \log_e p \\ &= 74\,588.142 - 6\,341.615 \log_e 20\,540 \\ &= 11\,615\text{ m} .\end{aligned}$$

Temperature change

From Table 11.4 the change from ISA temperature is

$$\begin{aligned}\Delta T_{H_p} &= T - 216.65 \\ &= 227.5 - 216.65 \\ \Delta T_{H_p} &= 10.85\text{ K} .\end{aligned}$$

Atmosfera Padrão

10.2 Calculation of H

Find the geopotential height corresponding to a pressure height of 70 000 ft in an ISA + 20 K atmosphere. Assume that sea-level pressure is the Standard value, *i.e.* $H_1 = 0$.

From the third column of Table 11.4 the expression for $H - H_p$ is

$$H - H_p = H_1 + \Delta T_{H_p} [280.243\ 69 + 3\ 280.839\ 9 \log_e (0.907\ 685\ 21 + 1.406\ 877\ 5 \times 10^{-6} H_p)].$$

Setting $H_1 = 0$ and substituting for ΔT_{H_p} and H_p gives

$$H - H_p = 20[280.243\ 69 + 3\ 280.839\ 9 \log_e (0.907\ 685\ 21 + 1.406\ 877\ 5 \times 10^{-6} \times 70\ 000)]$$
$$H - H_p = 6\ 008\ \text{ft}.$$

Hence the geopotential height for $H_p = 70\ 000$, $\Delta T_{H_p} = 20$ is

$$H = 76\ 008\ \text{ft}.$$

Correção da Densidade-Umidade

To begin to understand the calculation of air density, consider the ideal gas law:

$$(1) \quad P \cdot V = n \cdot R \cdot T$$

where: P = pressure

V = volume

n = number of moles

R = gas constant

T = temperature

Density is simply the number of molecules of the ideal gas in a certain volume, in this case a molar volume, which may be mathematically expressed as:

$$(2) \quad D = n / V$$

where: D = density

n = number of molecules

V = volume

Correção da Densidade-Umididade

Then, by combining the previous two equations, the expression for the density becomes:

$$(3) \quad D = P/(R*T)$$

where: $D =$ density, kg/m^3

$P =$ pressure, Pascals (multiply mb by 100 to get Pascals)

$R =$ gas constant , $\text{J}/(\text{kg}*\text{degK}) = 287.05$ for dry air

$T =$ temperature, $\text{degK} = \text{deg C} + 273.15$

As an example, using the ISA standard sea level conditions of $P = 101325$ Pa and $T = 15$ deg C, the air density at sea level, may be calculated as:

$$D = (101325) / (287.05 * (15 + 273.15)) = 1.2250 \text{ kg}/\text{m}^3$$

Correção da Densidade-Umidade

The density of a mixture of dry air molecules and water vapor molecules may be expressed as:

$$(4) \quad D = \left(\frac{P_d}{R_d \cdot T} \right) + \left(\frac{P_v}{R_v \cdot T} \right)$$

where: D = density, kg/m_3

P_d = pressure of dry air, Pascals

P_v = pressure of water vapor, Pascals

R_d = gas constant for dry air, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{degK}) = 287.05$

R_v = gas constant for water vapor, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{degK}) = 461.495$

T = temperature, $\text{degK} = \text{deg C} + 273.15$

Correção da Densidade-Umididade

A very accurate, albeit quite odd looking, formula for determining the saturation vapor pressure is a polynomial developed by Herman Wobus:

$$(5) \quad E_s = e_{s0} / p^8$$

where: E_s = saturation pressure of water vapor, mb

$$e_{s0} = 6.1078$$

$$p = (c_0 + T * (c_1 + T * (c_2 + T * (c_3 + T * (c_4 + T * (c_5 + T * (c_6 + T * (c_7 + T * (c_8 + T * (c_9))))))))))$$

T = temperature, deg C

$$c_0 = 0.99999683$$

$$c_1 = -0.90826951 * 10^{-2}$$

$$c_2 = 0.78736169 * 10^{-4}$$

$$c_3 = -0.61117958 * 10^{-6}$$

$$c_4 = 0.43884187 * 10^{-8}$$

$$c_5 = -0.29883885 * 10^{-10}$$

$$c_6 = 0.21874425 * 10^{-12}$$

$$c_7 = -0.17892321 * 10^{-14}$$

$$c_8 = 0.11112018 * 10^{-16}$$

$$c_9 = -0.30994571 * 10^{-19}$$

Correção da Densidade-Umididade

For situations where a slightly less accurate formula is acceptable, the following equation offers good results, especially at the higher ambient air temperatures where the saturation pressure becomes significant for the density altitude calculations.

$$(6) \quad E_s = c_0 \cdot 10^{\frac{c_1 \cdot T_c}{c_2 + T_c}}$$

where: E_s = saturation pressure of water vapor, mb

T_c = temperature, deg C

c_0 = 6.1078

c_1 = 7.5

c_2 = 237.3

Correção da Densidade-Umidade

Actual Vapor Pressure from the Dew Point:

To determine the actual vapor pressure, simply use the dew point as the value of T in equation 5 or 6. That is, at the dew point, $E_s = P_v$.

$$(7) \quad E_s = P_v \quad \text{at the dew point}$$

Actual Vapor Pressure from Relative Humidity:

Relative humidity is defined as the ratio (expressed as a percentage) of the actual vapor pressure to the saturation vapor pressure at a given temperature.

To find the actual vapor pressure, simply multiply the saturation vapor pressure by the percentage and the result is the actual vapor pressure. For example, if the relative humidity is 40% and the temperature is 30 deg C, then the saturation vapor pressure is 42.43 mb and the actual vapor pressure is 40% of 42.43 mb, which is 16.97 mb.

Correção da Densidade-Umidade

When calculating the vapor pressure, it is often more accurate to use the dew point temperature rather than the relative humidity. Although relative humidity can be used to determine the vapor pressure, the value of relative humidity is strongly affected by the ambient temperature, and is therefore constantly changing during the day as the air is heated and cooled.

In contrast, the value of the dew point is much more stable and is often nearly constant for a given air mass regardless of the normal daily temperature changes. Therefore, using the dew point as the measure of humidity allows for more stable and therefore potentially more accurate results.

Correção da Densidade-Umidade

Now that the actual vapor pressure is known, we can calculate the density of the combination of dry air and water vapor as described in equation 4.

The total measured atmospheric pressure is the sum of the pressure of the dry air and the vapor pressure:

$$(8) \quad P = P_d + P_v$$

where: P = total pressure

P_d = pressure due to dry air

P_v = pressure due to water vapor

So, rearranging that equation, we see that $P_d = P - P_v$. Now we have all of the information that is required to calculate the air density.

Peso e Centragem

O peso e a posição do centro de gravidade de uma aeronave são informações muito importantes para a execução de ensaios em vôo, pois interferem diretamente nas medições de desempenho, estabilidade e controle.

A melhor maneira de determinar estas quantidades é através da pesagem da aeronave em teste, incluindo tripulação e instrumentação. Entretanto, como isto nem sempre é possível, a determinação a partir de uma pesagem com a aeronave vazia pode ser feita através do conceito de momento estático.

Determinação

- Posição do centro de gravidade de cada componente: catálogo, CAD, experimental (balanças).
- Posição do centro de gravidade de toda a aeronave em relação a uma referência fixa: razão entre o momento estático da aeronave, em relação a esta referência fixa, e o seu peso.

Peso e Centragem

$$x_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n W_i}$$

Determinação

- Quais configurações devem ser analisadas? *TODAS as possíveis (passageiros, tripulação, carga, combustível, etc).*
- Quantas configurações são possíveis? *INFINITAS.*

Necessidade de um algoritmo para determinação do passeio de centro de gravidade.

Peso e Centragem

Determinação

1. Escolher um sistema de referência arbitrário;
2. Determinar o peso mínimo de operação e a posição correspondente do centro de gravidade;
3. Determinar as posições avançadas do centro de gravidade pela adição, um a um, dos pesos de itens de carga útil ao peso mínimo de operação (iniciar pelos itens mais à frente), plotando em um gráfico a relação entre o peso da aeronave e a correspondente posição do centro de gravidade;
4. Determinar as posições traseiras do centro de gravidade da mesma forma iniciando-se, desta vez, pelos itens mais posteriores.

Peso e Centragem

Exemplo

Corda média aerodinâmica - $1.295m$

Pos. BA. Corda média aerodinâmica - $1.502m$

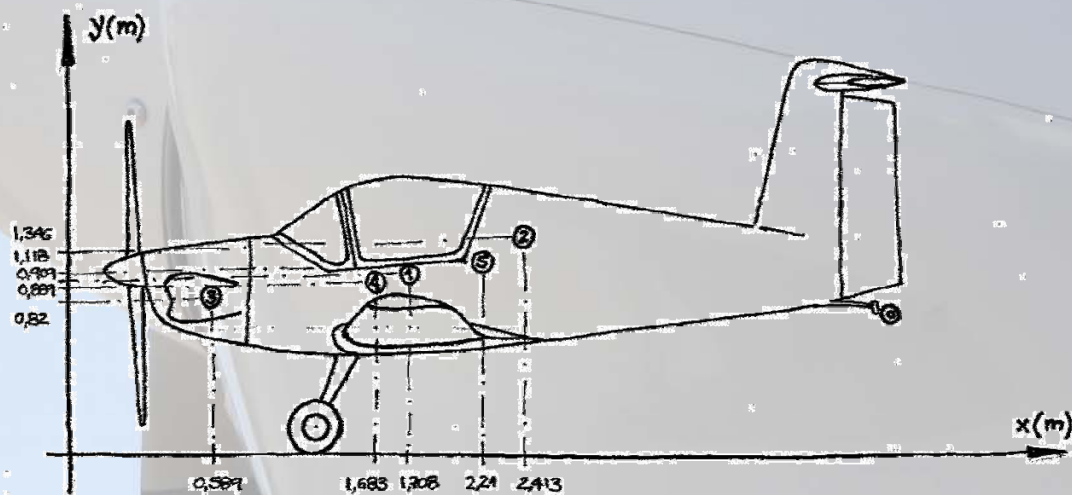
Peso vazio - $2414.1N$

Posição do centro de gravidade com peso vazio - $1.708m$

Combustível mínimo - $25.9litros$

Óleo mínimo - $3.8litros$

Combustível - *AVGAS 100*



Peso e Centragem

Exemplo

		Peso Min.	Peso Max.	Braço
Componente 1	Aeronave vazia	<i>2414.1N</i>	<i>2414.1N</i>	<i>1.708 m</i>
Componente 2	Combustível	<i>116.9N</i>	<i>313.7N</i>	<i>2.413 m</i>
Componente 3	Óleo	<i>35.6N</i>	<i>35.6N</i>	<i>0.589 m</i>
Componente 4	Piloto	<i>445.0N</i>	<i>756.5N</i>	<i>1.683 m</i>
	Passageiro	<i>0</i>	<i>756.5N</i>	
Componente 5	Bagagem	<i>0</i>	<i>356N</i>	<i>2.210 m</i>

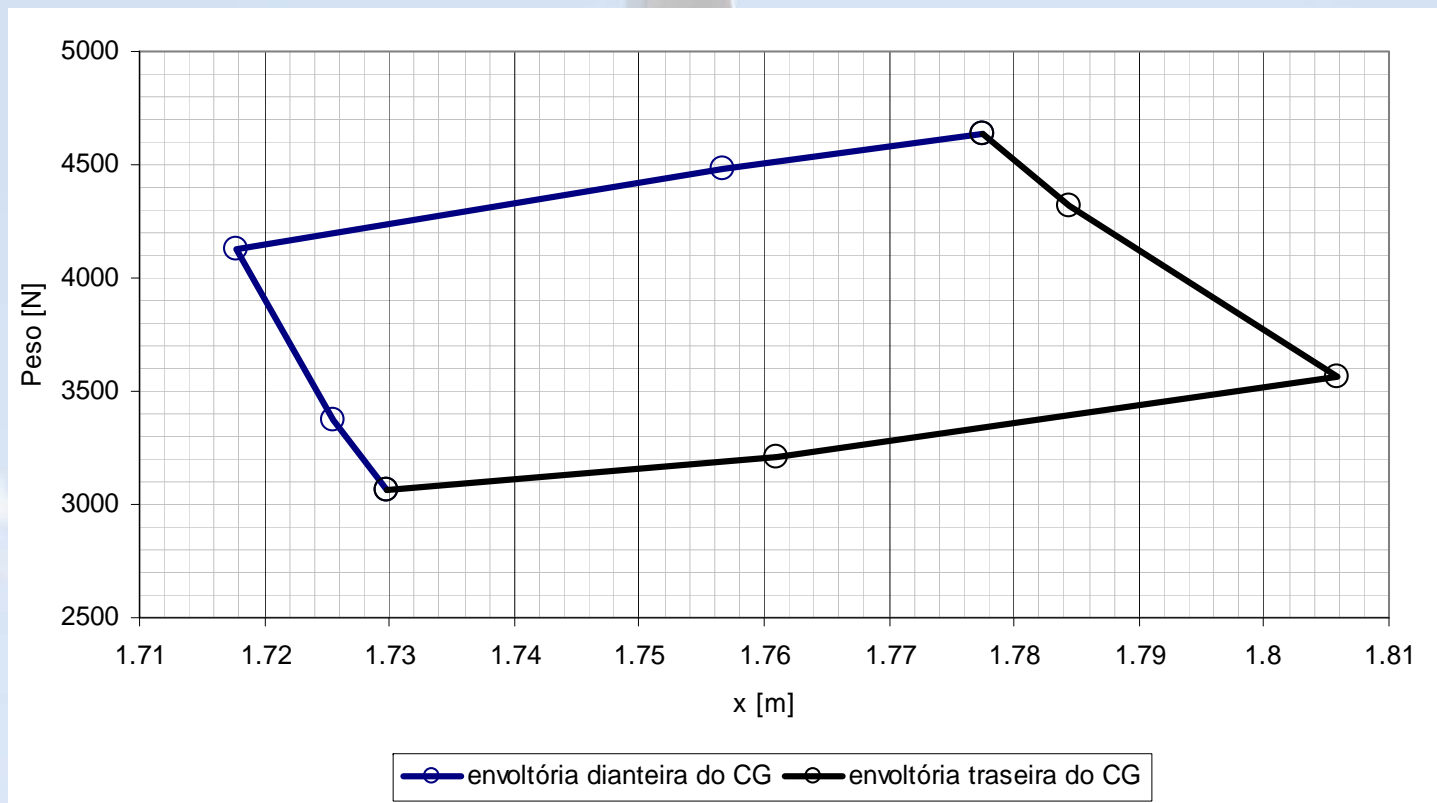
Peso e Centragem

Exemplo

Número	Descrição do peso	W [N]	X [m]	W.x	Posição do CG.	
					X [m]	%cma
1	peso vazio	2414.1	1.7	4123.3		
2	combustível mínimo	166.9	2.4	402.7		
3	óleo	35.6	0.6	21.0		
4	piloto leve	445.0	1.7	748.9		
5	peso mínimo de operação	3061.6		5295.9	1.7	17.6
6	piloto	311.5	1.7	524.3		
7	peso parcial (5+6)	3373.1		5820.2	1.7	17.3
8	passageiro	756.5	1.7	1273.2		
9	peso parcial (7+8)	4129.6		7093.4	1.7	16.7
10	bagagem	356.0	2.2	786.8		
11	peso parcial (9+10)	4485.6		7880.1	1.8	19.7
12	combustível máximo	146.8	2.4	354.2		
13	peso total	4632.4		8234.3	1.8	21.3
5	peso mínimo de operação	3061.6		5295.9	1.7	17.6
14	combustível máximo	146.8	2.4	354.2		
15	peso parcial (5+14)	3208.4		5650.1	1.8	20.0
16	bagagem	356.0	2.2	786.8		
17	peso parcial (15+16)	3564.4		6436.9	1.8	23.5
18	passageiro	756.5	1.7	1273.2		
19	peso parcial (17+18)	4320.9		7710.1	1.8	21.8
20	piloto	311.5	1.7	524.3		
21	peso parcial (19+20)	4632.4		8234.3	1.8	21.3

Peso e Centragem

Exemplo



Peso e Centragem

Posição do CG em relação a CMA

- Importante para o desenvolvimento dos cálculos.
- Referência comum na aviação.

$$x_{CG} \Big|_{\bar{c}} = \frac{x_{CG} - x_{\bar{c}}}{\bar{c}} \cdot 100$$

Sistema anemométrico

Velocidades Aerodinâmicas

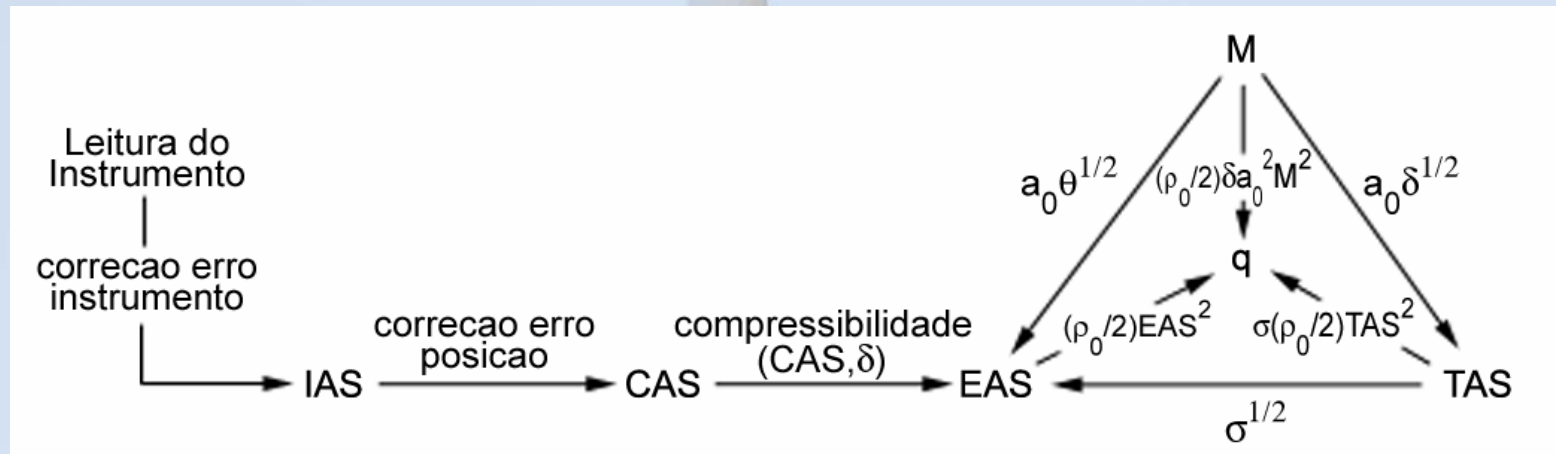
TAS – *True airspeed* – Velocidade que o ar passa sobre o corpo

EAS – *Equivalent airspeed* – Velocidade corrigida pelo efeito da densidade

CAS – *Calibrated Airspeed* – Velocidade corrigida pelos efeitos da densidade e da compressibilidade.

IAS – *Indicated airspeed* – Velocidade indicada no instrumento (erros)

Sistema anemométrico



$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}; \quad \rho_0 = \text{densidade do ar ASL}$$

$$\theta = \frac{T}{T_0}; \quad T_0 = \text{temperatura ASL}$$

$$P = \rho RT$$

$$\delta = \frac{p}{p_0}; \quad p_0 = \text{pressão atmosférica ASL}$$

$$a_0 = \text{velocidade do som ASL}$$

$$\delta = \sigma \theta$$

Sistema anemométrico

Restrições dos regulamentos:

CAR3.663 – 3% ou 5mph, o que for maior, entre $1.3V_s$ e V_c com flapes recolhidos e em $1.3V_s$ com os flapes estendidos. Calibração feita em vôo.

CAR3.665 – velocidade, abertura e fechamento de janelas, variação de ventilação de cabine, umidade e outros fatores não devem alterar a medição de grandezas influenciadas pela tomada de pressão estática.

FAR23.1232 – 3% ou 5kts, o que for maior, ente $1.3V_s$ e V_{mo}/M_{mo} ou V_{NE} com falpes recolhidos e entre $1.3V_s$ e V_{fe} com flapes estendidos. A tomada estática deve ter drenagem positiva de umidade e para vôo IFR o tubo de pitot deve ser aquecido. Para a categoria commuter deve-se fazer uma calibração sobre o solo entre $0.8V_{1min}$ e $1.2V_{1max}$ (peso e altitude) e sistemas duplicados.

Sistema anemométrico

Restrições dos regulamentos:

FAR 23.1325 – Tomada estática – Além dos requerimentos da CAR3.665, drenagem positiva de umidade, materiais utilizados devem ser resistentes a corrosão.

Aviões não pressurizados – evacuar a linha de pressão estática até 1000ft acima da altitude da aeronave e garantir que não existem vazamentos maiores que 100ft em 1 minuto.

Aviões pressurizados – evacuar a linha de pressão estática até o limite máximo de de pressão diferencial que a cabine está aprovada e garantir que não existem vazamento maiores que 2% ou 100ft.

Desenho da porta estática para evitar erros devido a formação de gelo.

O sistema de comutação entre portas estáticas deve bloquear a porta que não está sendo utilizada simultaneamente a troca de portas.

Calibração em vôo – erro ASL St.Day no máximo 30ft/100kts entre 1.3Vs0 e 1.8Vs1.

Sistema anemométrico

Airspeed – sensor de pressão diferencial – relação da pressão com a velocidade através das leis de escoamento adiabático potencial – atmosfera padrão.

$$V^2 = \frac{2a^2}{\gamma - 1} \left[\left\{ \left(\frac{P_t - P_s}{P_s} \right) + 1 \right\}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

Para escoamentos supersônicos – escoamento adiabático com onda de choque logo a frente da tomada de pressão total.

$$P_{t1} - \frac{P_s}{P_s} = \left\{ \frac{(\gamma + 1)V^2}{2a^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left\{ \frac{\gamma - 1}{1 - \gamma + \left(\frac{2\gamma V^2}{a} \right)} \right\}^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

Onde: P_t denota a pressão total no escoamento livre, P_{t1} a pressão total após a onda de choque, P_s a pressão estática no escoamento livre, γ a razão de calor específico (1.4 para o ar) e, a a velocidade do som no escoamento livre.

Sistema anemométrico

Como o indicador de Airspeed é capaz de sentir apenas os valores de pressão diferencial, a sua calibração deve ser feita com os valores de velocidade do som ao nível do mar de 1117ft/s (340m/s) e pressão estática (quando aparece isolada na equação) de 2116psf (101314Pa).

Definindo pressão dinâmica pode-se fazer:

$$q_c = P_t - P_s = P_{s0} \left[\left\{ 1 + \frac{(\gamma - 1) V_c^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

Expandindo o termo entre chaves por uma expansão binomial e tomando apenas os três primeiros termos:

$$(1 + x)^n = \sum_{k=0}^n \binom{n}{k} x^k \quad \binom{n}{k} = \frac{n!}{(n-k)!k!}$$

$$q_c = P_{s0} \left[1 + \left(\frac{\gamma}{2} \right) \left(\frac{V_c}{a_0} \right)^2 + \left(\frac{\gamma}{8} \right) \left(\frac{V_c}{a_0} \right)^4 - 1 \right] = \left(\frac{\gamma P_{s0}}{2} \right) \left(\frac{V_c}{a_0} \right)^2 \left\{ 1 + \frac{1}{4} \left(\frac{V_c}{a_0} \right)^2 \right\}$$

Sistema anemométrico

Sabendo que:

$$\rho_0 = \frac{\gamma P_{s0}}{a_0^2}$$

Tem-se:

$$q_c = \left(\frac{\rho_0 V_c^2}{2} \right) \left\{ 1 + \frac{1}{4} \left(\frac{V_c}{a_0} \right)^2 \right\}$$

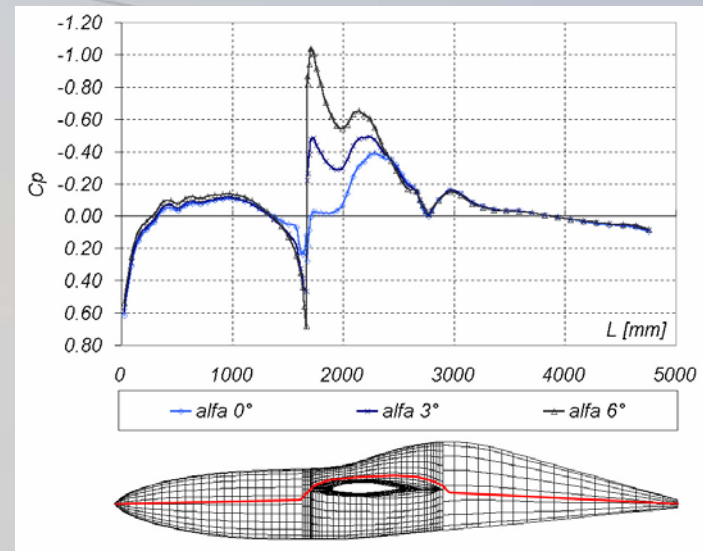
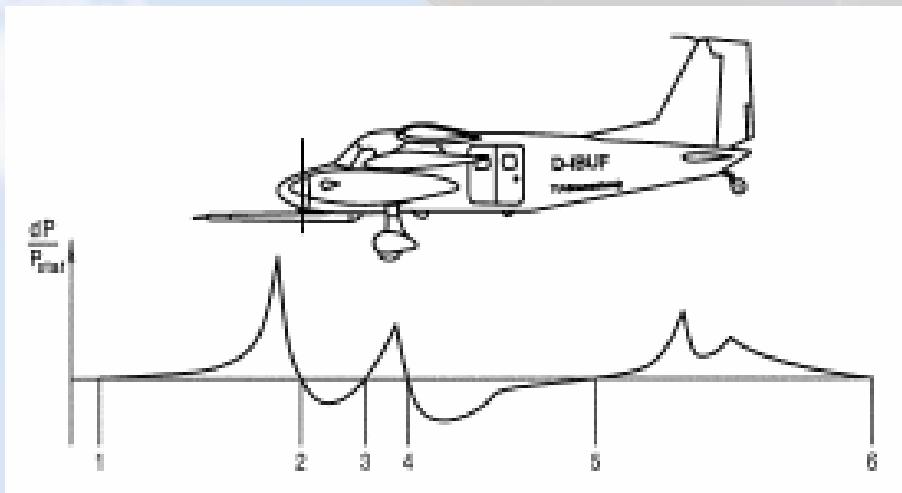
Ou seja, a conhecida equação de pressão dinâmica, é uma simplificação de uma equação já simplificada.

Sistema anemométrico

Erro de posição:

Diz respeito ao erro cometido por não instalar a tomada de pressão estática em uma posição da aeronave onde a pressão estática é igual a pressão estática do escoamento livre.

Devido ao escoamento ao redor da aeronave a pressão estática local sofre variações, que podem ser, de uma forma geral, conforme as seguintes figuras.



Sistema anemométrico

Método de medição da pressão estática do escoamento livre:

1. Pitot boom no nariz da aeronave ou na ponta da asa – tomadas estática no mínimo uma corda a frente do bordo de ataque da asa ou 1.5 diâmetros de fuselagem a frente do nariz da aeronave. Dificuldades em altos ângulos de ataque devido a pressão positiva nas tomadas de pressão – tubo de pitot “louco” resolve este problema mas traz problemas de flutter.
2. Airspeed bomb: pitot em forma de bomba que é arrastado por um cabo longe da aeronave. Neste pitot têm-se as tomadas de pressão estática. Em geral é muito instável.
3. Trailing cone: tubo com um cone de arrasto que é arrastado atrás da aeronave e transmite o valor a pressão até os processadores dentro da fuselagem. Este cone deve ser arrastado de 1.5 a 2 comprimentos de fuselagem atrás da aeronave. Neste caso, em baixas velocidade o cone tende a balançar, alterando as características do escoamento ao seu redor.

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

Como o altímetro também é instalado no sistema de pressão estática, o erro de posição também tem efeito sobre sua medição. É possível, através de análise teórica definir um relação entre o erro de altitude e o erro de velocidade.

Seja o erro de pressão estática e os erros de altitude e velocidade dados por:

$$\Delta p_p = p_s - p_\infty$$

$$\Delta h_{pc} = h_{cal} - h_{ic}$$

$$\Delta V_{pc} = V_{cal} - V_{ic}$$

Iremos tentar encontrar uma relação entre o erro de altitude e o erro de velocidade em função de um erro de posição do sistema anemométrico:

$$\frac{\Delta h_{pc}}{\Delta V_{pc}} = ?$$

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

O sistema anemométrico é baseado na equação de estática de fluidos:

$$dp = -\rho g_0 dh$$

Pode-se admitir que a variação de pressão de interesse é exatamente o erro de posição do sistema anemométrico, então:

$$\Delta h_{pc} = \frac{\Delta p_p}{\rho_{std} g_0}$$

Sendo que os valores relativos ao fluido podem ser obtidos através das equações de atmosfera padrão.

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

Assumindo-se que não se observa erro na tomada de pressão total, a pressão dinâmica medida é:

$$q_{ic} = p_T - p_s$$

Já a pressão dinâmica sem o erro de posição é:

$$q_c = p_T - p_\infty$$

Assim, o erro de pressão estática é simplesmente a diferença entre estas pressões dinâmicas:

$$\Delta p_p = q_c - q_{ic}$$

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

Assim, para a pressão dinâmica sem o erro de posição, têm-se:

$$\frac{q_c}{p_0} = \left[\left\{ 1 + \frac{(\gamma - 1) (V_{ic} + \Delta V_{pc})^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

E para a pressão dinâmica indicada:

$$\frac{q_{ic}}{p_0} = \left[\left\{ 1 + \frac{(\gamma - 1) V_{ic}^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

Assumindo, novamente que a pressão total é medida sem erros, tem-se:

$$dq_{ic} = -dp_s$$

Derivando a expressão de pressão dinâmica com erro tem-se:

$$\frac{dp_s}{dV_{ic}} = \left[-\frac{\gamma p_0 V_{ic}}{a_0^2} \left\{ 1 + \frac{(\gamma-1) V_{ic}^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{1}{\gamma-1}} \right]$$

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

Fazendo que:

$$\Delta p_p \approx dp_s \quad \Delta V_{pc} = -dV_{ic}$$

Tem-se:

$$\frac{\Delta p_p}{\Delta V_{pc}} = \left[\frac{\gamma p_0 V_{ic}}{a_0^2} \left\{ 1 + \frac{(\gamma - 1) V_{ic}^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{1}{\gamma - 1}} \right]$$

Esta expressão foi obtida para escoamentos adiabáticos sem onda de choque. Porém, a mesma relação pode ser obtida para escoamentos supersônicos.

Esta relação só é válida para erro pequenos na medida de tomada de pressão (porque?) e a literatura indica que o erro máximo para ΔV_{pc} é de 10kts.

Sistema anemométrico

Erro de posição do sistema altimétrico:

Com as equações desenvolvidas é possível então estabelecer uma relação entre o erro de velocidade e o erro de altitude. Assim, se um erro for determinado por ensaios será possível conhecermos o outro erro.

$$\frac{\Delta p_p}{\Delta V_{pc}} = \left[\frac{\gamma p_0 V_{ic}}{a_0^2} \left\{ 1 + \frac{(\gamma - 1) V_{ic}^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right] \quad \Delta h_{pc} = \frac{\Delta p_p}{\rho_{std} g_0}$$

$$\frac{\Delta h_{pc}}{\Delta V_{pc}} = \left[\frac{V_{ic}}{\sigma_{std} g_0} \left\{ 1 + \frac{(\gamma - 1) V_{ic}^2}{2 a_0^2} \right\}^{\frac{1}{\gamma - 1}} \right]$$

Sistema anemométrico

Erro de pressure lag:

Este erro diz respeito ao atraso que ocorre entre a variação de pressão nas tomadas e a variação de pressão nos sensores.

Não depende do diâmetro dos tubos de pressão, pois a velocidade do escoamento no seu interior é praticamente nula. É influenciado mais pelo comprimento dos tubos, pois tem haver com a propagação das ondas de pressão nestes tubos. Por isso sua maior ocorrência é em aeronaves de grande porte.

Outro caso onde o erro de pressure lag ocorre é quando o volume das linhas de pressão estática e dinâmica não são iguais.

A melhor forma de medir a ocorrência de pressure lag é através da instalação de dois sensores de pressão, um logo ao lado da tomada e outro no final da tubulação e comparar, no tempo, suas respostas às variações de pressão nas tomadas.

Sistema anemométrico

Métodos de calibração em voo:

- Speed Course Method: neste método a aeronave voa rasante sobre um trajeto demarcado no solo de forma que a sua velocidade em relação ao solo possa ser medida com precisão. Esta medição deve ser feita em direções opostas para que seja possível eliminar a influência do vento. O erro de posição na velocidade será então a diferença entre a velocidade verdadeira do voo e a velocidade média sobre o solo. Os problemas deste método são: i) a dificuldade de se obter uma área especial para realizar o teste e ii) a necessidade de se voar em ar calmo para evitar variações na velocidade da aeronave.
- Tower Fly-by Method: neste método a aeronave voa com velocidade e altitude constantes passando ao lado de uma torre de altura conhecida que possui um observador e um barômetro de precisão no topo. O observador é capaz de medir a altura da aeronave e comparar o valor de pressão estática medido no interior da aeronave com a pressão estática na torre menos a variação devida a altura da aeronave. Suas dificuldades são as limitações de velocidade, requer também o ar bastante estável e assume que o erro de medição da pressão total é zero.

Sistema anemométrico

Métodos de calibração em vôo:

- Pace Aircraft Method: neste método uma aeronave deve ter seu sistema anemométrico calibrado por um dos outros métodos. Esta aeronave executa então um vôo em formação com a aeronave que se deseja calibra e os valores de pressão estática e total (dinâmica) medidos são comparados. Este método tem a vantagem de poder ser feito em altitude o que aumenta a sua segurança e evita a necessidade de se ter ar calmo.
- Radar Method: este método é semelhante ao Speed Course Method, porém a medição de velocidade da aeronave é feita através de leituras de radar. Este método não tem restrições de velocidade e também pode ser feito em altitude, porém requer atmosfera calma e ausência de vento.
- Onboard Reference Method: neste método é utilizado um sistema de medição de pressão estática calibrado (airspeed bomb ou trailing cone) como uma referência de calibração para o sistema anemométrico da aeronave. A vantagem deste sistema é que só é necessária uma aeronave e que o sistema de referência, uma vez calibrado, pode ser utilizado em várias aeronaves. A desvantagem é a necessidade de um procedimento de calibração e a instalação deste sistema na aeronave.

Sistema anemométrico

Métodos de calibração em voo:

- GPS Method: este método é semelhante ao Speed Course Method com a diferença que é utilizado um GPS para medir a velocidade da aeronave em relação ao solo. A principal vantagem deste método é que se pode fazer o voo de calibração em alta altitude e que apenas poucos segundos de voo equilibrado são necessários para a leitura dos valores. Deve ser notado também que não é necessário um sistema de GPS diferencial, uma vez que a velocidade em relação ao solo é obtida através da primeira derivada da posição geográfica da aeronave e o erro fixo de posição do sistema GPS não afeta esta derivação.

Sistema anemométrico

Calibração do sensor de temperatura: a medição de temperatura do ar deve ser submetida a correções de acordo com o projeto e a posição do sensor. Em uma probe bem projetada o maior erro na medição de temperatura é causada pela compressão do ar. Se o ar é levado a uma estagnação completamente adiabática, a temperatura corrigida deverá ser:

$$T[K] = T_c[K] + \frac{V_T^2 [kt]}{7592}$$

Como em geral o ar não é levado a estagnação total e possui recuperação não adiabática, deve-se utilizar:

$$T[K] = T_c[K] + k \frac{V_T^2 [kt]}{7592}$$

Onde o fator k varia de acordo com a instalação da probe entre 0.7 e 1, mas usualmente, em ensaios em vôo, está entre 0.95 e 1.0. Para condições supersônicas o valor de k possui grande variações.

Instrumentação

Classificação:

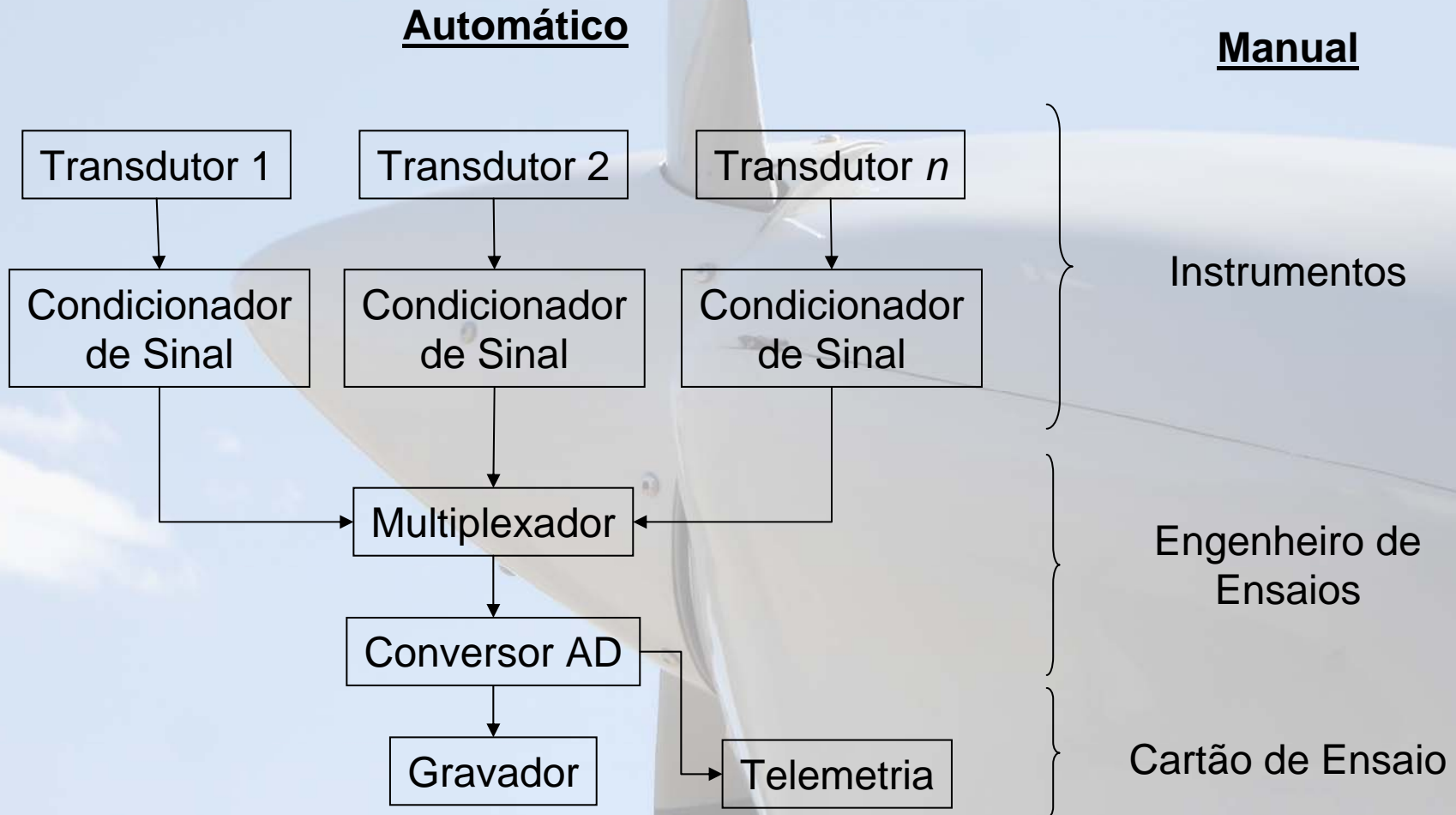
- **Embarcados** – instalados no interior da aeronave
- **Terrestres** – instalados em uma estação de solo – necessita de um sistema de telemetria.
- **Manuais** – coleta manual de dados através de leitura de instrumentos instalados na aeronave ou em uma estação de solo
- **Automáticos** – coleta automática (digital ou analógica) de dados. Necessita de uma mídia de armazenamento de dados

Instrumentação

Composição:

- **Transdutor:** sente o fenômeno de interesse e o converte em um sinal elétrico
- **Condicionador de sinais:** converte a saída do transdutor em um sinal estável e adequado.
- **Multiplexador:** permite que vários sinais sejam lidos no mesmo espaço de tempo.
- **Conversor A/D:** transforma um sinal analógico em uma informação digital.
- **Gravador:** armazena a informação digital para ser lida *à posteriori*.

Instrumentação



Instrumentação

Gerenciamento:

- **Nome da medição e Abreviação** – importante para que a comunicação durante os ensaios seja feita de forma clara e precisa.
- **Descrição da medição** – importante para se ter conhecimento da importância, viabilidade e possibilidades desta medição.
- **Unidade** – preferencialmente em sistema internacional ou adimensional (gravidade).
- **Faixa de medição** – especificação de máximo e mínimo a serem medidos.
- **Resolução** – menor valor possível de ser medido.
- **Precisão** – precisão necessária para a medição.
- **Taxa de amostragem** – frequência com que será feita a medição.
- **Processamento** – necessidade e método de pós-processamento.

Instrumentação

Conversor A/D

- Representação de um sinal elétrico através de um numero inteiro – utilização de um sistema binário.
- Resolução – tamanho do binário que irá representar o número inteiro.

$$10 \text{ bits} - 2^{10} = 1024$$

$$12 \text{ bits} - 2^{12} = 4096$$

- Sinal de referência (faixa de conversão) – sinal elétrico de referência que será usado como comparação para a conversão.

Sistema 10bits – referências: 0V e 5V – faixa: 0-5V

Analógico	Digital
0V	0
5V	1024
2.5V	512

Instrumentação

Conversor A/D – Funcionamento - Sistema 5bits – referências: 0V e 5V – valor a ser medido: 3.1V

$> 5/2^1$ (2.5)	Sim	10000
$> 5/2^1 + 5/2^2$ (3.75)	Não	10000
$> 5/2^1 + 5/2^3$ (3.125)	Não	10000
$> 5/2^1 + 5/2^4$ (2.8125)	Sim	10010
$> 5/2^1 + 5/2^4 + 5/2^5$ (2.96875)	Sim	10011

Analógico	Digital
0V	0
5V	32
3.1V	19

Por regra de três, considerando número real, teríamos: 19.84

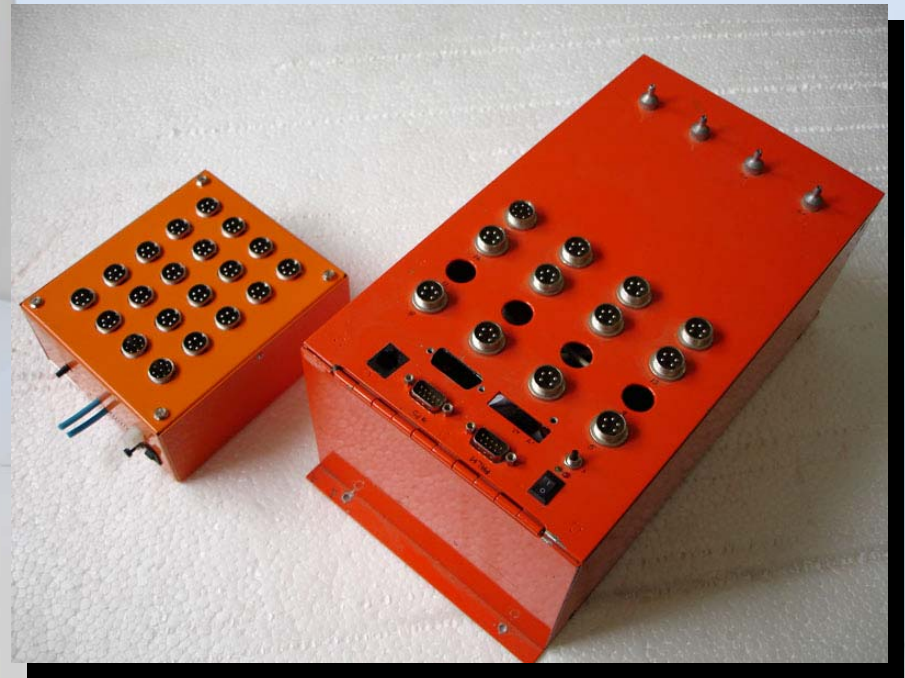
19 – representaria, de forma exata: 2.96875V

20 – representaria, de forma exata: 3.125V

Ou seja, com 5bits tem-se resolução de $0.15625V = 5V/2^5$

Instrumentação

CEA/FDAS:



Instrumentação

CEA/FDAS:

- ✓ Signal Processor: PIC 16F877A
- ✓ Data Host: PDA – Palm OS Device
- ✓ GPS Device: NMEA0183 compliant
- ✓ Number of channels: 8 standard / 32 multiplexed
- ✓ Sensors precision: 10/12 bits
- ✓ Channels sample rate: 30Hz
- ✓ Maximum sample rate: up to ~6kHz
- ✓ GPS sample rate: 0.5 Hz to 5 Hz
- ✓ Sensors signal level: 0-5V
- ✓ Maximum acquisition time: limited by PDA memory – possibility to use memory cards.

Instrumentação

CEA/FDAS:

- ✓ Sample Rate: 30Hz – sensors; 5Hz GPS
- ✓ Resolution: 10bits
- ✓ Sensors:
 - Air Speed (1x)
 - Altimeter (1x)
 - Attack angle ($\pm 30^\circ$)
 - Sideslip Angle ($\pm 30^\circ$)
 - Temperature (2x; 0-50°C)
 - Relative Humidity (20-95%)
 - Command Position (4x)
 - Command Force ($\pm 5\text{Kgf}$ / $\pm 20\text{kgf}$)
 - Tachometer (optical)
 - Accelerometer (3 axes, $\pm 10\text{g}$)
 - Gyrometer (3 axes, $\pm 300^\circ/\text{sec}$)
 - GPS (lat./long./ground speed/course)
 - X-BOW AHRS400 Interface

Velocidade de Estol

Regulamentos:

CAR 3.82: velocidade de estol (V_{so}):

- motores em marcha lenta,
- hélice em posição de decolagem,
- trem de pouso estendido,
- flapes na posição de pouso,
- cowl flape fechado,
- centro de gravidade mais desfavorável,
- peso da aeronave na qual o valor de velocidade será associado nos cálculos subsequentes,

Velocidade (V_{s1})

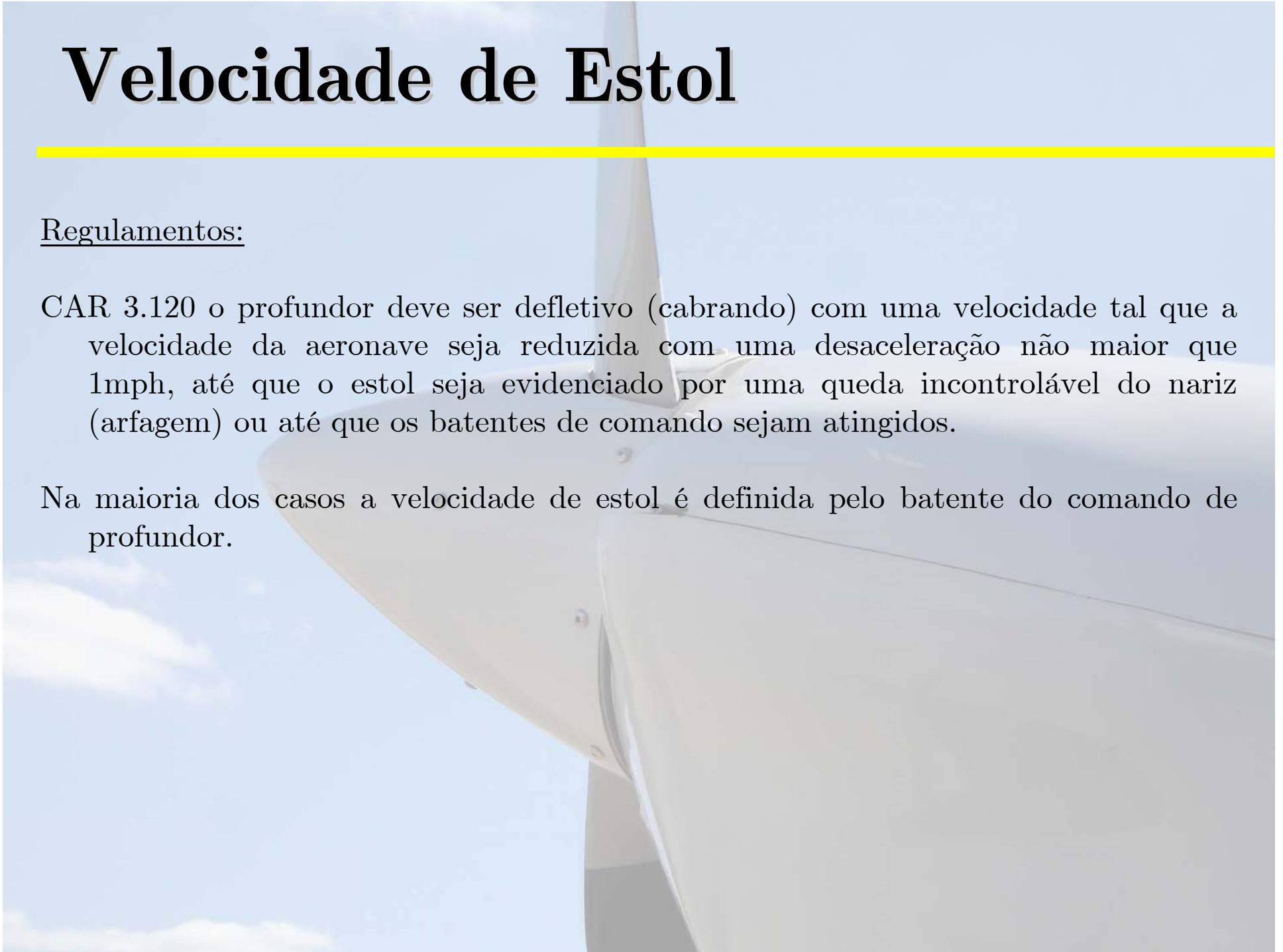
- motores em marcha lenta,
- hélice em posição de decolagem
- todas as outras configuração, nas quais o valor de velocidade será associado nos cálculos subsequentes,
- peso da aeronave na qual o valor de velocidade será associado nos cálculos subsequentes,

Velocidade de Estol

Regulamentos:

CAR 3.120 o profundor deve ser defletivo (cabrando) com uma velocidade tal que a velocidade da aeronave seja reduzida com uma desaceleração não maior que 1mph, até que o estol seja evidenciado por uma queda incontrollável do nariz (arfagem) ou até que os batentes de comando sejam atingidos.

Na maioria dos casos a velocidade de estol é definida pelo batente do comando de profundor.



Velocidade de Estol

Regulamentos:

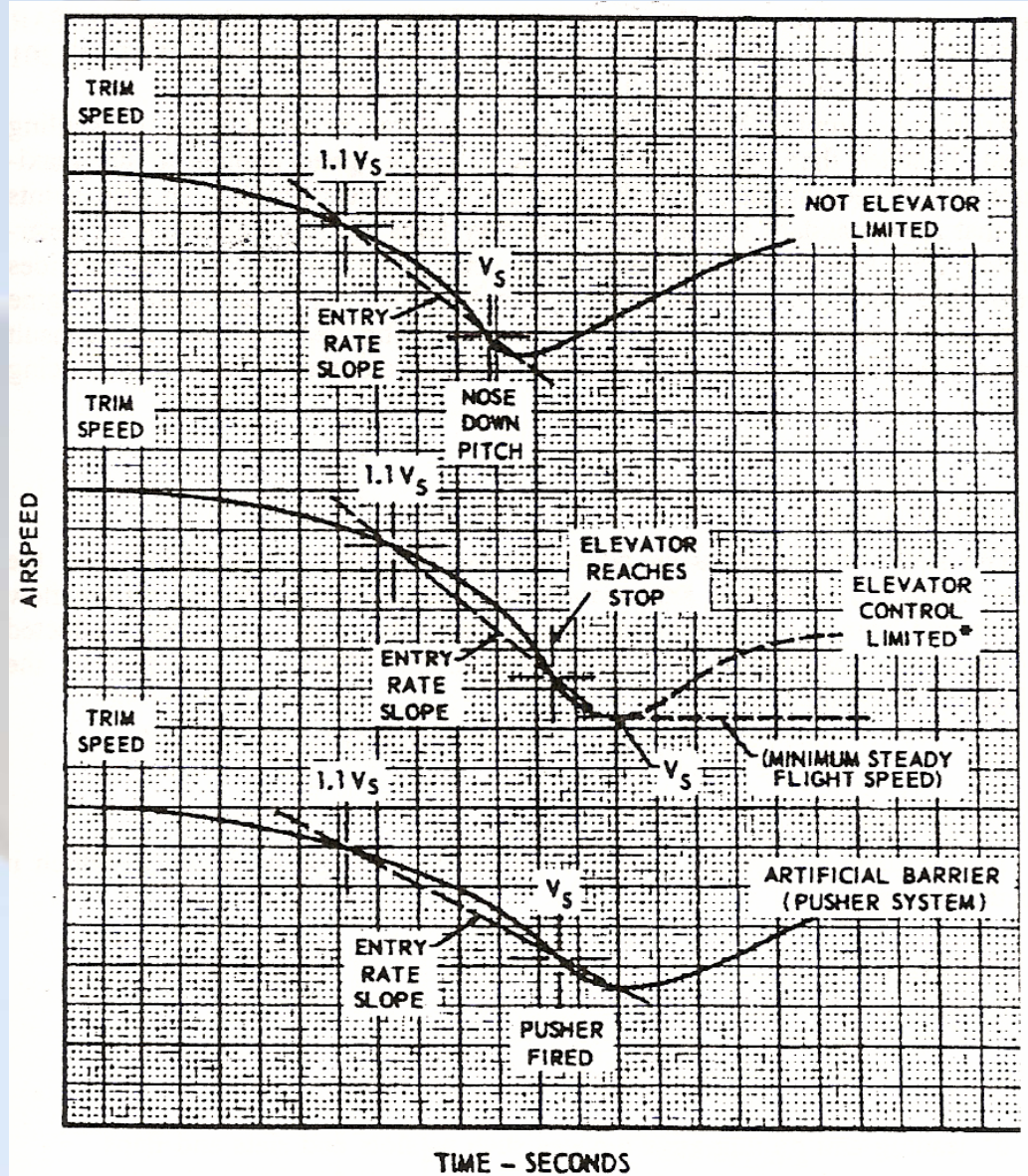
FAR 23.49: combinação do CAR 3.82 e 83, acrescido a observação de que a condição de zero-tração deve ser atingida em uma velocidade igual a 110% da velocidade de estol.

AC-23-8A – considerações sobre calibração do sistema anemométrico e determinação da condição de zero-tração.

Velocidade de Estol

Regulamentos

Determinação do estol



Velocidade de Estol

Metodologia de Ensaio:

Considerações sobre segurança: em geral, a execução de estois com o centro de gravidade mais a frente não é uma condição crítica de ensaio, entretanto, em algumas precauções devem ser tomadas: instalação de portas de saída rápida, uso de capacetes, paraquedas e botas. Precauções sobre entrada e saída de parafusos. Altura de 5000ft (AGL). Aumentar a insistência ao estol progressivamente.

- Carregar a aeronave com o peso máximo de decolagem e centro de gravidade dianteiro.
- Aeronave trimada em $1.5V_{s1}$ ou $1.5V_{s0}$, dependendo da configuração do ensaio
- Motor em marcha lenta – Zero Tração (C_T igual a zero).
- Cowl flap fechado
- Desaceleração não menor que 1kn/seg (Entre $1.1V_s$ e V_s)

Devem ser executados, no mínimo 5 estois para se ter amostragem estatística suficiente.

Velocidade de Estol

Redução de dados:

Correção de peso:

$$V_S = V_{ST} \sqrt{\frac{W_S}{W_T}}$$

Correção de desaceleração (não válido pelo FAA):

$$R = \frac{2V_{Sc}}{\overline{cD}} \quad V_{ST} = \sqrt{\frac{R+2}{R+1}} V_{Sc}$$

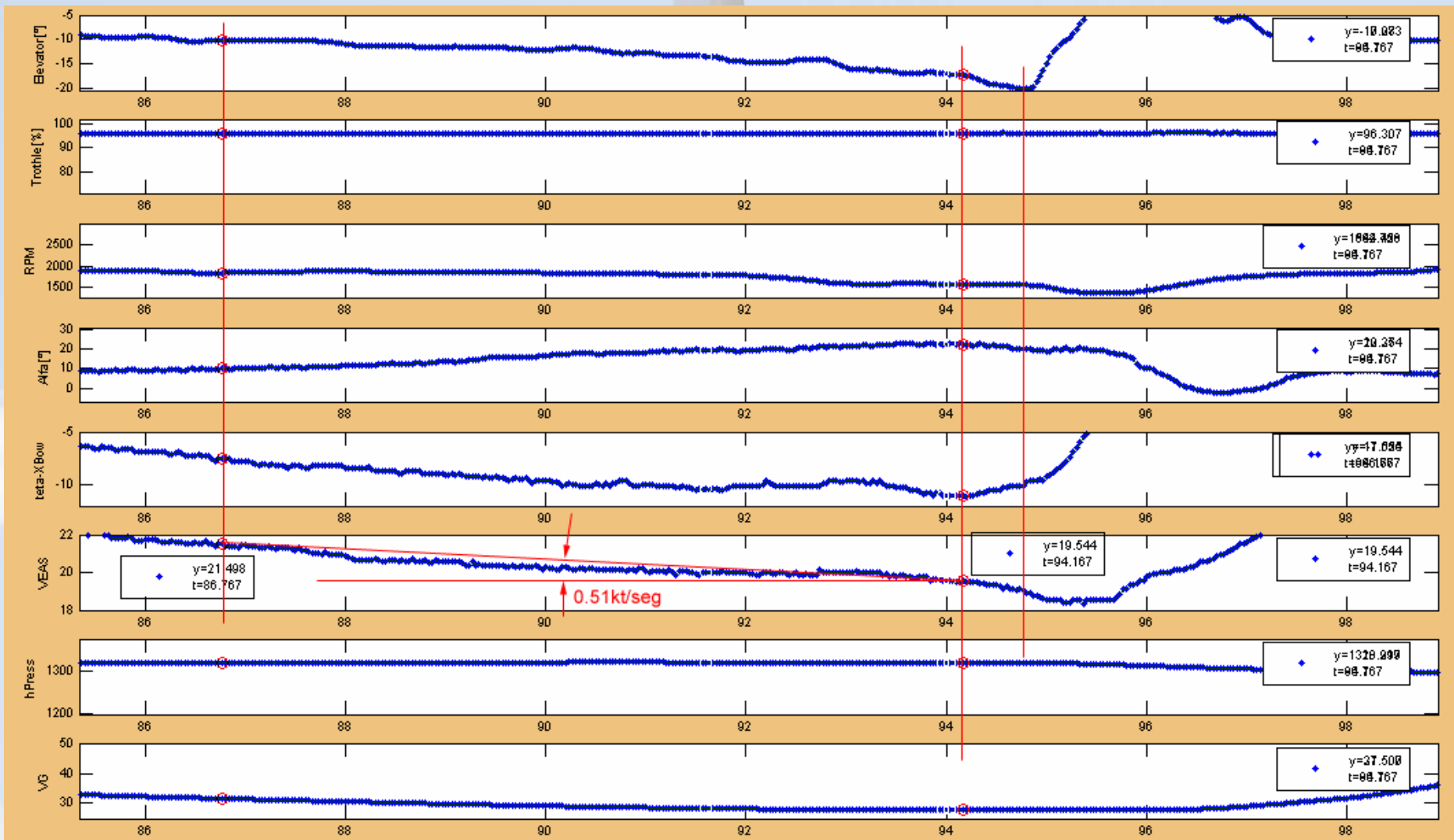
onde D é a razão de desaceleração do ensaio em kt/seg.

Correção de posição do CG (não válido pelo FAA):

$$C_{Lref} = C_{Ltest} \left[1 + \frac{\overline{c}}{l_t} \left(\frac{CG_{ref} - CG_{test}}{100} \right) \right]$$

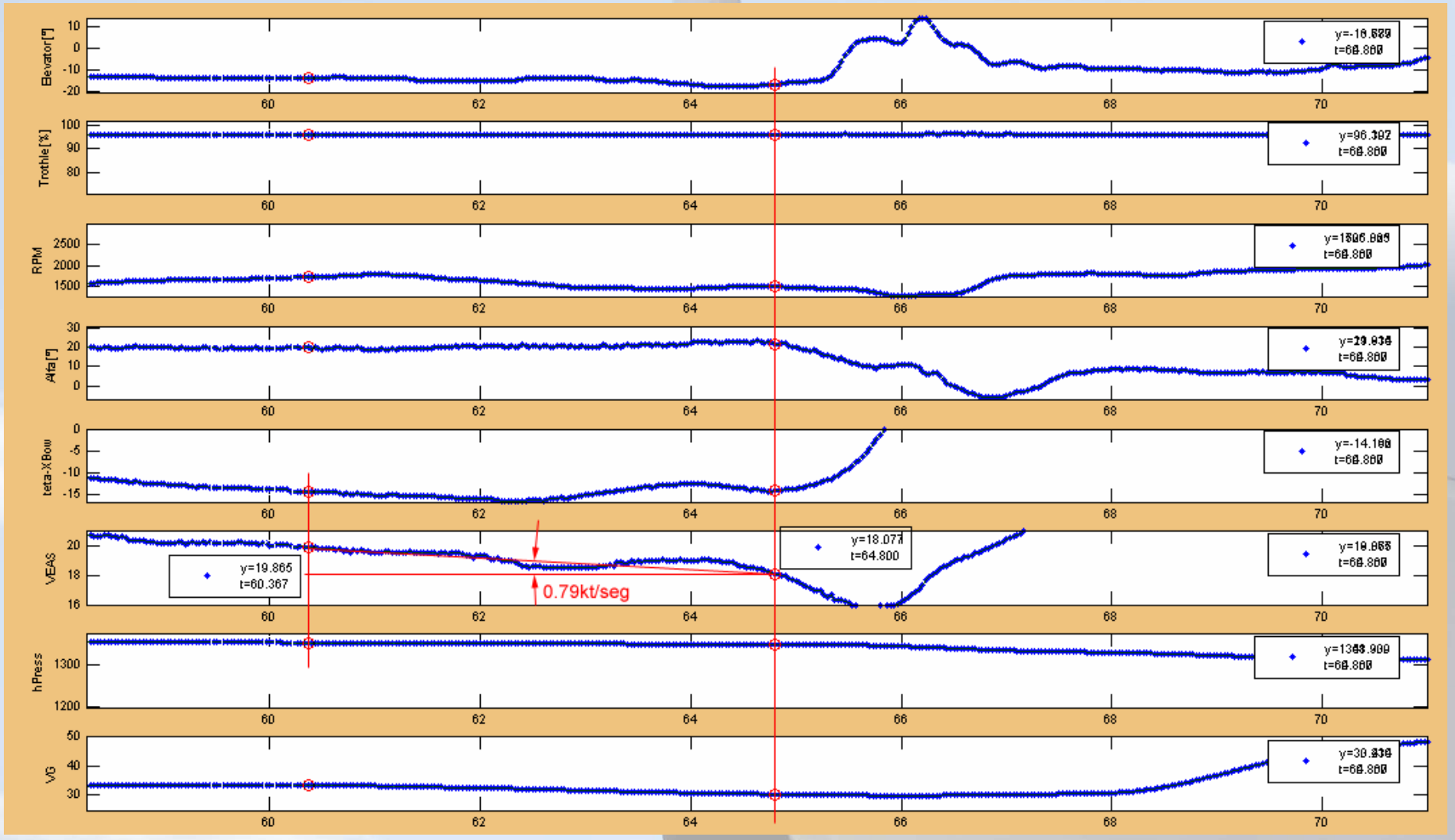
Velocidade de Estol

Exemplo:



Velocidade de Estol

Exemplo:



Determinação de Potência

- Determinar a potência do motor quando instalado na aeronave. (Equipamentos)
- Medir o arrasto da aeronave com o sistema propulsivo em operação.

Interações entre a aeronave e o grupo-motopropulsor(hélice):

- Efeitos do sistema de indução de ar de refrigeração no arrasto
- Efeitos de bloqueio da fuselagem sobre a hélice
- Efeito da esteira da hélice no arrasto da fuselagem.
- Efeito da distribuição de combustível
- Efeito da exaustão de ar no arrasto
- Efeito da refrigeração e da exaustão na potência

Determinação de Potência

- Método de Torque

Instalar um medidor de torque no eixo de manivela do motor.

- Difícil instalação
- Necessidade de calibração do medidor de torque
- Medidor de torque pode influenciar o arrasto da aeronave ou o funcionamento da hélice
- Criação de um gráfico de potência instalada através da medição simultânea de rotação e pressão na admissão
- É um dos métodos mais precisos

Determinação de Potência

- Método dos Gráficos de Potência

Utilização dos gráficos de desempenho do motor fornecidos pelo fabricante

- Baixo custo.
- Não é capaz de prever diferenças que vão ocorrer entre o funcionamento instalado e o funcionamento em banco de provas.
- Variáveis: pressão na admissão, rotação, temperatura do ar e altitude pressão.
- Potência igual a zero em 55000ft (sem turbo-compressor)

$$BHP_{ALT} = BHP_{SL} \left\{ \sigma - \frac{(1-\sigma)}{7.55} \right\}$$

Determinação de Potência

- Método dos consumo de combustível

Desenvolvido pela Textron-Lycoming – 30 anos de ensaios

1. No pico da temperatura de exaustão dos gases de escape (EGT) o motor deverá estar fornecendo 96.8% de sua potência máxima para um dada posição da manete de potência.
2. No pico de EGT o motor tem uma razão de combustível-ar de 0.0648, a qual é 84.9% da melhor potência indicada pelo consumo específico de combustível
3. 100% da potência irá ocorrer entre 0.0765 e 0.0840 de razão combustível-ar e pode-se adotar 0.078 como um valor padrão para cálculos
4. O consumo de combustível varia na mesma razão que a razão de combustível-ar.
5. O consumo de combustível específico pode ser determinado para cada motor dada sua taxa de compressão.

Como estes dados pode-se se ter então uma precisa determinação da potência instalada no motor, se for possível medir bem o consumo de combustível e a temperatura de EGT.

Determinação de Potência

- Perdas
 1. Perdas do sistema de indução: recuperação de pressão pobre (MAP menor que o esperado), aquecimento do ar de indução, má distribuição de combustível (turbulência, motor engasgando e EGT's diferentes).
 2. Perdas no sistema de exaustão: os pulsos da pressão de exaustão não devem se opor entre cilindros. Abafador com volume considerável para evitar retorno de pressão.
 3. Perdas devidas a acessórios: necessidade de potência – ar-condicionado, alternador, e bombas hidráulicas.
 4. Má refrigeração: aumento de atrito, mal funcionamento das válvulas, etc.

Determinação de Potência

- Correções de potência

1. Correção de altitude

2. Correção de temperatura:

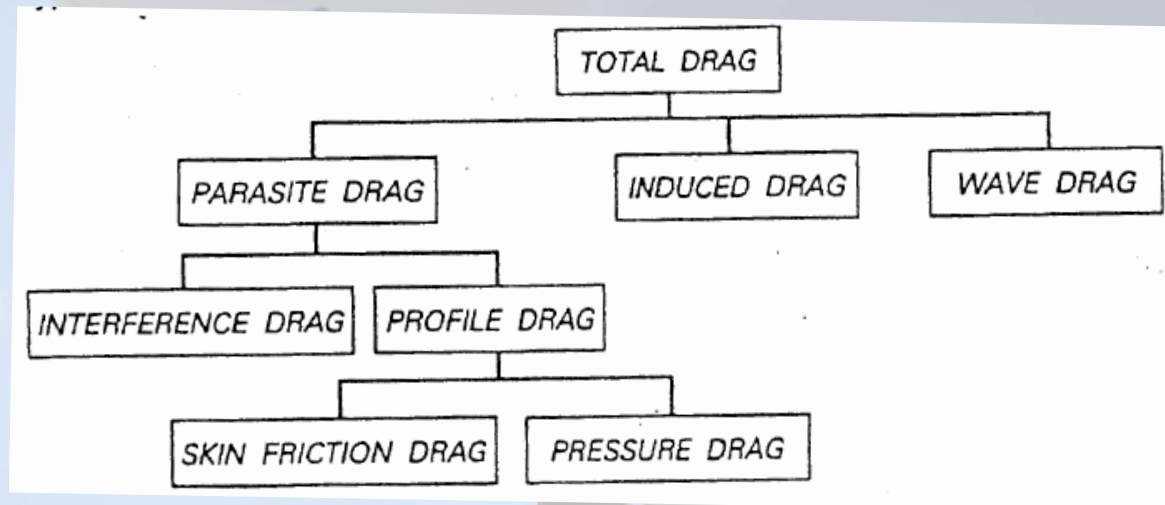
$$BHP_T = BHP_C \left\{ \frac{T_S [K]}{CAT [^\circ C] + 288.16} \right\}^{0.5}$$

3. Correção de umidade: Pressão na admissão corrigida deve ser a pressão na admissão lida menos a pressão de vapor d'água devido a umidade do ar.

Vôo Nivelado

- Teoria

Vôo reto nivelado – se os ângulos de ataque são pequenos, sustentação em equilíbrio com o peso e arrasto em equilíbrio com a tração. Assim, é uma excelente oportunidade para podermos estimar a relação de sustentação e arrasto da aeronave.



Vôo Nivelado

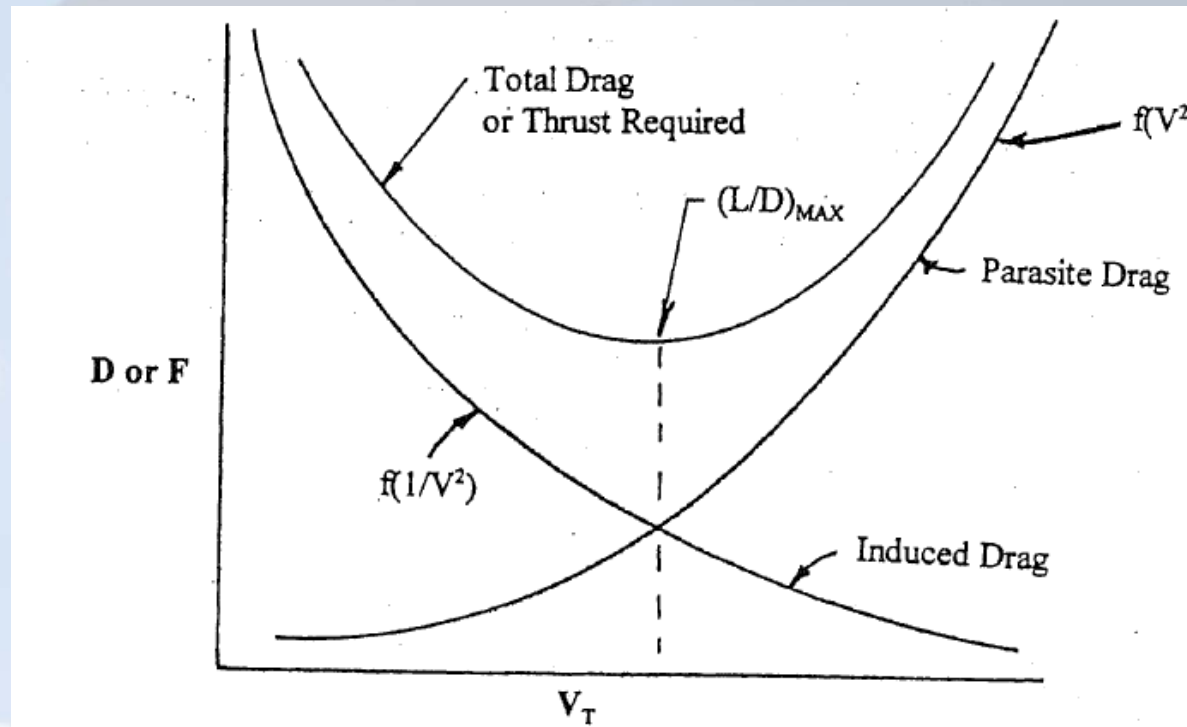
- Teoria – Tração requerida

Arrasto Parasita

$$D_P = 1/2 C_{DP} \rho V_T^2 S$$

Arrasto Induzido

$$D_i = 2L^2 / \rho V_T^2 S \pi A R e$$

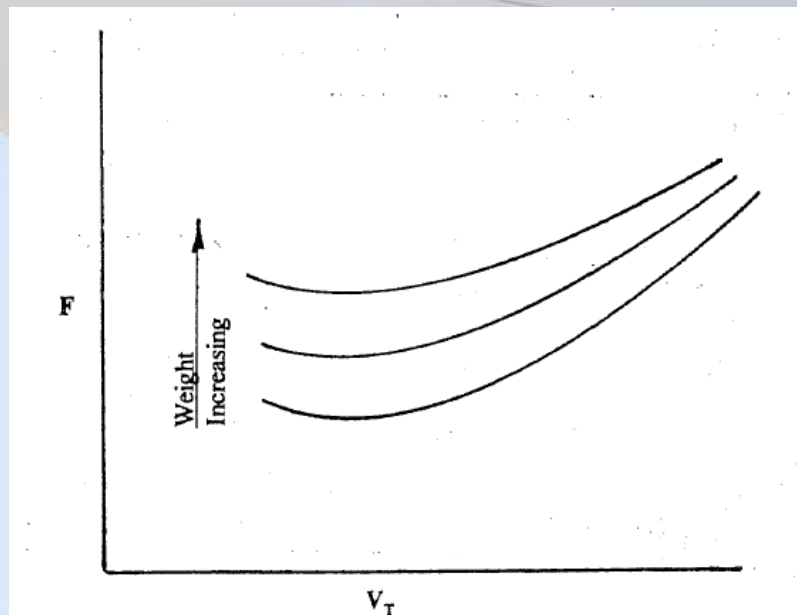


Vôo Nivelado

- Teoria – Tração requerida

Efeitos que alteram a tração requerida

- Peso – aumento do peso aumenta – aumenta o arrasto induzido – se o arrasto parasita for função do ângulo de ataque, haverá também uma influência no arrasto parasita, mas será menor que a influência no arrasto induzido. A velocidade de L/D máximo deve aumentar com o aumento do peso.

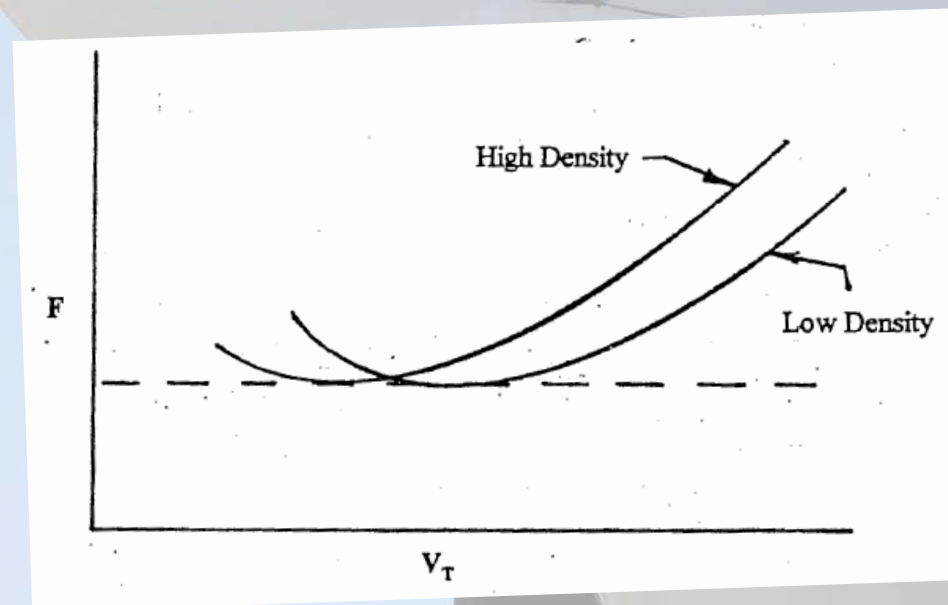


Vôo Nivelado

- Teoria – Tração requerida

Efeitos que alteram a tração requerida

- Densidade – aumenta o arrasto parasita e diminui o arrasto induzido. Portanto, desloca a curva de tração requerida para a direita a medida que a densidade diminui. O valor do arrasto mínimo não se altera mas a sua velocidade fica maior.

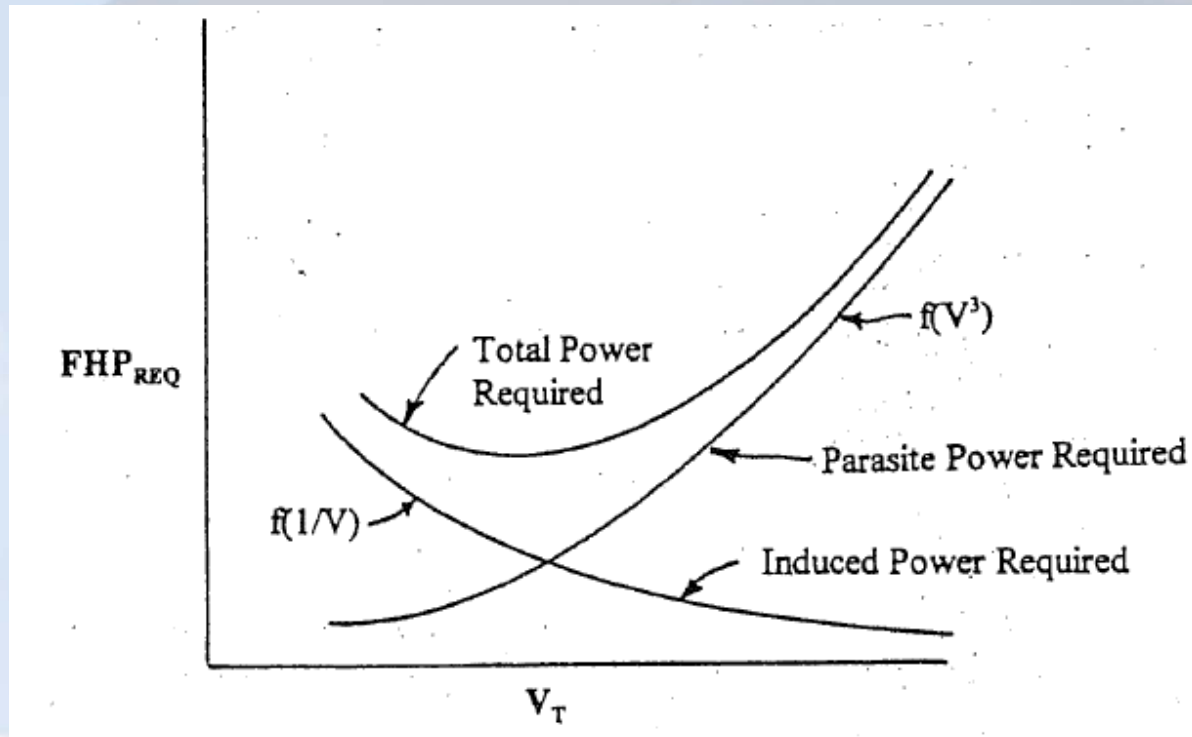


Vôo Nivelado

- Teoria – Potência Requerida – Tração Requerida vezes a velocidade de vôo

Efeitos que alteram a potência requerida

- Peso – igual a tração
- Densidade – desloca a curva de potência paralela a linha de L/D máximo

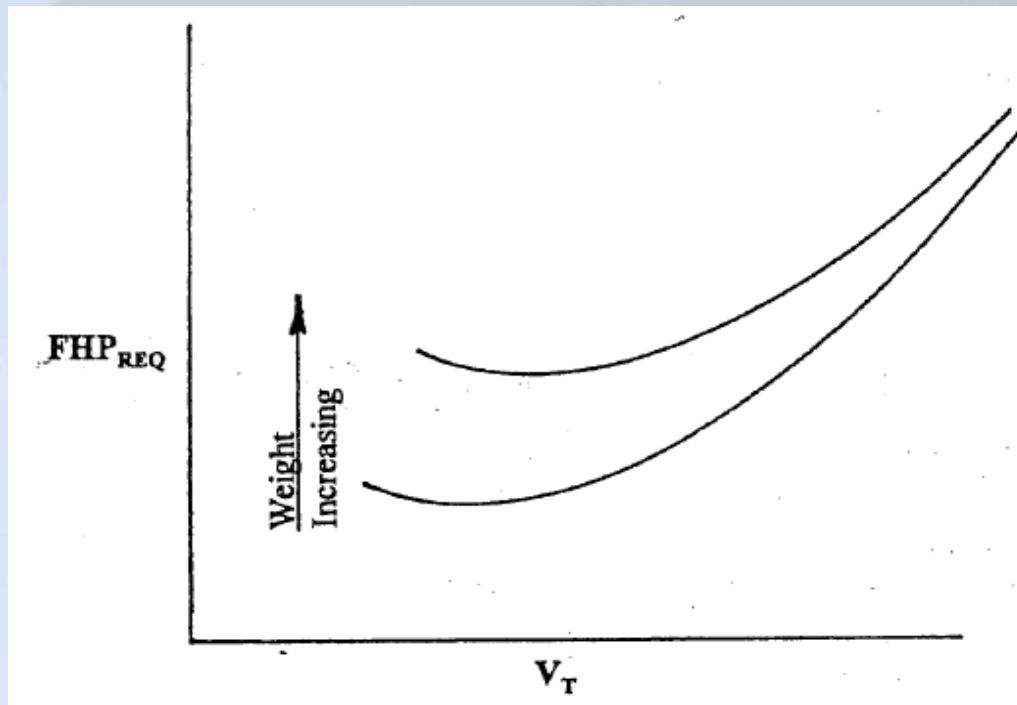


Vôo Nivelado

- Teoria – Potência Requerida – Tração Requerida vezes a velocidade de vôo

Efeitos que alteram a potência requerida

- Peso – igual a tração
- Densidade – desloca a curva de potência paralela a linha de L/D máximo

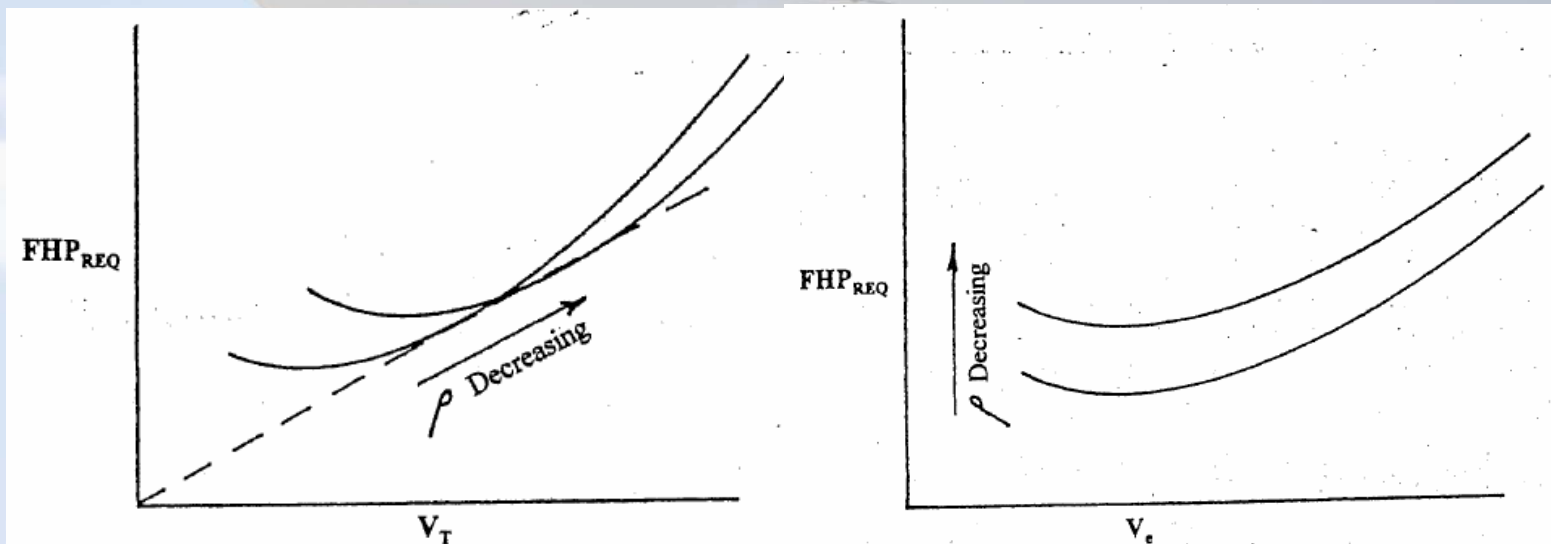


Vôo Nivelado

- Teoria – Potência Requerida – Tração Requerida vezes a velocidade de vôo

Efeitos que alteram a potência requerida

- Peso – igual a tração
- Densidade – desloca a curva de potência paralela a linha de L/D máximo



Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

A idéia básica deste método é encontrar uma curva de potência requerida que seja real para qualquer condição de peso da aeronave e densidade do ar.

Hipóteses básicas:

1. Para um dado ângulo de ataque, os coeficientes de sustentação e arrasto são constantes.
2. Eficiência da hélice é constante.

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Assim, seja duas condições de vôo:

- Subscrito S – standard
- Subscrito T – Test

$$\frac{W_S}{W_T} = \frac{L_S}{L_T} = \frac{1/2\rho_{SL}\sigma_S V_S^2 S C_L}{1/2\rho_{SL}\sigma_T V_T^2 S C_L}$$

Efetando os cancelamentos e resolvendo para a velocidade standard, que aqui será chamada de VIW e substituindo a velocidade de teste verdadeira e a raiz das razões de densidade pela velocidade equivalente, tem-se:

$$VIW = \frac{V_e}{\sqrt{W_T/W_S}}$$

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

De forma semelhante para a potência:

$$\frac{THP_S}{THP_T} = \frac{V_S/550(C_D/2\rho_{SL}\sigma_S V_S^2 S)}{V_T/550(C_D/2\rho_{SL}\sigma_T V_T^2 S)}$$

Cancelando os termos comuns e substituindo V_S pela definição de VIW:

$$THP_S = THP_T (W_S/W_T)^{3/2} \sigma_T^{1/2}$$

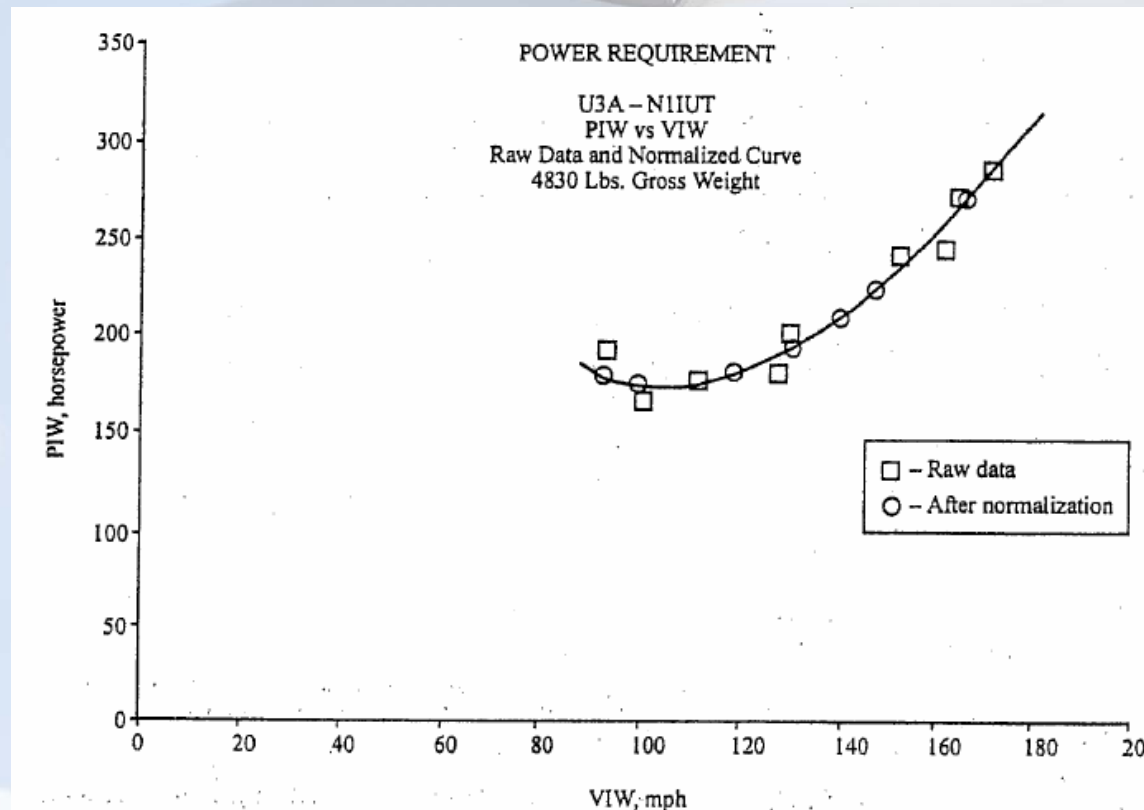
Considerando a eficiência da hélice constante (verdade para hélices de velocidade constante), pode-se alterar a definição de potência de tração para potência no eixo e chamar a condição standard de PIW:

$$PIW = \frac{BHP_T \sqrt{\sigma_T}}{(W_T/W_S)^{3/2}}$$

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Desta forma, plotando VIW e PIW ter-se-á uma única curva válida para qualquer valor de peso e de densidade. Seria a curva obtida se a aeronave estivesse voando com seu peso padrão (em geral MTOW) e ao nível do mar.



Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Procedimento de teste – hélice de velocidade constante

1. Estabilizar a aeronave na velocidade mais baixa possível e ler o valor de temperatura (evitar efeito ram).
2. Levar as manetes de potência à frente, atingindo rotação máxima de cruzeiro.
3. Gravar os valores de velocidade, altitude, temperatura, RPM, MAP, quantidade de combustível, Consumo de combustível e temperatura do carburador, até que a aeronave atinja sua velocidade máxima nivelada.
4. Repetir os procedimentos reduzindo o MAP em incrementos de 1 a 2inHg até que o mesmo tenha que ser aumentado para manter a aeronave nivelada.
5. O teste pode ser repetido em altitudes médias e altas para aumentar a amostragem de dados.
6. O teste deve ser repetido para outros valores de rotação que serão comuns em operação (de acordo com o manual de vôo).
7. Para aviões com hélice de passo fixo, deve-se notar que a rotação irá alterar para cada valor de MAP.

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Redução de Dados – hélice de velocidade constante

1. Determinar a velocidade equivalente e a potência disponível em cada ponto de operação.
2. Determinar a razão de densidades em cada ponto de operação.
3. Determinar o peso da aeronave em cada ponto de operação (redução da quantidade de combustível)
4. Determinar PIW e VIW, como descrito anteriormente.

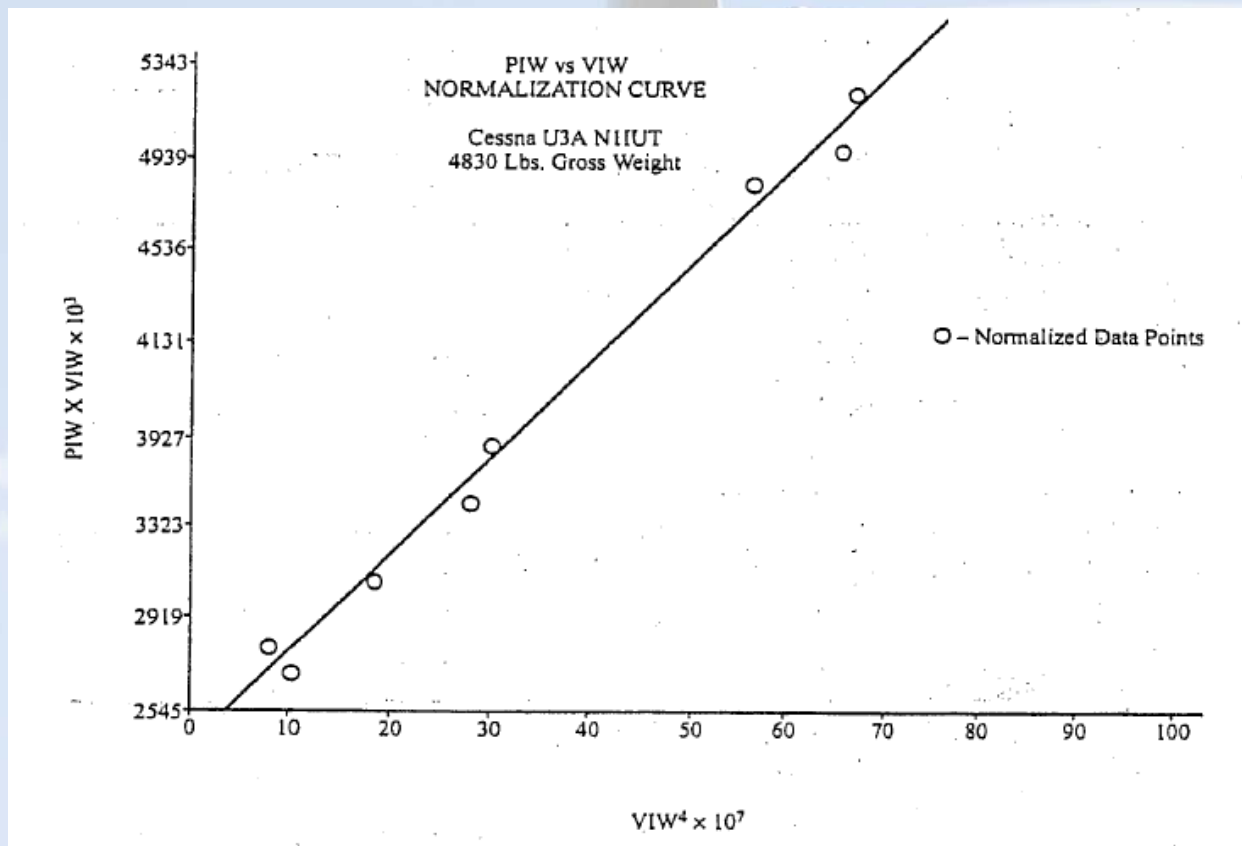
Os pontos de PIW e VIW devem ser plotados em um gráfico e uma curva característica pode ser encontrada para melhor caracterização do ensaio. Como os dados podem ter uma grande dispersão, pode-se utilizar uma normalização para linearização das curvas.

Isto é feito através da multiplicação de PIW e VIW por VIW

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Redução de Dados – hélice de velocidade constante



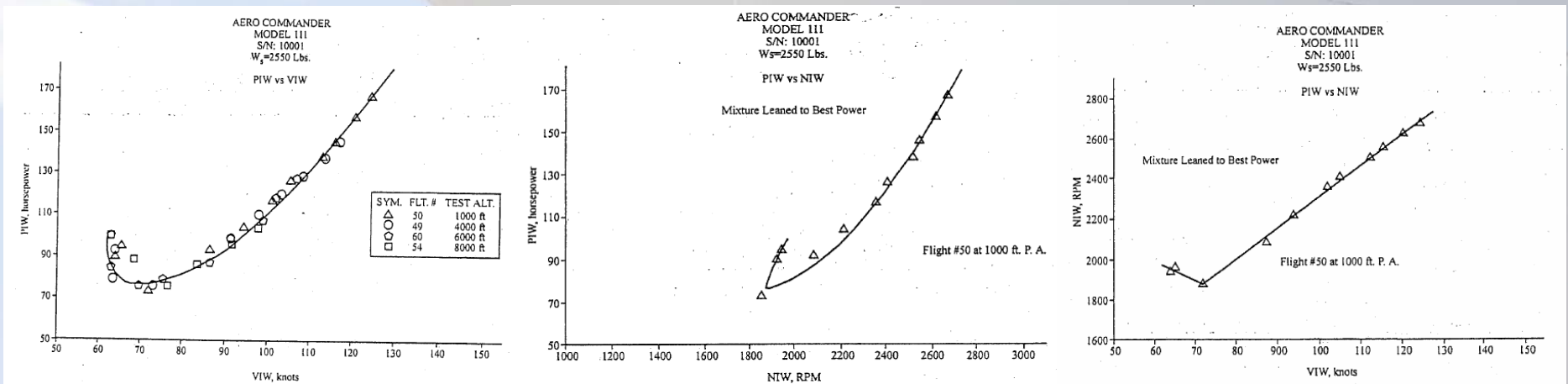
Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Redução de Dados – hélice de passo fixo

A alteração na rotação da hélice é tão grande que não é possível mais assumir a eficiência da hélice como constante. Para reduzir estas alteração, pode-se criar um termo independente de peso e densidade para a rotação da seguinte forma:

$$NIW = \frac{rpm_I \sqrt{\sigma_T}}{\sqrt{W_T/W_S}}$$



Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Expansão de dados – hélice de velocidade constante

Os dados de PIW e VIW não são possíveis de serem utilizados na prática (vôo), por isso é necessária uma expansão dos dados para se produzir dados para engenharia e manuais de vôo.

Os dados mais interessantes para um piloto serão:

1. TAS (ou EAS) versus altitude densidade para uma dada condição de potência
2. Porcentagem de potência para uma dada rotação versus altitude densidade.

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Expansão de dados – hélice de velocidade constante

Densidade altitude versus TAS

- voar com full throttle e max rpm em várias altitudes
- Traçar uma curva de MAP versus altitude densidade
- Obter para cada valor de altitude densidade a máxima potência to motor na condição de full throttle.
- Converter este valor de potência para PIW – ajuste de peso e densidade
- Utilizando o gráfico de PIW versus VIW, determinar os valores de PIW
- Converte o valor de PIW para TAS ou EAS – ajuste de altitude

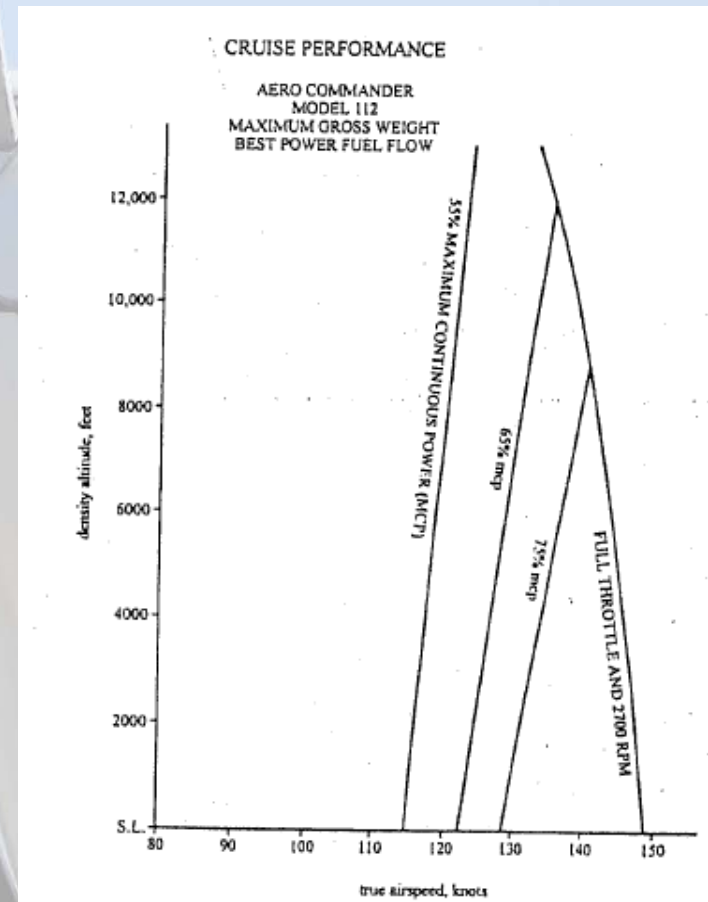
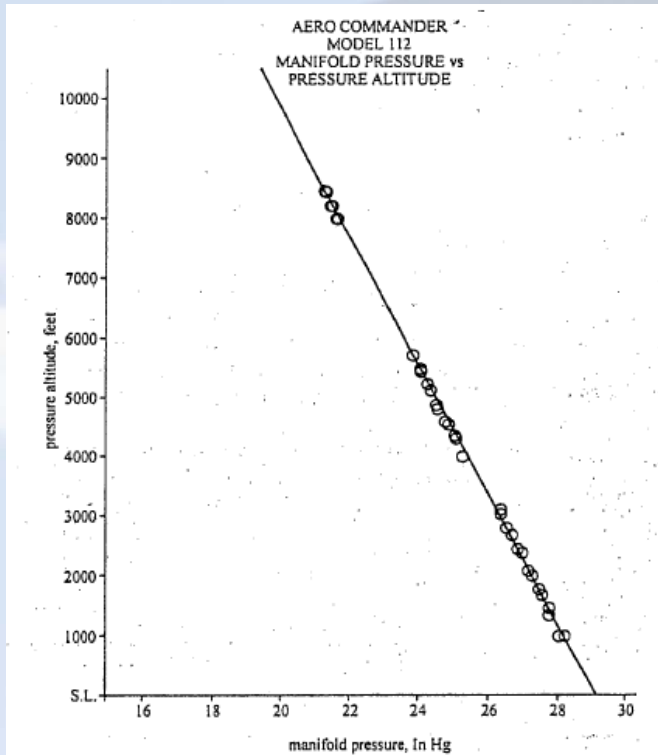
- Este procedimento pode ser utilizado para outros valores de rpm, que não o máximo, ou para outras condições de potência.
- Para valores constantes de porcentagem de potência, assume-se que o piloto pode varia a posição da manete para garantir a porcentagem pré-definida

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Expansão de dados – hélice de velocidade constante

Densidade altitude versus TAS



Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Expansão de dados – hélice de velocidade constante

Densidade altitude versus TAS

Table 9.1 Cruise performance model XXX—Full throttle maximum gross weight

Standard Altitude—ft	Standard BHP	Installation BHP ^a	$\sqrt{\sigma}$	PIW ^b	VIW ^c	V_T -kn
Sea Level	200	198.1	1.000	198.1	148	148
2000	187.2	185.4	0.9710	180.0	140.2	144.4
4000	174.5	172.8	0.9424	162.84	133.3	141.5
6000	162.8	161.2	0.9143	147.38	127.0	138.9
8000	152.0	150.5	0.8866	133.43	122.2	137.8
10,000	140.7	139.2	0.8593	119.61	117.2	136.4
12,000	130.5	129.1	0.8326	107.48	111.3	133.6
14,000	121.0	119.7	0.8062	96.07	103.5	128.4

^aCorrects standard BHP for known installation losses such as induction air heat rise.

^bPIW = Inst. BHP $\times \sqrt{\sigma}$.

^cRead VIW from test PIW vs VIW plot using PIW calculated above.

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Expansão de dados – hélice de velocidade constante

Densidade altitude versus TAS

Table 9.2 Cruise performance model XXX—75% MCP maximum gross weight

Standard Altitude—ft	Standard BHP ^a	$\sqrt{\sigma}$	PIW ^b	VIW ^c	V_T -kn
Sea Level	150	1.0000	150.0	126.7	126.7
2000	150	0.9710	145.65	125.6	129.4
4000	150	0.9424	141.36	124.1	131.7
6000	150	0.9143	137.14	123.3	134.8
8000	150	0.8866	133.0	121.2	136.7

^aThe standard BHP for this case is 75% of the maximum rated power, which for this engine was 200 hp. No correction is made for installed losses since it is assumed that the pilot can increase the throttle to obtain 75% maximum continuous power.

^bPIW is obtained in the same manner as in Table 9.1.

^cVIW is read from the test PIW vs VIW plot.

Note: True airspeed is obtained by dividing VIW by square root of the standard density ratio.

Vôo Nivelado

- Métodos de Ensaio – PIW-VIW

Expansão de dados – hélice de passo fixo

Densidade altitude versus TAS

- A linha de full throttle se torna a linha de máxima potência, pois em baixas altitude ela vai estar limitada pela máxima rotação e em altas altitude vai estar limitada pela máxima porcentagem de potência. Estes valores são obtidos através dos gráficos de PIW vs NIW w NIW vs VIW, entrando em NIW com o valor de máxima rotação possível, ou seja max rpm vezes a raiz de σ .
- Até a altitude onde se tem a máxima rpm com a máxima velocidade de vôo, ua-se o procedimento acima. A partir desta altitude, deve-se voar nivelado com full throttle gravando os valores de rpm e MAP. Estes valores devem ser utilizados para determinar a potência de vôo, que por sua vez, corrigida para PIW pode ser utilizada para obter os valores de velocidade através da curva PIW vs VIW.
- Para determinar os valores de percentuais de potência, deve-se calcular os valores de PIW, obter os valores de NIW (ou seja uma relação entre rpm e altitude para se manter um percentual de potência constante). Os valores de NIW são utilizados para obter os valores de VIW, e posteriormente, TAS ou EAS.

Subida

- Teoria – fazer revisão no capítulo 12 – pontos importantes:
 - Hipóteses: ângulo de ataque pequeno; tração alinhada com a direção do vôo; aeronave subindo e acelerando na direção do vôo.

$$\frac{V(F - D)}{W} = V \sin \gamma + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}$$

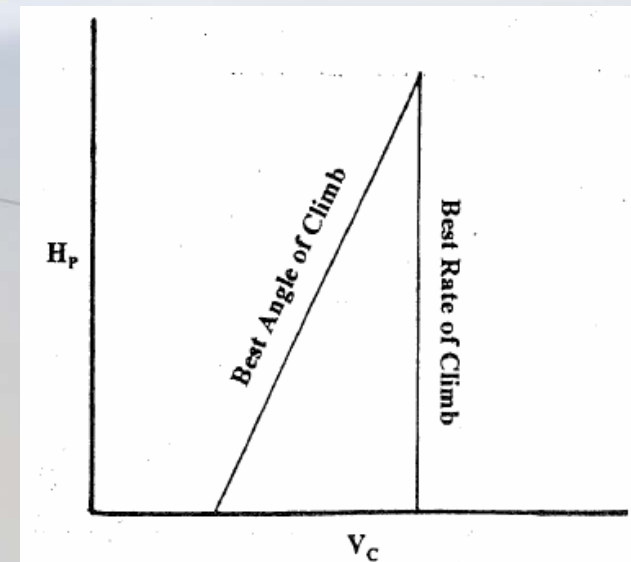
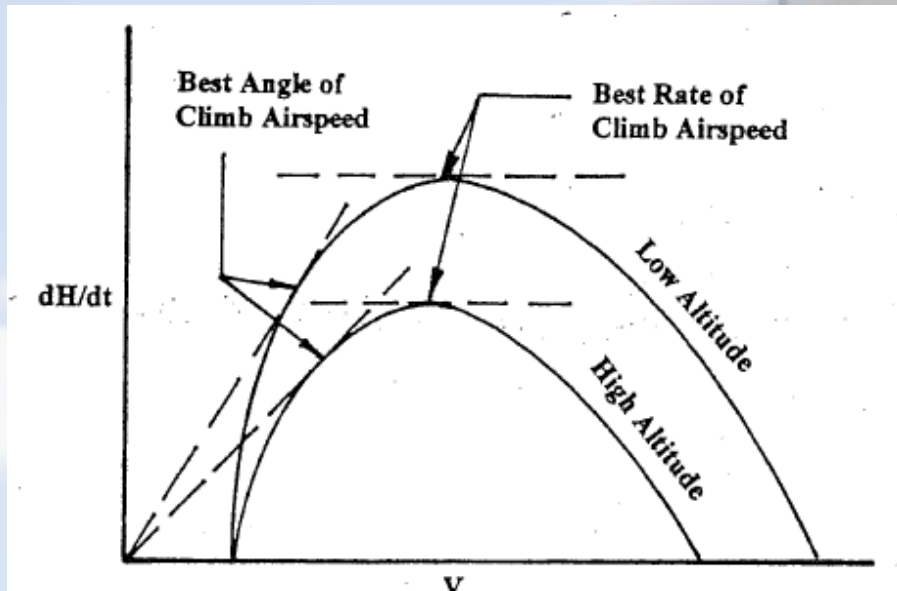
$$FHP_{inexcess} = W \left(\frac{dH}{dt} \right) + \left(\frac{W}{g} \right) \left(\frac{dV}{dt} \right) V_T$$

- Observar que um avião subindo com velocidade calibrada constante, a aceleração não é nula, assim é necessário levar em consideração a variação de velocidade com a altitude

$$\frac{dV}{dt} = \left(\frac{dV}{dH} \right) \frac{dH}{dt}$$

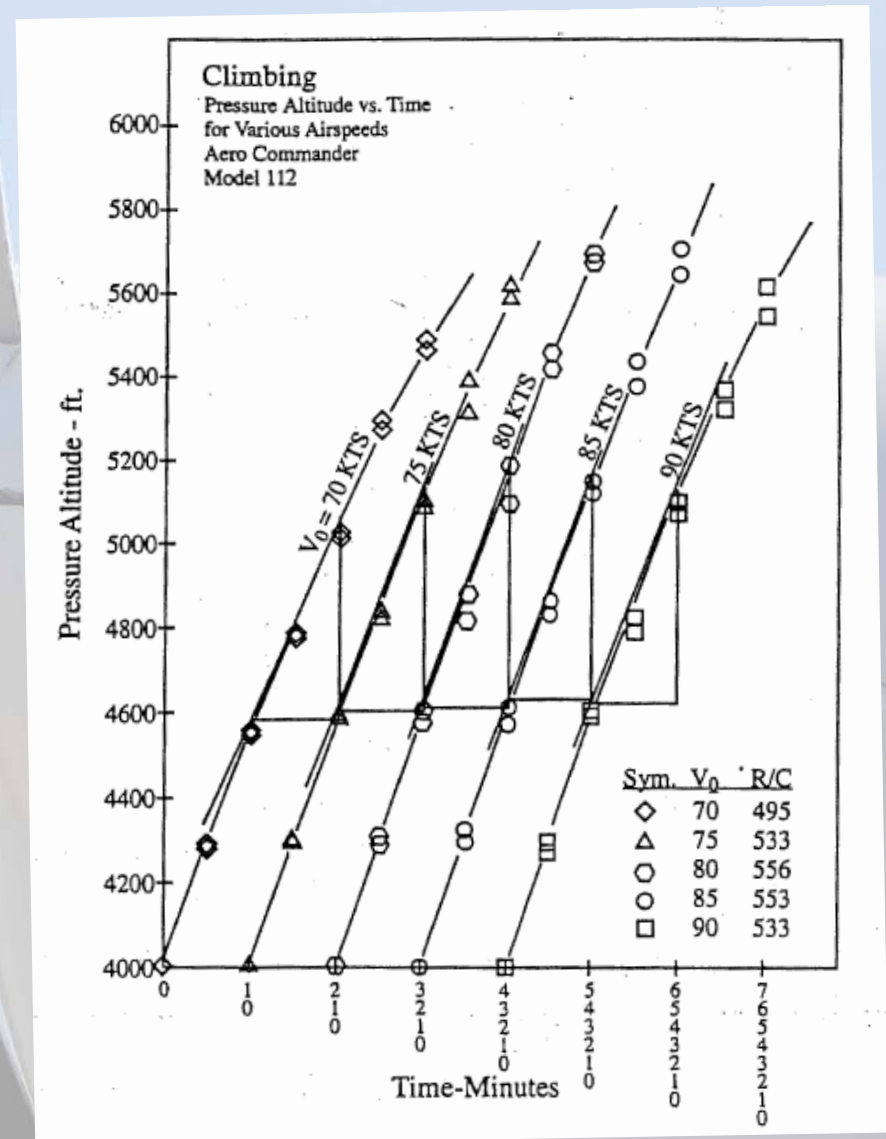
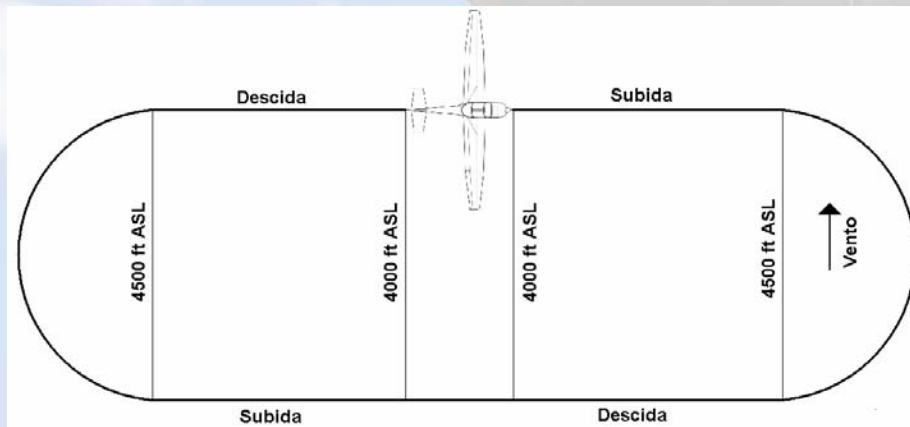
Subida

- Teoria – fazer revisão no capítulo 12 – pontos importantes:



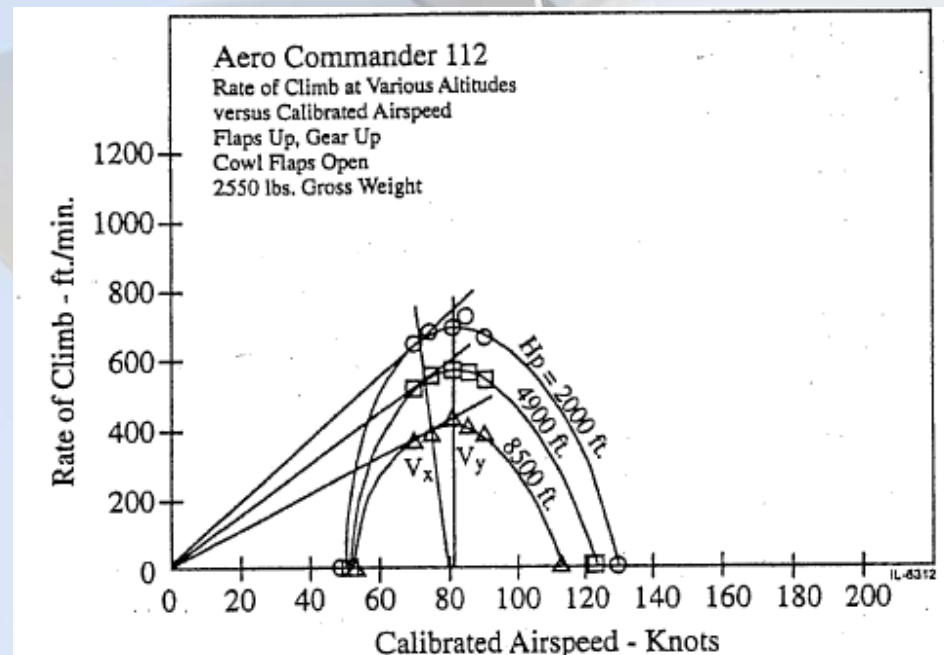
Subida

- Ensaio – Métodos
- Subidas equilibradas
 - 3-5 minutos de duração
 - Direções opostas – vento lateral
 - Variação de velocidade
 - Variação de altitude
 - Média de dH/dt na altitude de ensaio



Subida

- Ensaaios – Métodos
- Subidas equilibradas



Subida

- Redução de dados
- Diversos métodos são aceitos:
 - Método de PIW vs CIW
 - Método de altitude densidade
 - Método de atitude equivalente
 - Método adimensional

Os dois primeiros são simples e diretos. Já o terceiro é mais complicado. Os três são adaptados para aeronaves à hélice. Sendo que o PIWvsCIW pode ser utilizado para aeronaves com passo fixo ou com velocidade constante.

O método adimensional é mais adequado para aeronaves à jato.

Subida

- Redução de dados - PIW_xCIW

Passo	Símbolo	Referência	Unidade
1	V	Velocidade	m/s
2	H _p	Altitude de pressão	m
3	T	Temperatura	C
4	T _a	#3 + 273,15	K
5	rpm	Rotação do motor	rpm
6	T _s	Temperatura padrão	K
7	MAP	Pressão na Admissão	Pa
8	BHP	Potência desenvolvida	%
9	BHP _{TC}	#8 * (#6 / #4) ^{0,5}	%
10	ζ	Razão de pressão (P/P _{STD})	-
11	θ	#4 / 288,15	-
12	σ	#10 / #11	-
13	(σ) ^{0,5}	#12 ^{0,5}	-
14	W _T	Peso no teste	kg
15	W _{MTOW}	Peso máximo de decolagem	kg
16	W _T / W _{MTOW}	#14 / #15	-
17	(W _T / W _{MTOW}) ^{0,5}	#16 ^{0,5}	-
18	(W _T / W _{MTOW}) ^{3/2}	#16 ^{3/2}	-
19	PIW	(#9 * #13) / #18	%
20	dH/dt	Razão de subida	m/s
21	(dH/dt) _{TC}	(#20 * #4) / #6	m/s
22	CIW	(#21 * #13) / #17	m/s
23	VIW	#1 / #17	m/s

Métodos de energia

Introdução

- Método criado por Edward S. Rutowski da Douglas Aircraft Company.
- Pretende evitar problemas que ocorrem nos métodos de equilíbrio em aeronaves de alto desempenho, como por exemplo, a aceleração de TAS com a altitude (aose manter CAS constante).
- Não é aceito pelo FAA para cumprir requisitos da FAR.
- Observa a energia total do corpo, por isso, é válido não só para aviões

Métodos de energia

- Energia total

$$E = Wh + \frac{WV^2}{2g}$$

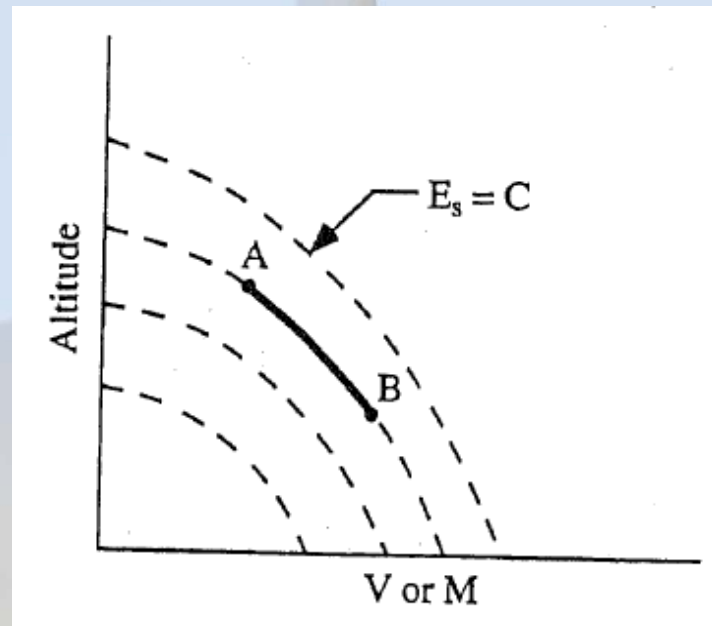
- Energia específica

$$E_s = h + \frac{V^2}{2g}$$

Este termo é dado em unidades de altura, por isso, é muitas vezes chamado de energia altitude e pode ser considerado como a altitude que a aeronave alcança se toda a sua energia for convertida em altitude. Da mesma forma, pode-se dizer que a velocidade máxima da aeronave que a aeronave pode alcançar se toda a energia potencial for convertida em cinética.

Isto torna possível a traçagem de curvas de Energia específica constante em um gráfico de altitude por velocidade.

Métodos de energia



Assim, o que é necessário determinar em ensaios é o nível de energia que uma aeronave possui. Com isto podemos determinar as condições de vôo possíveis para esta aeronave.

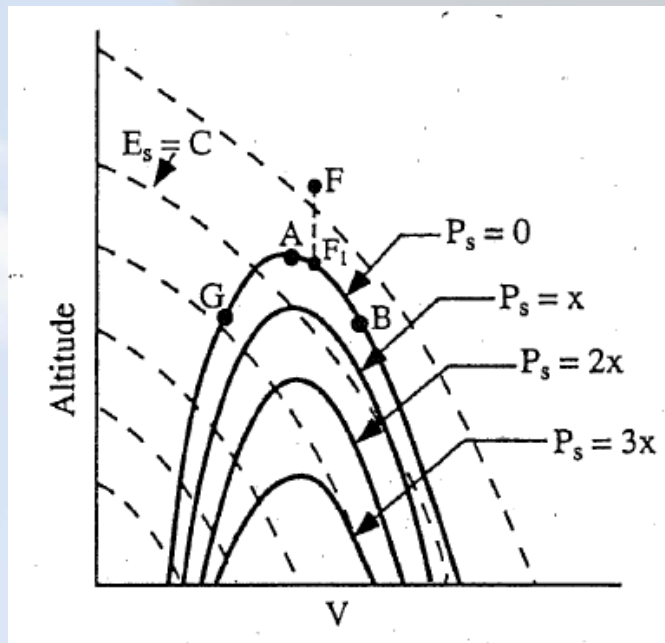
Para definir as capacidades de manobra, deve-se saber também a capacidade da aeronave em trocar de um nível de energia para outro.

Métodos de energia

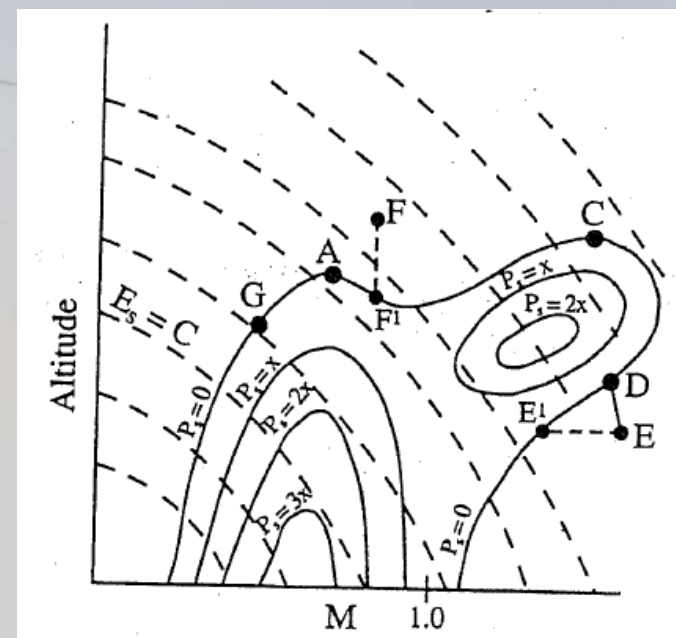
$$\frac{dE_S}{dt} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \left(\frac{dV}{dt} \right)$$

Esta equação nada mais é que o termo da direita da expressão de excesso de potência (potência disponível – potência requerida), dividida pelo peso.

$$\frac{dE_S}{dt} = P_S = \frac{(F - D)V}{W} = \frac{FHP_{xcess}}{W}$$



Subsônico



Supersônico

Métodos de energia

Métodos de Ensaio

Devido as dificuldades de manter um regime de subida equilibrado em aeronave de alto desempenho, sobretudo devido a aceleração que ocorre com a variação de TAS com a altitude, para a determinação do nível de potência da aeronave é preferível executar ensaios de aceleração.

Assim, o ensaio para determinar P_S da aeronave é feito através de um aceleração nivelada que, a posteriori, é convertida em valores de P_S .

Para isto existem duas abordagens:

1. Desacelerar a aeronave até próximo do estol, nivelar a altitude e em seguida estabelecer o regime de potência desejado até que a aeronave atinja a sua velocidade máxima. Fazer leituras de velocidade, altitude, tempo, potência, temperatura e peso.
2. A segunda abordagem é desacelerar a aeronave, já no regime de potência desejado, através de uma curva com fator de carga constante. Quando a velocidade mínima for alcançada as asas são niveladas e a aeronave inicia a aceleração. Este método é útil em aeronaves a jato que tem resposta lenta na aceleração dos motores.

Pouso e Decolagem

- Difícil execução: Grande quantidade de variáveis envolvidas, influência da técnica de pilotagem.
- Custo Elevado: Grande quantidade de equipamentos, grandes equipes e grande quantidade de dados para serem analisados.
- Até 6000lbs não existe regulamentação para a determinação das distâncias de pouso e de decolagem das aeronaves no PART23.
- Para aeronaves entre 6000lbs e 12500lbs o Part 23 apresenta regulamentações que incluem a transposição de um obstáculo de 50ft no pouso e na decolagem.
- Para aeronaves acima de 12500lbs o Part 25 apresenta regulamentações que incluem a transposição de um obstáculo de 35ft na decolagem e 50ft no pouso.
- Outros detalhes dos regulamentos...

Pouso e Decolagem

- FAR Part 23

Decolagem: definição de velocidade de rotação – velocidade na qual o piloto aplica os comandos de vôo com a intenção de retirar a aeronave do solo (23.51).

Monomotores: a velocidade de rolamento não deve ser menor que a velocidade de estol na condição de decolagem. A velocidade da aeronave a 50ft do solo deve ser segura para todas as condições esperadas (incluindo falha de um motor) ou maior que 20% da velocidade de estol na condição de decolagem.

Multimotores: a velocidade de rolamento deve ser maior que 5% da velocidade de mínimo controle ou 10% da velocidade de estol na condição de decolagem. A velocidade da aeronave a 50ft do solo deve ser maior que 10% da velocidade de mínimo controle os 20% da velocidade de estol na condição de decolagem.

Distância de decolagem: determinada para cada peso, altitude e temperatura, flapes em condição de decolagem, trem de pouso estendido, potência de decolagem e velocidades definidas no parágrafo 23.51.

Pouso e Decolagem

- FAR Part 23

Pouso: velocidade de referência para pouso (V_{REF}) não deve ser menor que o maior valor entre V_{MC} e $1.3V_{S0}$.

Distância de pouso: deve ser medida do ponto onde a aeronave para completamente até o ponto onde a aeronave estava 50ft sobre o solo.

Velocidade de aproximação constante não menor que V_{REF} e gradiente de descida não menor que 5.2% (3°) a partir do ponto de 50ft sobre o solo.

Não deve haver:

- aceleração vertical excessiva;
- Tendência a “cavalo de pau”, *bounce*, ou derrapagem
- Aplicação de freios excessiva
- Aplicação de dispositivos de freio que possa estar inoperantes caso um motor esteja em falha.

Pouso e Decolagem

- AC 23-8B
- *Complete engine failure*: falha de um motor em aviões multi-motores e monomotores.
- Condição de carregamento: MTOW e CG mais dianteiro para decolagem e MLW e CG mais dianteiro para pouso.
- Limitação de velocidade de rotação do pneu deve ser verificada para dia quente e maior altitude de pouso.
- *Steady Gliding Approach*: aproximação onde a potência do motor deve ser usada para controlar a razão de descida.
- Considerações sobre a utilização de dispositivos de reverso para pouso.

Pouso e Decolagem

- Teoria

Para a análise de distâncias de pouso e de decolagem, pode-se dividir a manobra em duas fases: i) segmento sobre o solo e ii) segmento em vôo.

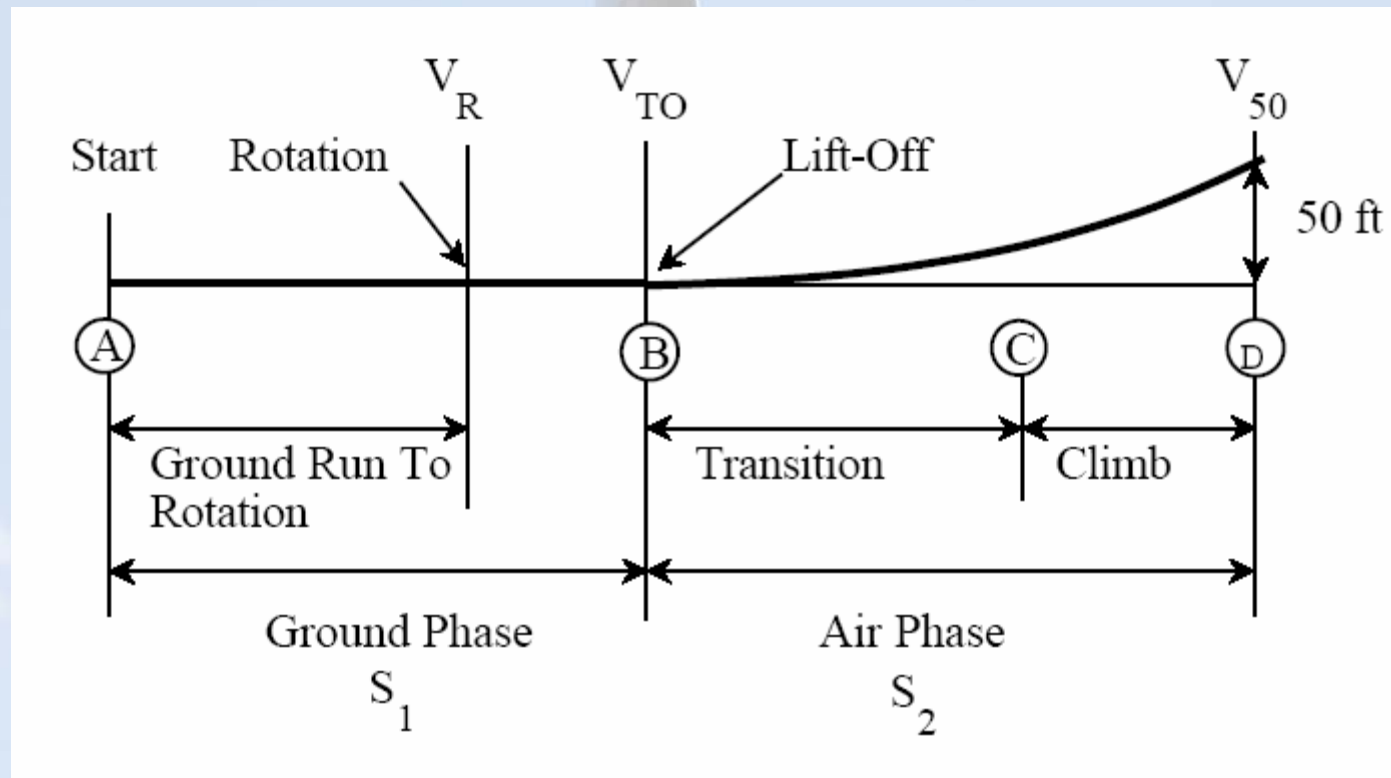
- Decolagem

Fatores que influenciam a distância de decolagem:

- Vento
- Inclinação da pista
- Peso da aeronave
- Densidade do ar
- Temperatura do ar
- Técnica de pilotagem
- Condição da superfície da pista

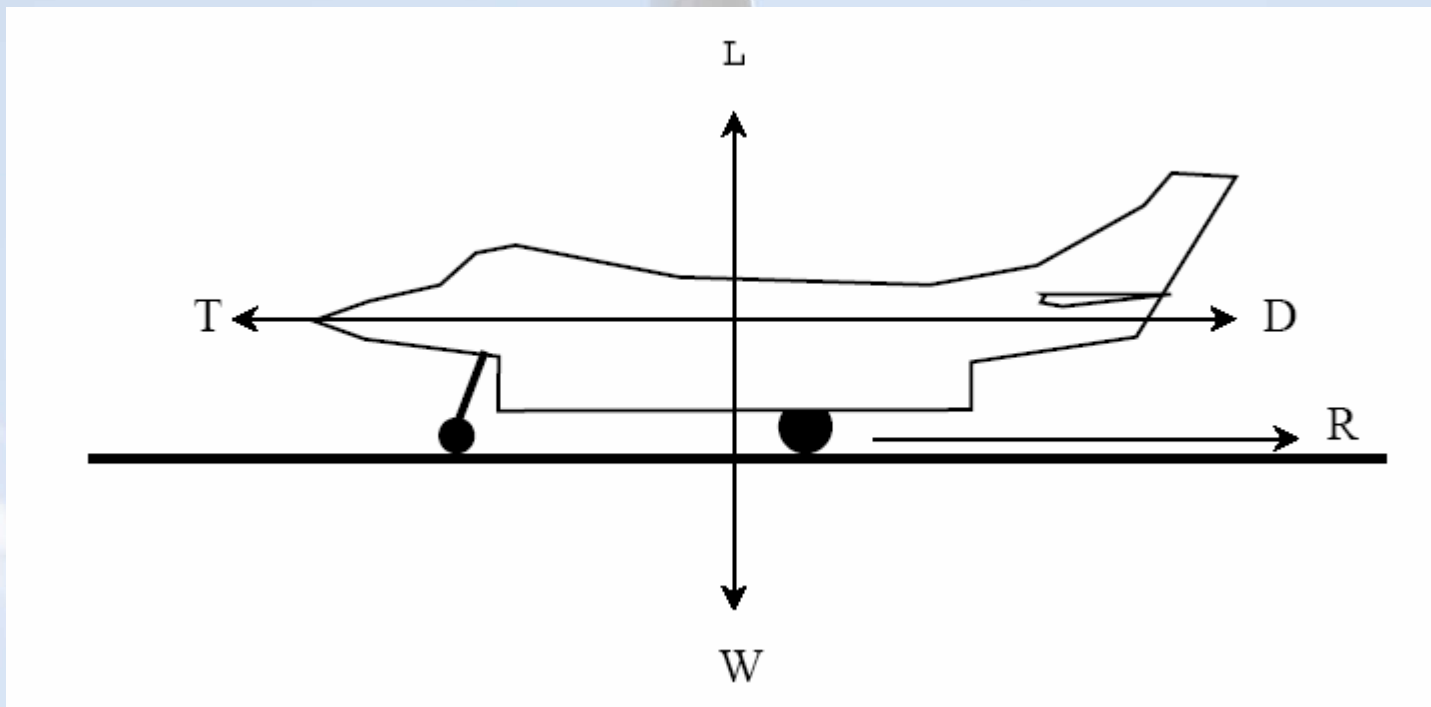
Pouso e Decolagem

- Decolagem



Pouso e Decolagem

- Decolagem



Pouso e Decolagem

- Decolagem

Equilíbrio de forças:

$$T - [D + \mu(W - L)] = \frac{W}{g} a$$

$$R = [D + \mu(W - L)] = \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \right) qS + \mu(W - C_L qS)$$

$$\frac{dR}{dC_L} = \frac{2C_L}{\pi A e} qS - \mu qS$$

$$C_{Lopt} = \frac{\pi A e \mu}{2}$$

Pouso e Decolagem

- Decolagem

Surface	μ – Typical Values	
	Rolling, Brakes Off Ground Resistance Coefficient	Brakes On Wheel Braking Coefficient
Dry Concrete/Asphalt	0.02 – 0.05	0.3 – 0.5
Wet Concrete/Asphalt	0.05	0.15 – 0.3
Icy Concrete/Asphalt	0.02	0.06 – 0.1
Hard Turf	0.05	0.4
Firm Dirt	0.04	0.3
Soft Turf	0.07	0.2
Wet Grass	0.08	0.2

Pouso e Decolagem

- Decolagem

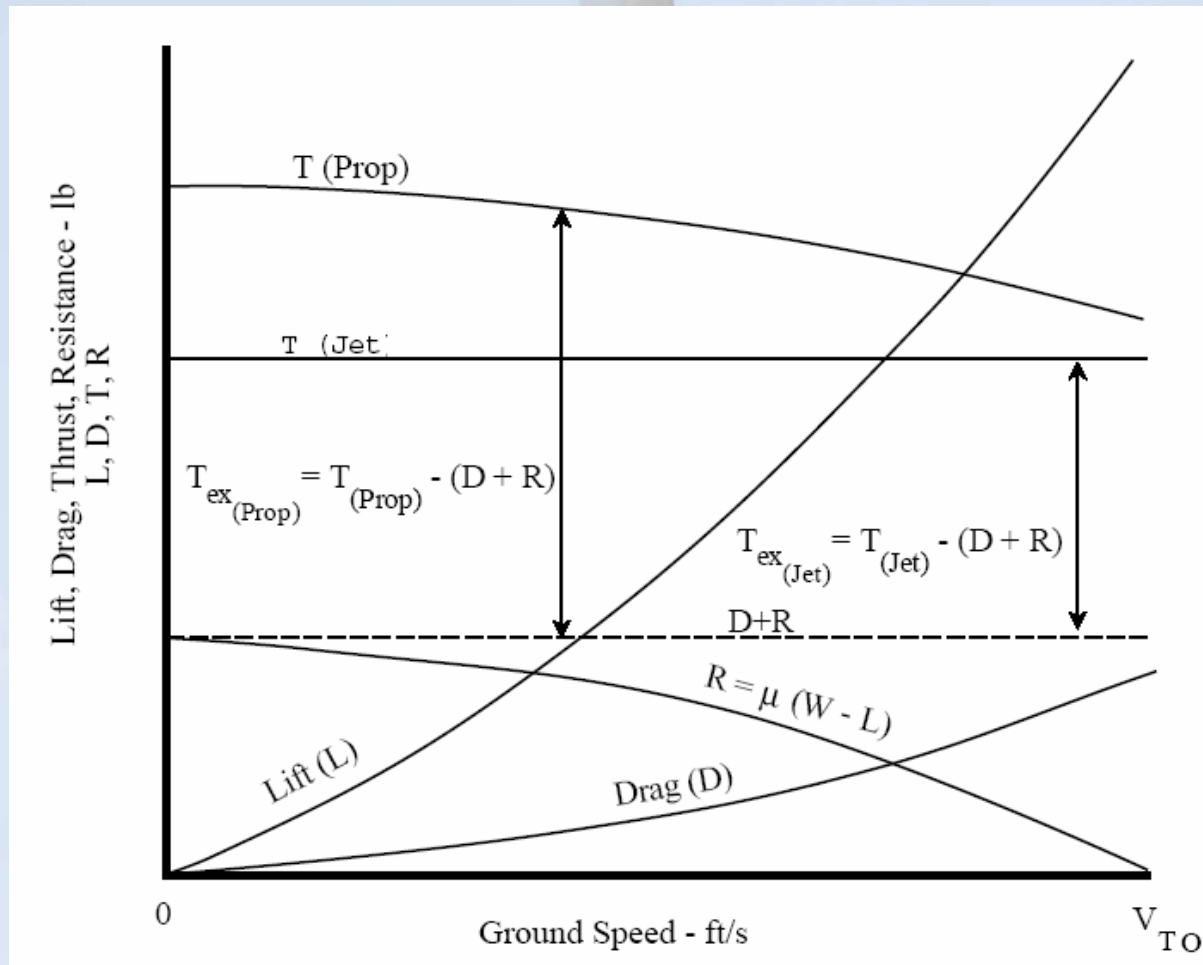
Este valor deveria ser o valor de C_L estabelecido na decolagem para que sua distância seja mínima, entretanto:

- Pode ser difícil conhecer a polar da aeronave em condições de efeito solo
- Pode não haver eficiência de comando disponível para atingir este valor de C_L
- Pode ocorrer que a rotação da aeronave aumente o arrasto induzido da aeronave e destrua todos os ganhos obtidos ao se voar neste valor de C_L .

Observa-se que os termos desta equação estão constantemente em mudança durante a corrida de decolagem, por isso a determinação da distância exata de decolagem pode ser difícil (integração numérica). Para uma análise mais simplificada, pode-se tomar os valores médios de resistência de rolamento e de força de tração, fazendo:

Pouso e Decolagem

- Decolagem



Pouso e Decolagem

- Decolagem

Tração em excesso:

$$T_{xcess} = T_{net} - R_{mean}$$

Trabalho feito pela tração durante a decolagem:

$$T_{xcess} S_{gTO} = \left(\frac{W}{2g} \right) V_{TO}^2$$

$$S_{gTO} = \frac{W V_{TO}^2}{2(T_{net} - R_{mean})g}$$

Ou seja, a distância sobre o solo é bastante influenciada pela velocidade de decolagem. Portanto, o uso de flapes pode reduzir a distância de decolagem.

Mas a distância total de decolagem deve também incluir a fase em vôo.

Pouso e Decolagem

- Decolagem

Fatores que influenciam a distância de decolagem – fase em vôo:

- Vento
- Wind Shear
- Peso da aeronave
- Densidade do ar
- Temperatura do ar
- Técnica de pilotagem
- Efeito Solo

Durante a fase em vôo a aeronave deve ganhar altura (energia potencial) e acelerar (energia cinética):

Trabalho realizado = Ganho de energia potêncial + Ganho de energia cinética

Pouso e Decolagem

- Decolagem

$$(T_{net} - D)_{mean} S_{aTO} = 50W + \frac{W(V_{50}^2 + V_{TO}^2)}{2g}$$

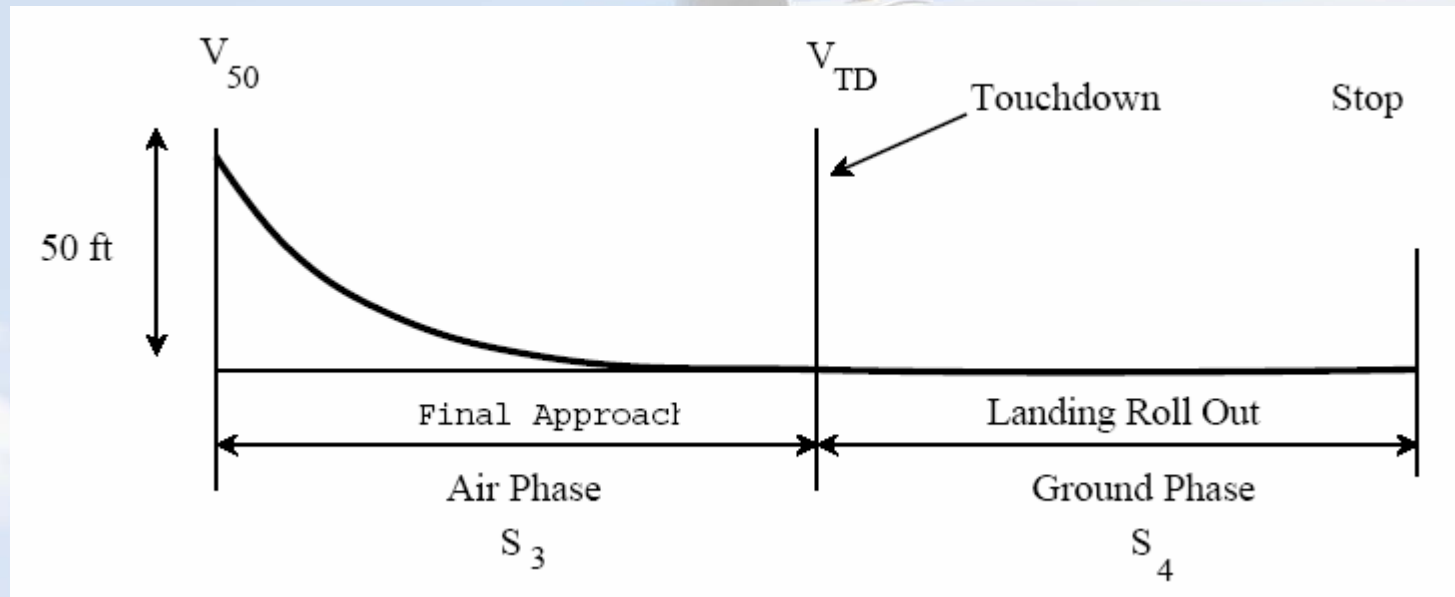
$$S_{aTO} = \frac{W \left[50 + \frac{(V_{50}^2 + V_{TO}^2)}{2g} \right]}{(T_{net} - D)_{mean}}$$

$$S_{TO} = S_{gTO} + S_{aTO}$$

Pouso e Decolagem

- Pouso

Análise similar à análise de decolagem:

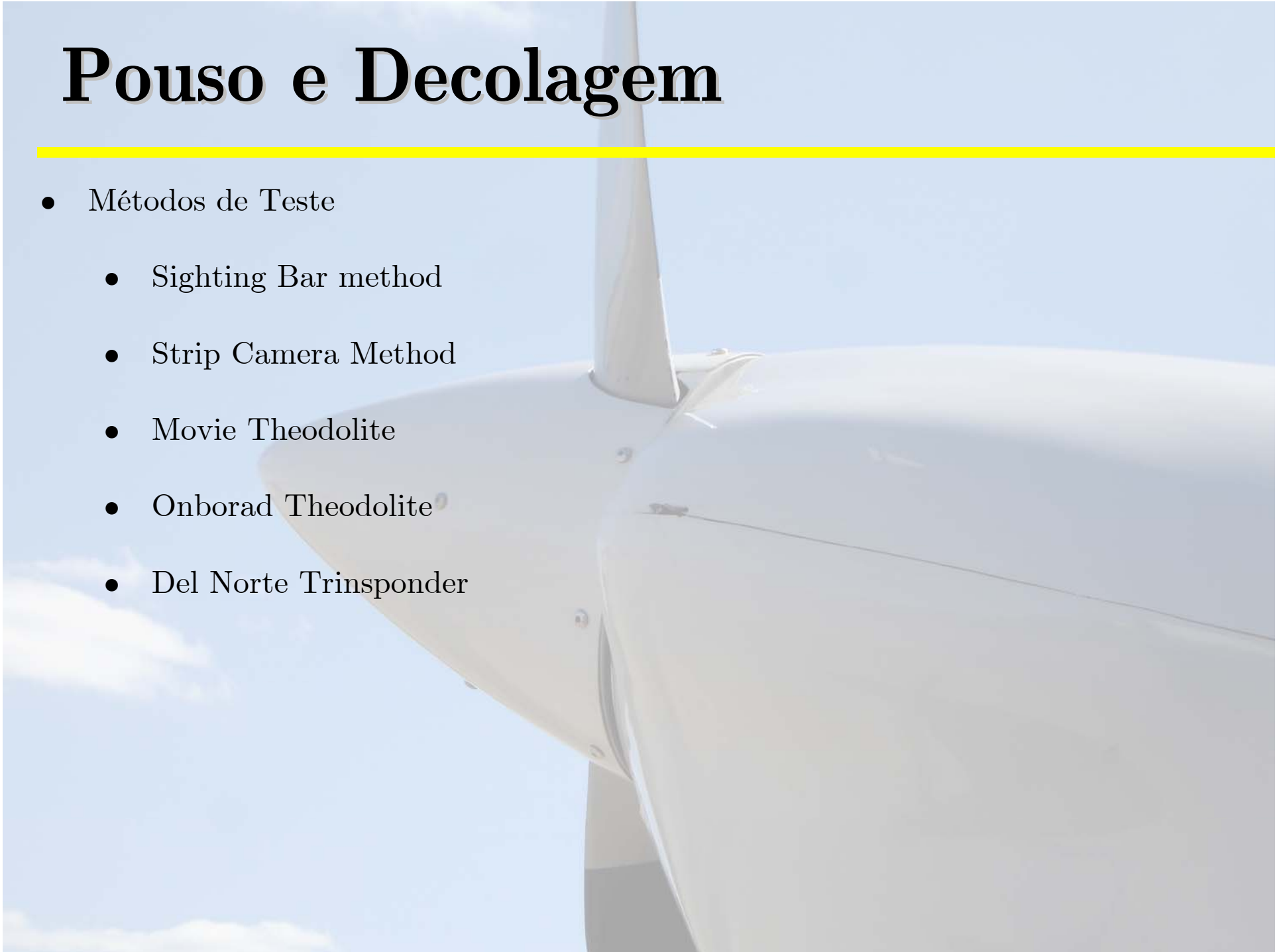


$$S_{gL} = - \left(\frac{W}{2g} \right) \frac{V_{TD}^2}{(T - R)_{mean}}$$

$$S_{aL} = - \frac{W}{(T - R)_{mean}} \left(\frac{V_{50}^2 - V_{TD}^2}{2g} + 50 \right)$$

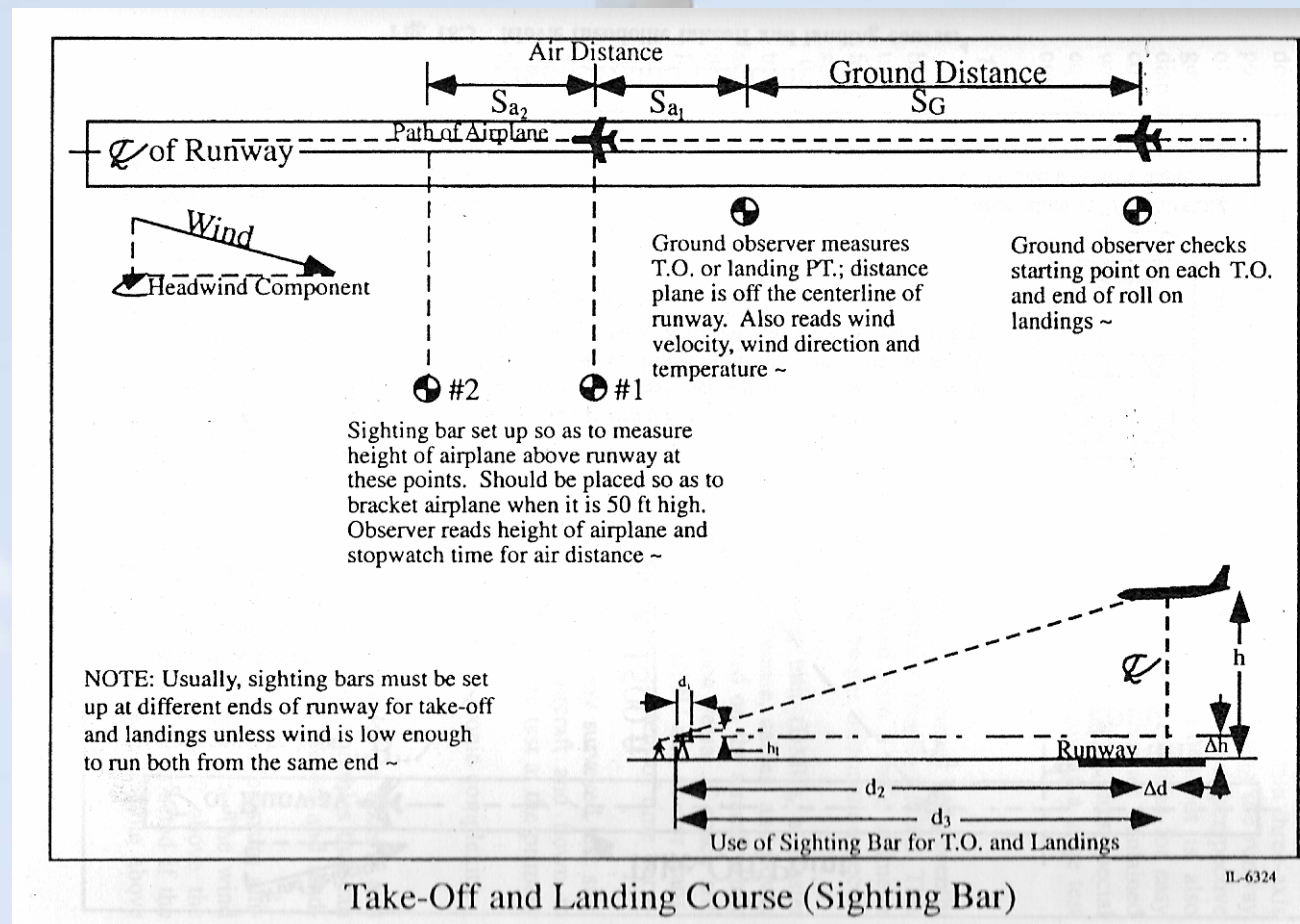
Pouso e Decolagem

- Métodos de Teste
 - Sighting Bar method
 - Strip Camera Method
 - Movie Theodolite
 - Onboard Theodolite
 - Del Norte Transponder



Pouso e Decolagem

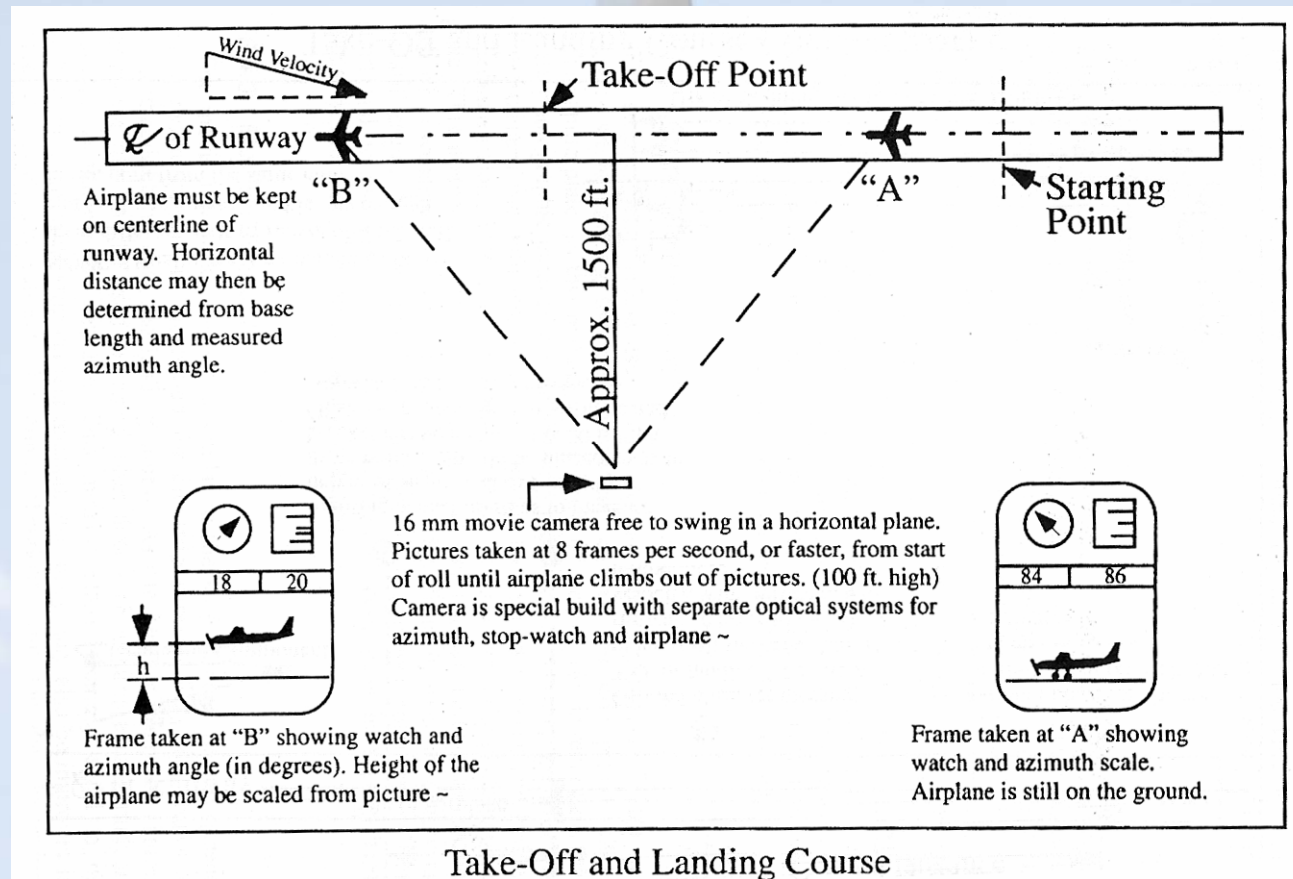
- Métodos de Teste



Take-Off and Landing Course (Sighting Bar)

Pouso e Decolagem

- Métodos de Teste

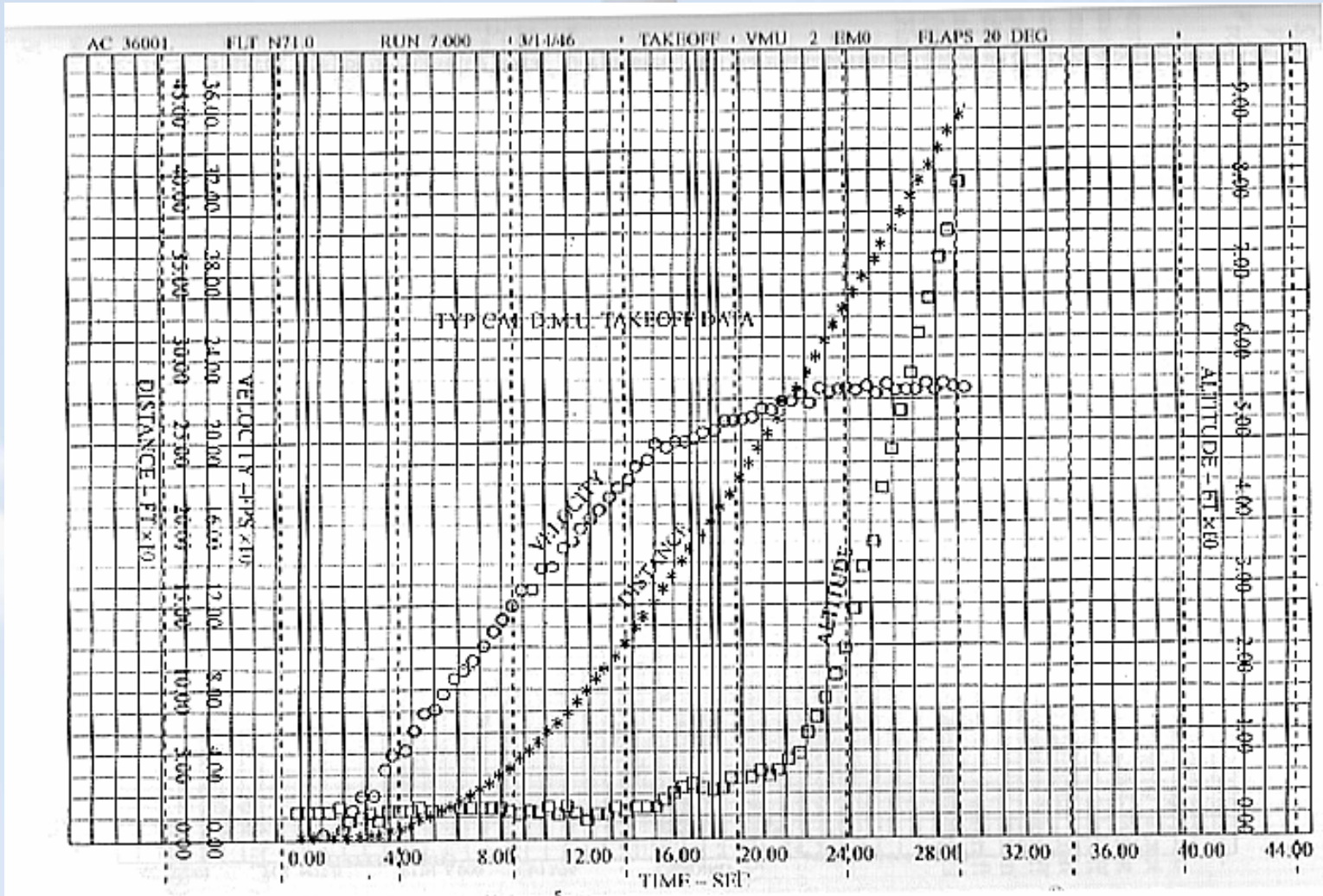


Pouso e Decolagem

- Procedimentos de Teste
 - Leitura, para cada corrida de decolagem ou pouso, de:
 - Velocidade de vento;
 - Temperatura do ar;
 - Altitude pressão da pista;
 - O vento deve ser medido a 6ft e a 50ft de altura da pista
 - Os ensaios não devem acontecer com ventos superiores a 10kts.
 - Decolagem:
 - Aeronave parada na cabeceira da pista
 - Acelerar o motor e aguardar estabilização
 - Soltar os freios
 - Tentar estabelecer uma técnica padrão para pilotagem durante a corrida, rolamento e subida – a técnica ótima deve ser avaliada em separado e não durante os ensaios.
 - Em caso de não se ter leitura contínua de dados, deve-se ler: 1) no momento de liberação dos freios, 2) no ponto de lift-off e 3) a 50ft do solo.

Pouso e Decolagem

- Procedimentos de Teste

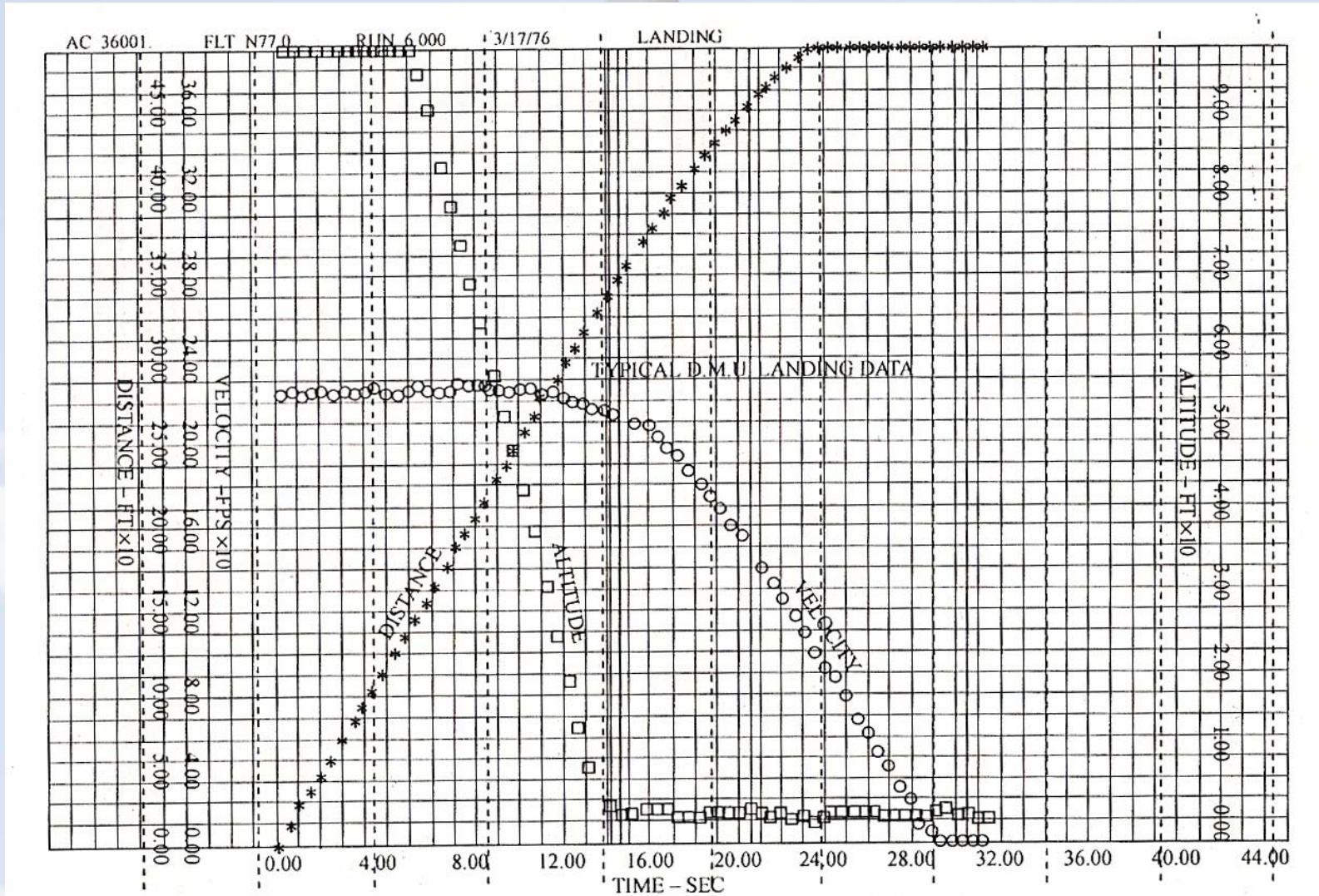


Pouso e Decolagem

- Procedimentos de Teste
 - Pouso:
 - Procedimentos semelhantes porem em ordem inversa.
 - O monitoramento da potência é importante apenas para garantir que não haverá potência residual durante a corrida de desaceleração sobre a pista.
 - A aplicação dos freios deve ser máxima, sem que ocorra derrapagem.
 - Técnica de pilotagem constante

Pouso e Decolagem

- Procedimentos de Teste



Pouso e Decolagem

- Redução de dados
 - Decolagem
 - Correção da velocidade do vento:

$$S_{gTOteste} = S_{gTOobserved} \left(1 + \frac{V_W}{V_{TOW}} \right)^{1.85}$$

$$S_{aTOteste} = S_{aTOobserved} + V_W t$$

V_W – velocidade do vento

T – tempo do liftoff até o obstáculo de 50ft

Pouso e Decolagem

- Redução de dados
 - Decolagem
 - Correção para condições ao nível do mar: Deve ser necessário conhecer os valores de tração, resistência ao rolamento e arrasto. Como estes valores não são possíveis de serem calculados, têm-se equações empíricas que pode ser utilizadas para obter correções com precisão aceitável.
 - Aviões a Jato

$$S_{gTOS} = S_{gTOtest} \left(\frac{W_S}{W_T} \right)^{2.3} \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_S} \right) \left(\frac{F_T}{F_S} \right)^{1.3}$$

$$S_{aTOS} = S_{aTOtest} \left(\frac{W_S}{W_T} \right)^{2.3} \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_S} \right)^{0.7} \left(\frac{F_T}{F_S} \right)^{1.6}$$

Pouso e Decolagem

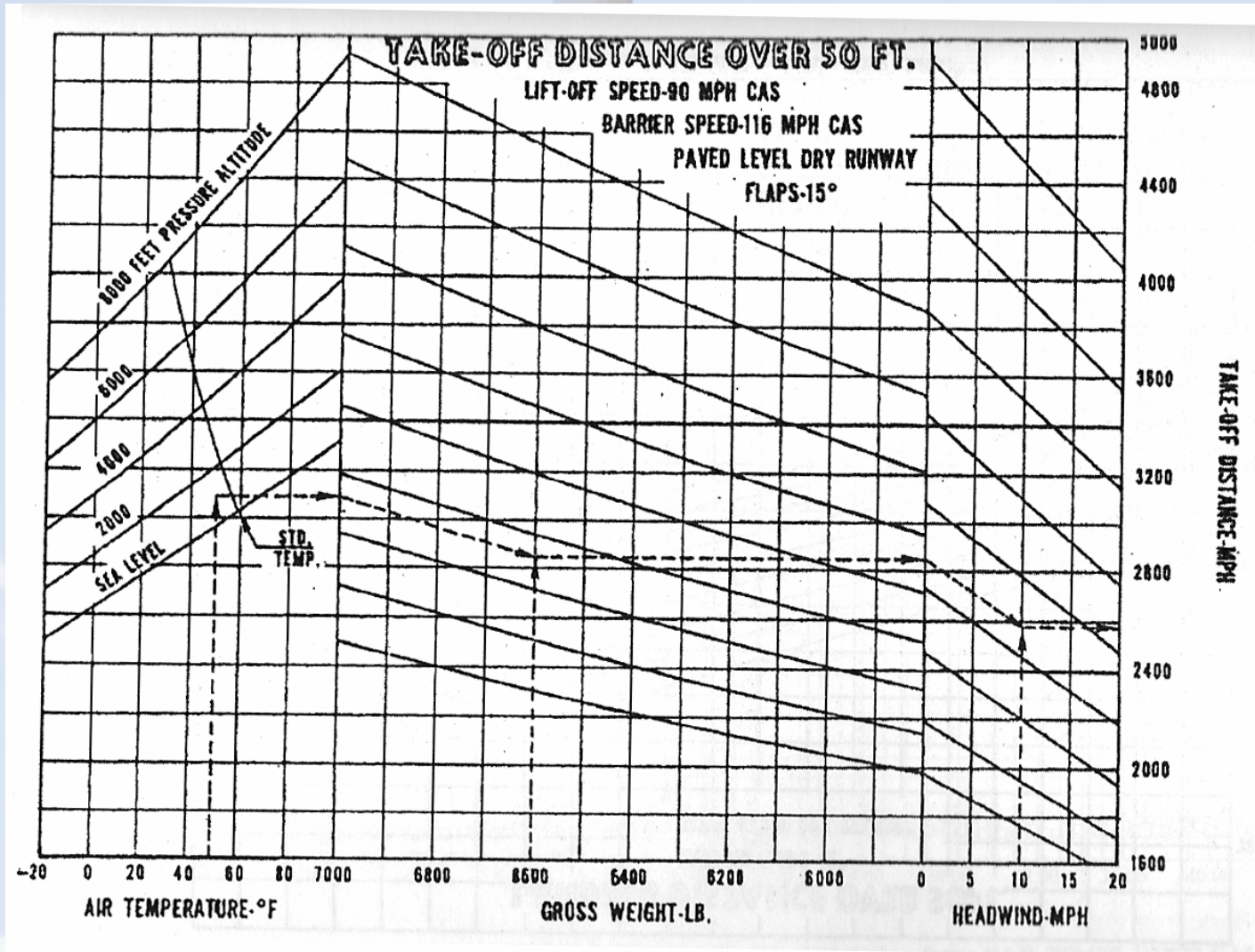
- Redução de dados
 - Decolagem
 - Aviões com hélice de velocidade constante

$$S_{gTOS} = S_{gTOtest} \left(\frac{W_S}{W_T} \right)^{2.6} \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_S} \right)^{1.9} \left(\frac{N_T}{N_S} \right)^{0.7} \left(\frac{BHP_T}{BHP_S} \right)^{0.5}$$

$$S_{aTOS} = S_{aTOtest} \left(\frac{W_S}{W_T} \right)^{2.6} \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_S} \right)^{1.9} \left(\frac{N_T}{N_S} \right)^{0.8} \left(\frac{BHP_T}{BHP_S} \right)^{0.6}$$

Pouso e Decolagem

- Redução de dados



Pouso e Decolagem

- Redução de dados
 - Pouso
 - Correção mais simples porque a potência não exerce grande influência.
 - Correção de vento:

$$S_{gLteste} = S_{gLobserved} \left(1 + \frac{V_W}{V_{TD}} \right)^{1.85}$$

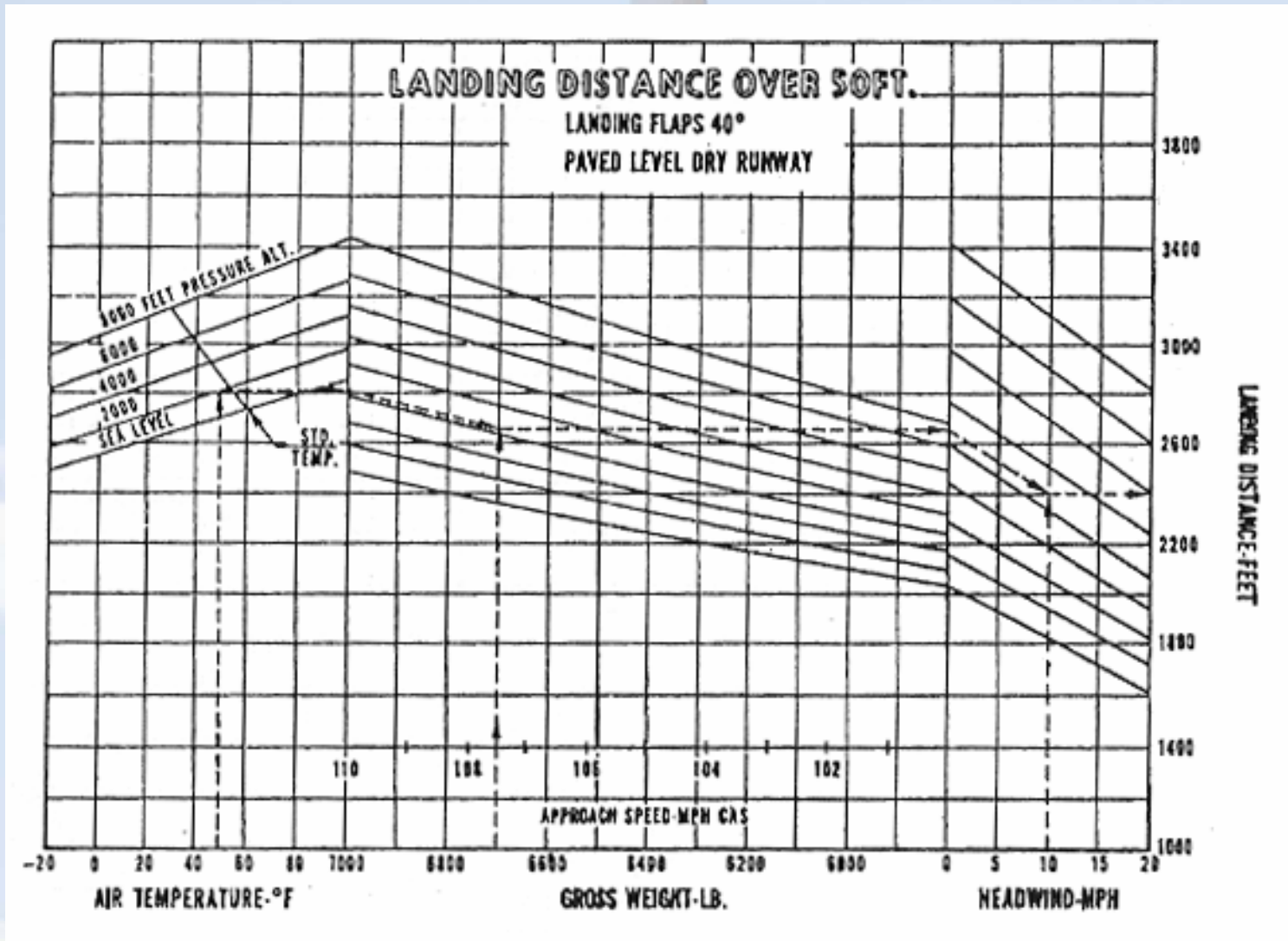
$$S_{aLteste} = S_{aLobserved} + V_W t$$

$$S_{gLS} = S_{gLtest} \left(\frac{W_S}{W_T} \right)^2 \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_S} \right)$$

- Correção de peso não é muito precisa para a distância de pouso.

Pouso e Decolagem

- Redução de dados

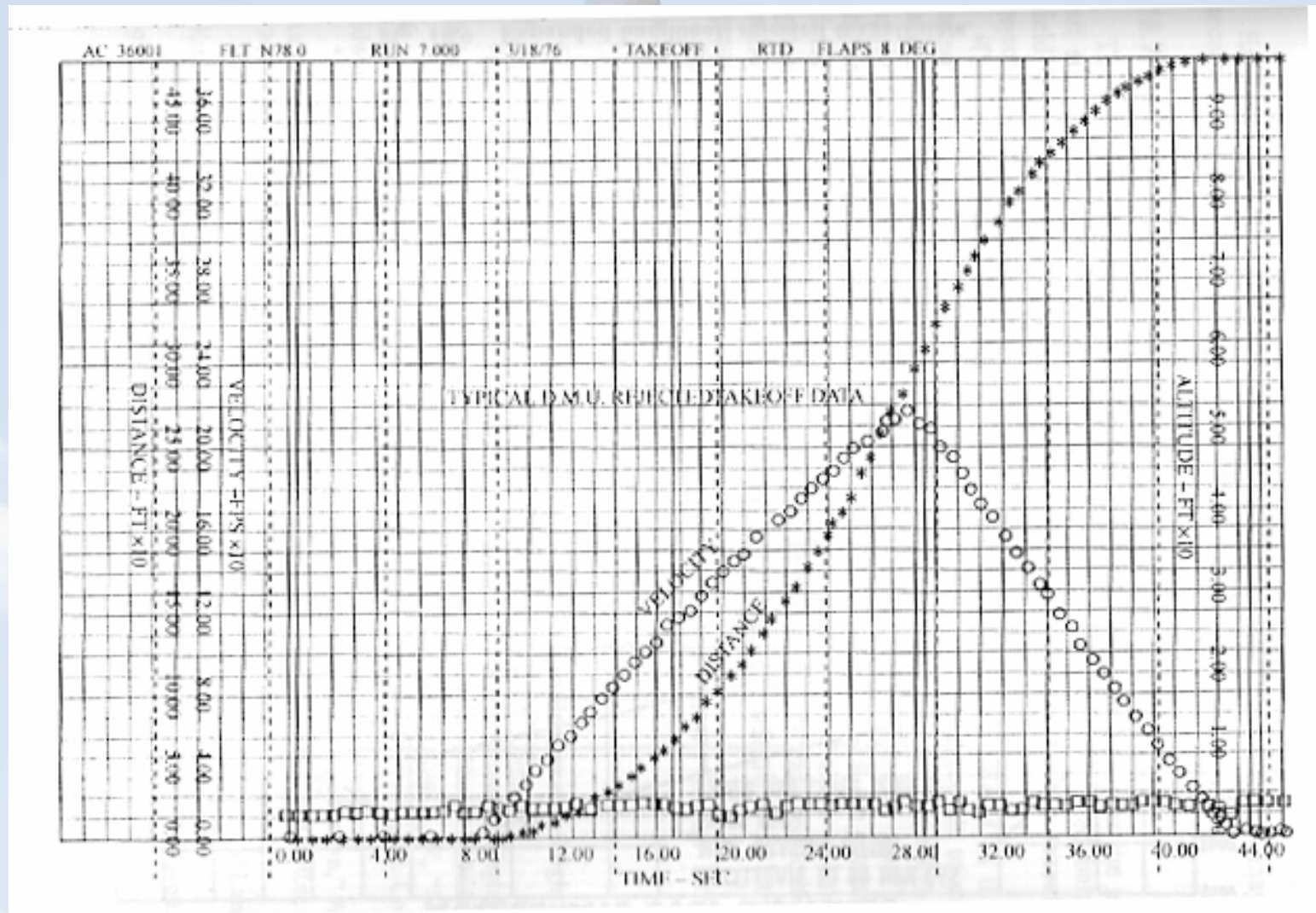


Pouso e Decolagem

- Decolagem abortada
- Acelerar a aeronave até a condição de liftoff (superior a V_1)
- simular a falha de um motor
- esperar alguns segundos para simular o tempo de reconhecimento da falha
- colocar o motor “bom” em marcha lenta
- aplicar os freios até a completa parada da aeronave.
- Análise segue os padrões de corrida na pista em decolagem e corrida na pista em pouso – ou seja, excluem-se as fases de vôo.

Pouso e Decolagem

- Decolagem abortada



Pouso e Decolagem

- Decolagem abortada

