



Parabéns! Você acaba de ter acesso a Versão Anotação dos Slides que fazem parte do Sistema de Ensino da Espaço Aéreo, presente nas principais Universidades, CIACs e Escolas de Aviação do Brasil.

Esse conteúdo foi desenvolvido usando metodologias ativas, gamificadas e conceitos de Sala Invertida, tudo para garantir que o aprendizado possibilite você a conectar a teoria com a prática.



SISTEMA DE ENSINO PARA AVIAÇÃO: FERRAMENTAS LÚDICAS QUE CONECTAM A TEORIA COM A PRÁTICA.

O futuro já chegou na sua aula. Tenho acesso a versão animada dos slides, vídeos de até 20 minutos de todo conteúdo, e-books, mapas mentais, estudos de caso, simulados, resumos, jogos e muito mais.

Verifique com seu professor o link de acesso específico para o material do seu curso ou então conheça todas nossas soluções em:

WWW.ESPACOAREO.COM



GAMIFICAÇÃO



METODOLOGIAS ATIVAS



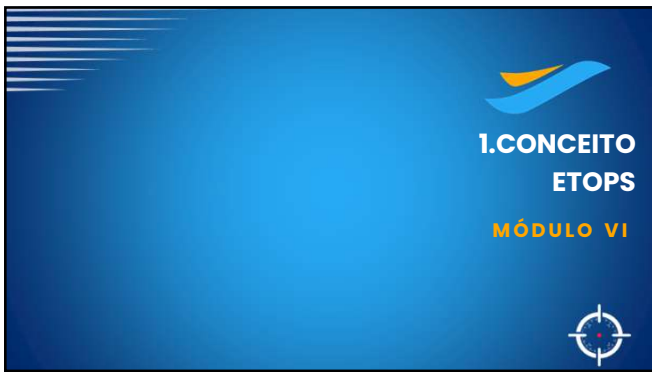
ESTUDOS DE CASO



SALA INVERTIDA



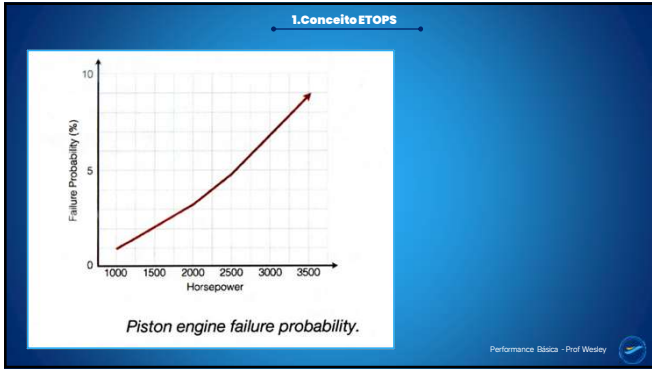
1



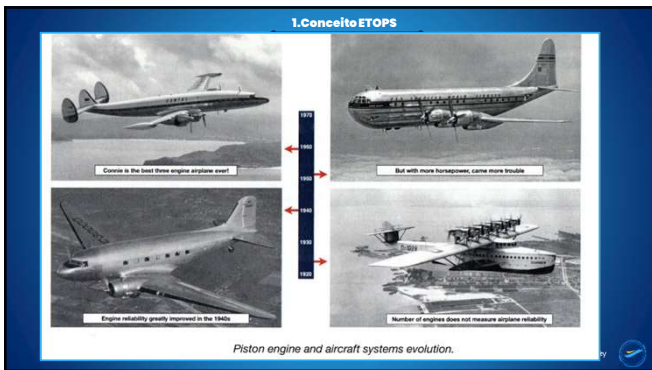
2



3



4



5

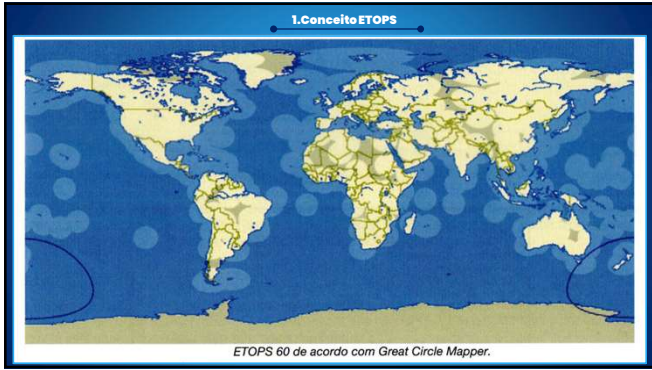
1. Conceito ETOPS

A questão era simples: aviões maiores precisavam de motores mais potentes e motores mais potentes tinham um índice de falha altíssimo no tempo dos motores à pistão. Com a chegada da era do jato, não demorou muito para começarem a questionar a regra.

A confiabilidade destes motores aumentou muito com o passar do tempo e a primeira flexibilização ocorreu no começo dos anos 80 com a introdução de uma nova aeronave bimotora de longo alcance no mercado, o Boeing 767.

Performance Básica - Prof Wesley

6



7

1. Conceito ETOPS

Na ilustração anterior você observa algo que pode parecer estranho. Muitos associam ETOPS como uma restrição de voo sobre água, mas não é o que a regra faz. A regulamentação deixa claro que a restrição trata de não podermos estar com um avião de dois motores afastado mais do que 60min de um aeroporto adequado para pousar. Veja que isso acaba inviabilizando inclusive o voo em largas extensões remotas sobre continente (esta ilustração é antiga e isso não é necessariamente verdade nos dias de hoje).

Vamos resolver a primeira questão que a regra impõe. Ela menciona um tempo máximo de afastamento, mas não fala sobre distância do aeroporto. Com qual velocidade devemos calcular esta distância? Ela deve ser calculada baseada em velocidade e altitude compatível como operação de um motor inoperante, mas desconsiderando efeitos de vento. Com essa informação em mãos o operador deve definir sua "estratégia ETOPS", ou seja, com qual velocidade deve ser feito o voo após uma eventual falha de motor. Se escolher uma velocidade baixa, nossos arcos ao redor dos aeroportos serão pequenos.

Performance Básica - Prof Wesley

8

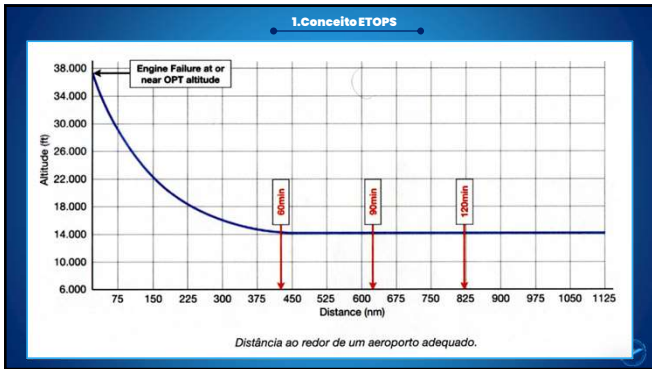
1. Conceito ETOPS

Numa velocidade mais alta teremos arcos maiores. Vamos propor um exemplo de estratégia de descida de uma aeronave com certo peso voando com Mach 0,79 e 30kt.

Com este modelo de velocidade, observe no slide seguinte o perfil de descida deste avião e o quão longe ele consegue ir dependendo do tempo que lhe for concedido voar.

Performance Básica - Prof Wesley

9



10

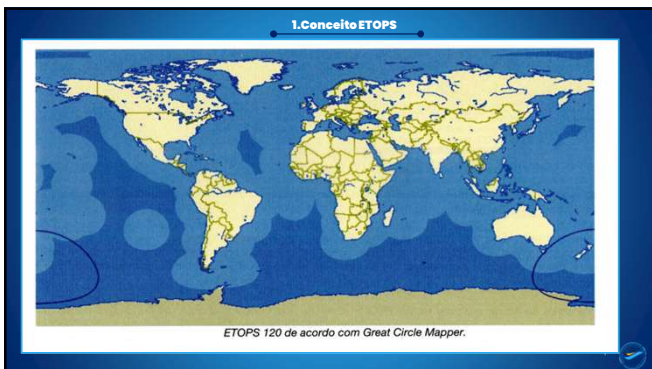
1. Conceito ETOPS

Uma hora de voo de um aeroporto, segundo nossa estratégia, nos permite ficar distante até 425nm de um local no qual possamos pousar. Como você pode ver no primeiro mapa isso não permitia, por exemplo, que alguns oceanos fossem cruzados em uma aeronave de dois motores. Na verdade, só era possível uma travessia do Atlântico e do Pacífico pelo extremo norte e com um grande desvio, tornando a rota inviável economicamente.

O Boeing 767 foi o primeiro a receber uma nova certificação chamada ETOPS 120. Isso quer dizer que ele estava liberado para voar rotas que tivessem um aeroporto adequado para pouso em um raio de até 120min de voo, que como você pode ver no gráfico anterior amplia a área de atuação de 425 para 825nm. Veja a ilustração a seguir.

Performance Básica - Prof Wesley

11




12

1. Conceito ETOPS

Alguns voos impossíveis foram viabilizados a partir deste feito e muitos outros estavam por vir com as certificações que foram sendo atribuídas às aeronaves e empresas operadoras na medida que a confiabilidade nos motores subia.

Quando o Boeing 777 recebeu a certificação ETOPS 180 um novo mundo se abriu para as empresas aéreas. Uma aeronave com apenas dois motores (consumo baixo de combustível) carregando quase o mesmo número de passageiros que outra de quatro motores (consumo alto de combustível) podendo fazer praticamente as mesmas rotas (veja a figura a seguir no próximo slide).

Performance Básica - Prof Wesley



13

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE



Conceito ETOPS
MÓDULO VI
PROF. WESLEY



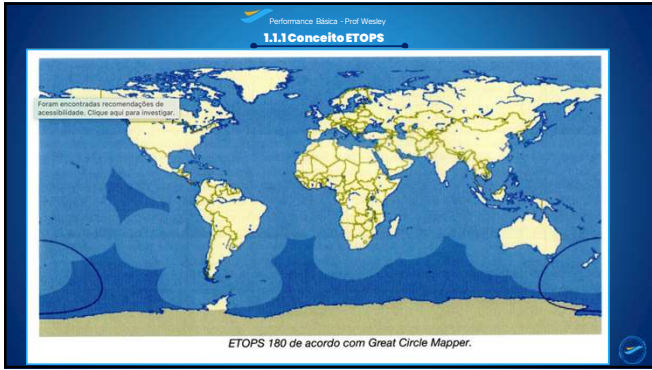
14

1.1.1 CONCEITO ETOPS

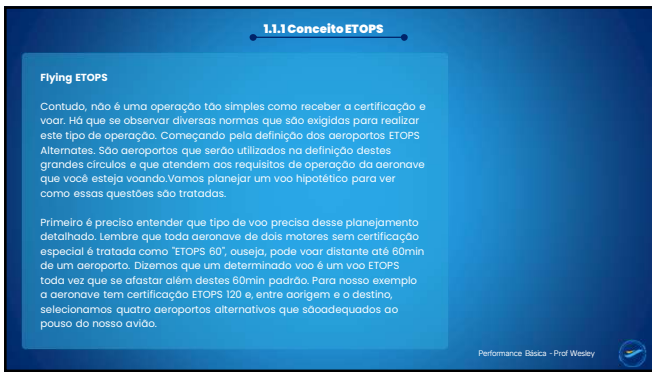
MÓDULO VI



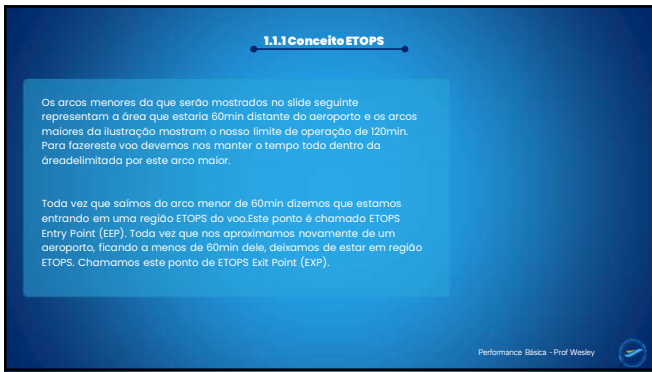
15



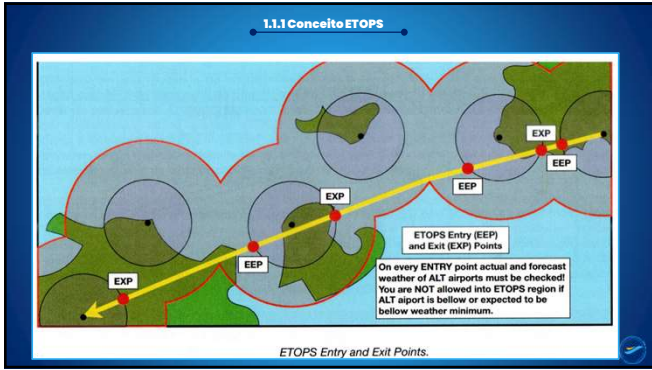
16



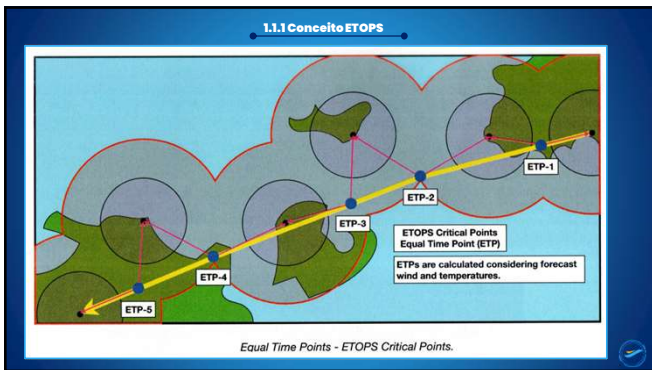
17



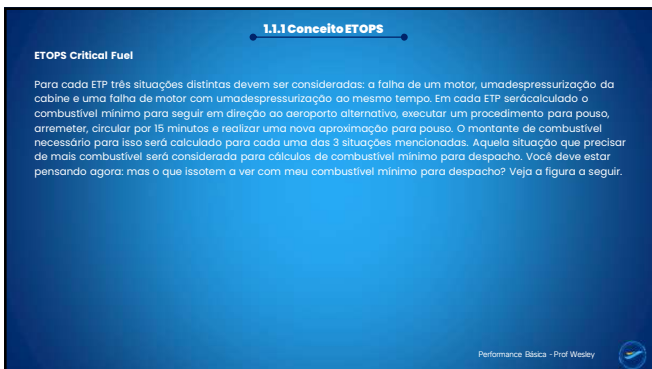
18



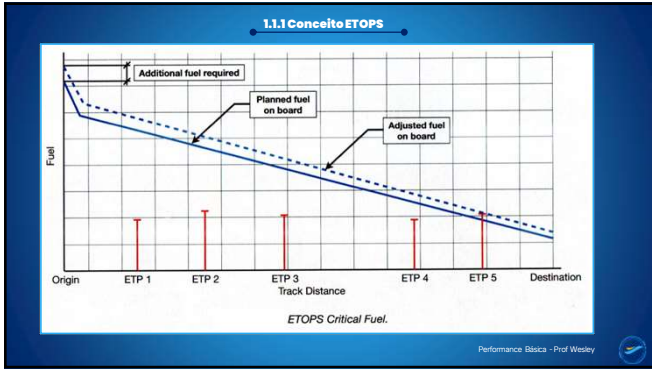
19



20



21



22

1.1.1 Conceito ETOPS

A linha azul contínua mostra a quantidade de combustível a bordo durante o voo segundo o planejamento inicial. Na medida que avançamos temos cada vez menos combustível nos tanques, afinal, ele está sendo queimado. As linhas vermelhas representam a quantidade de combustível requerida para atender ao pior dos três cenários de falha, seguindo para o aeroporto alternativo. Ao passar o ETP1, caso a pior emergência entre as três mencionadas ocorra ali, precisamos de menos combustível para pousar no aeroporto alternativo do que temos a bordo, ou seja, sem problemas.

O mesmo ocorre em todos os outros ETPs, exceto o ETP5. Quando passamos neste ponto com situação normal precisamos de uma certa quantidade de combustível para seguir até o destino e ainda contar com nossas reservas regulamentares, mas se tivermos que descer até 10.000ft e manter o voo com um motor inoperante, nosso consumo vai aumentar tanto que eu precisaria de mais combustível do que tenho. Por estarmos fazendo um ajuste, adicionando combustível na decolagem para que haja o suficiente sobre o ETP5.

Performance Básica - Prof Wesley

23

1.1.1 Conceito ETOPS

Este ajuste é chamado ETOPS Critical Fuel e o combustível a bordo corrigido com o adicional está representado pela linha tracejada azul. Veja um exemplo da Boeing mostrando os três cenários e identificando a quantidade de combustível necessária em cada um deles.

Note que dependendo da estratégia de velocidade, um ou outro evento pode ser aquele mais restritivo.

	All Engine Decompression Fuel (LRC)	Engine Inoperative Speed	Engine Inoperative Limiting Fuel	Engine Inoperative Decompression Fuel
Engine Failure Flying at planned speed on still air	16,571kg	290kt ⇨	13,149kg	16,240kg
Cabin Decompression Flying at 10,000ft and LRC on still air	16,571kg	300kt ⇨	13,507kg	16,225kg
Engine Failure and Cabin Decompression Flying at FL100 and planned speed on still air	16,571kg	310kt ⇨	13,812kg	16,622kg
	16,571kg	320kt ⇨	14,242kg	16,702kg
	16,571kg	330kt ⇨	14,701kg	16,956kg
	16,571kg	340kt ⇨	15,111kg	17,478kg

Source: Boeing

Exemplo de um Boeing 787-8 pesando 200.000kg que precisa seguir para um aeroporto 1.000nm distante.

Performance Básica - Prof Wesley


24

1.1.1 Conceito ETOPS

Extended Diversion Time Operations – EDTO

Em 2003 ocorreu uma mudança de entendimento sobre o termo ETOPS que também deixou de ser uma certificação exclusiva de aeronaves de dois motores e passou a ser uma certificação de qualquer aeronave de transporte de passageiros. O acrônimo agora deve ser lido somente como Extended Operations. A ICAO, contudo, abandonou o termo e agora se refere a este tipo de voo como EDTO, Extended Diversion Time Operations.


A diferença básica na regra entre aeronaves de dois motores e aquelas com mais de dois, fica por conta do arco padrão que não necessita de certificação especial. Como vimos, ele é de 60min para bimotores e foi estabelecido em 180min para aeronaves com mais de dois motores. A preocupação do legislador não está mais ligada exclusivamente a uma potencial falha em um dos motores, mas a qualquer situação de emergência que comprometa sistemas que não possam suportar muito tempo em voo.

Performance Básica - Prof Wesley 

25



PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

Conceito ETOPS
MÓDULO VI
PROF. WESLEY



26

1.1.2 CONCEITO ETOPS
MÓDULO VI




27

Performance Básica - Prof Wesley

1.1.2 Conceito ETOPS

O exemplo clássico que tem limitado a certificação ETOPS é a capacidade dos aviões em conter uma situação de fogo a bordo, especialmente nos porões de carga. Este aspecto limitou a certificação do Boeing 747-8 em ETOPS 330.

Casualmente essa já é a certificação recebida pelo 787 e 777 (que voou por 6 horas e 29 minutos com um único motor em um dos voos de teste para ganhar esta certificação). Um tempo enorme como este permite ligação em linha reta entre origem e destino em quase todo o planeta.




28

1.1.2 Conceito ETOPS




29

1.1.2 Conceito ETOPS



Fire suppression time minus 15mins flying at all engines speed and on forecast winds and temperatures.

EDTO regulation deals with the most limiting system, and for most airliners that is the fire suppression system.




30

1.1.2 Conceito ETOPS

Notes regarding ETOPS

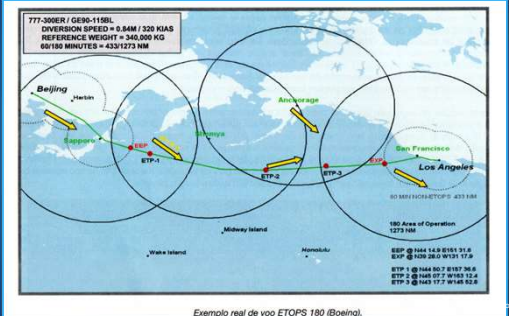
Uma nota histórica: o voo mais longo realizado em condição monomotor, por conta de uma falha real no outro motor, foi feito por um Boeing 777 da United Airlines em 17 de março de 2003. O voo, realizado na região sul do oceano Pacífico, levava 255 passageiros e voou durante 192 minutos com um único motor até realizar o pouso. Outro ponto interessante: Em algumas regiões do mundo, os bimotores são autorizados a voar até 75min distantes de um aeroporto de apoio mesmo sem qualquer certificação ETOPS adicional.

Isto ocorre, por exemplo, no Brasil, na região do mar do Caribe e na Austrália. Esta pequena esticada de 15min no tempo permitiu a operação nestas áreas sem a necessidade da certificação ETOPS por parte das aeronaves e dos operadores. Uma nota estatística de 2003 apontava que o índice de falha de motor em aviões realizando voo ETOPS era inferior a 1 para cada 100.000 voos. Por último, veja no mapa a seguir um voo ETOPS real de um 777 entre Pequim, na China (Pequim) e Los Angeles, nos EUA.

Performance Básica - Prof Wesley 

31

1.1.2 Conceito ETOPS




777-300ER / ERX-119BL
 DIVERSION SPEED = 0.84M / 320 KIAS
 REFERENCE WEIGHT = 340,000 KG
 60/150 MINUTES = 432/1273 NM

180 Area of Operation
 1273 NM

ETOPS @ 144 14.0 0151 31.0
 ETOPS @ 145 14.0 0151 31.0
 ETOPS @ 144 10.7 0137 30.6
 ETOPS @ 145 10.7 0137 30.6
 ETOPS @ 145 17.7 0148 32.8

Exemplo real de voo ETOPS 180 (Boeing).

Performance Básica - Prof Wesley 


32

1.1.2 Conceito ETOPS

Engine Failure and Driftdown

Discutimos há pouco sobre maximum altitude e optimum altitude. Você deve lembrar que a maximum altitude é definida por limite de buffet ou available thrust. Imagine então, uma aeronave de dois motores voando próximo a sua altitude máxima quando, por algum motivo, um de seus motores deixa de funcionar. Será que é possível manter esta mesma altitude? Esta seção do nosso estudo de Enroute Performance visa mostrar o que vai acontecer com a aeronave nesta situação, quais estratégias devem ser planejadas pelo setor de engenharia e despacho de voos para serem executadas pelos pilotos e quais as diferenças na regra para aeronaves de dois, três ou quatro motores.

Falaremos também sobre situações de depressurização e como lidar com esta emergência do ponto de vista de performance.

Performance Básica - Prof Wesley 

33

1.1.2 Conceito ETOPS

Driftdown Procedures

Logo no primeiro parágrafo desta secção, antes mesmo de fazer a pergunta que agora quero esclarecer, dê algumas dicas sobre resposta. Não, não é possível manter a altitude quando perdemos tração em um dos motores.

Perdemos metade da tração disponível (no caso de um bimotor) e precisamos encontrar uma forma de recuperar um pouco (ou muita) tração. O motor precisa de mais ar para produzir mais tração e vai encontrar este insumo em uma altitude mais baixa. Seremos, portanto, forçados a iniciar uma descida. Você pode encontrar a informação de qual altitude vai conseguir manter através de tabelas de performance ou diretamente no computador de bordo do avião.

Performance Básica - Prof Wesley

34

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

Falha de Motor e Driftdown

MÓDULO VI

PROF. WESLEY



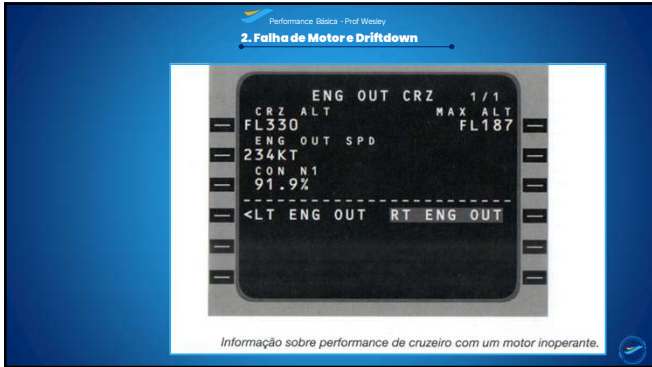
35

2. FALHA DE MOTOR E DRIFTDOWN

MÓDULO VI



36



37



38

2. Falha de Motor e Driftdown

No exemplo da ilustração acima temos uma aeronave que voa no nível 330 (33.000ft) com determinado peso. Quando o motor direito apaga, o piloto consulta as informações de performance no computador e descobre que nesta situação o avião terá que descer até 18.700ft para manter o voo nivelado. Existe uma sugestão de tração a ser mantida no motor que segue funcionando (91,9% de N1) e uma velocidade a ser mantida durante a descida (234kt). Mas em que se baseiam estes valores?

Primeiro, vamos nos familiarizar com um novo conceito chamado Driftdown. Esta expressão define umamaneira que é executada da seguinte forma: o piloto ajusta a tração do(s) motor(es) remanescente(s) para tração máxima contínua (Maximum Continuous Thrust, MCT) e eleger uma velocidade que deseja manter, por exemplo, 250kt. O avião vai descendo lentamente até atingir um nível de voo no qual consiga produzir tração suficiente para manter os 250kt desejados em voo nivelado e a tração ainda ajustada em MCT. A descida com motor neste regime de potência até atingir o nível de voo possível de manter é chamada de Driftdown. Mas por que o computador elegeru 234kt em nosso exemplo?

Performance Básica - Prof Wesley

39

2. Falha de Motor e Driftdown

O piloto, em tese, pode usar a velocidade que desejar durante a manobra, exceto em um cenário. Caso ele tenha obstáculos abaixo de si que sejam mais altos do que a altitude que ele conseguirá manter, terá que fazer o possível para passar por estes obstáculos antes de ser forçado a voar mais baixo que a altura deles. Devem lembrar que quando queremos voar maior distância possível, voamos na nossa velocidade de melhor planeio (da analogia com planador). Esta velocidade também é conhecida como melhor L/D (diz-se: L sobre D) ou melhor razão entre sustentação e arrasto.

Pois a velocidade oferecida pelo avião através do computador é exatamente a melhor velocidade de "planeio" para a condição - motor remanescente em MCT e arrasto extra gerado pelo motor inoperante mais a deflexão dos comandos. Airbus e Embraer chamam esta velocidade de Green Dot Speed pelo fato dela ser representada por um ponto verde no velocímetro.



40

2. Falha de Motor e Driftdown

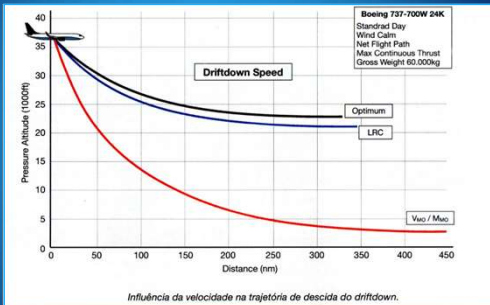
A altitude de 18.700ft informada pelo avião não poderá ser mantida com o peso atual em qualquer velocidade. Uma altitude informada que depende do piloto fazer a manobra exatamente conforme a sugestão, ou seja, descer com MCT e na velocidade de 234kt. Assim conseguirá manter o FL187 ao atingir. Se o piloto desejar descer com uma velocidade diferente, como os 250kt que citamos, ele deve ter em mente que não será possível nivelar a 18.700ft. Vai ser necessário descer abaixo disso para encontrar ar que ajude o motor a gerar tração adicional necessária para a velocidade mais alta que ele selecionou.

Ainda não expliquei o termo "Net Driftdown Flight Path" que aparece na ilustração abaixo (falarei em seguida), mas isso não impede de entendermos o que pretendo mostrar aqui: a velocidade de melhor L/D é aquela que nos permite uma trajetória mais "rasteira" de descida e com a qual consigo manter o voo em uma altitude mais alta. Quanto maior for a velocidade que eu eleger, mais tração será necessária e o resultado será uma trajetória de descida mais aguda com uma capacidade de manter altitude em nível bem mais baixo.



41

2. Falha de Motor e Driftdown



42

2. Falha de Motor e Driftdown

Parte dos requisitos definidos pela regulamentação a respeito de Obstacle Clearance Enroute e como o Driftdown deve ser executado para que tenhamos o melhor resultado em termos de "ganhar a maior distância possível, perdendo a menor altura possível" estão na próxima ilustração. Para executar a manobra conforme a sugestão do computador de bordo o piloto deve selecionar o regime MCT no(s) motor(es) remanescente(s), manter a presente altitude, aguardar que a velocidade seja drenada para aquela informada no computador (greendot speed) e iniciar uma descida com motor aplicado até o nível computado.

O setor de engenharia e despacho de voos da empresa deve se certificar que em qualquer ponto da rota, caso ocorra a falha do motor crítico do avião, o piloto seja capaz de concluí-lo ao longo de uma trajetória que supere qualquer obstáculo durante a descida em pelo menos 2.000ft. Ao nivelar, todo o obstáculo deve ser superado em pelo menos 1.000ft.



43

2. Falha de Motor e Driftdown

Sobre esta trajetória mínima será acrescentado ainda uma margem de segurança que varia em função do número de motores da aeronave - 1% para bimotORES, 14% para trimotORES e 10% para quadrimotORES. A trajetória mínima ou líquida - que aparece nos manuais de performance que são utilizados pelos engenheiros e despachantes de voo durante o planejamento dos voos - será chamada Net Driftdown Flightpath (NDF) e aquela outra, resultado do acréscimo do fator de segurança, chamaremos de Gross Driftdown Flightpath (GDF).

Nos computadores a bordo dos aviões interessa o que o avião é realmente capaz de fazer, ou seja, a altitude mostrada ali é aquele resultado do GDF. Ainda sobre a regra, ao atingir o aeroporto alternativa para pouso, o avião ainda deve ser capaz de manter o voo sobre ele a 1.500ft com capacidade operacional. Em algumas ocasiões o gradiente mínimo de segurança para aeronaves de três e quatro motores será reduzido para 0,3% e 0,5% respectivamente.



44

2. Falha de Motor e Driftdown

Isso vai acontecer nas rotas que fomos obrigados a considerar a falha de dois motores nestes aviões, ao invés de apenas um. Veremos isso mais adiante nesta mesma seção. Importante salientar que ao final do processo de driftdown o piloto fica com três alternativas distintas e a necessidade vai dizer qual a melhor para ser utilizada.

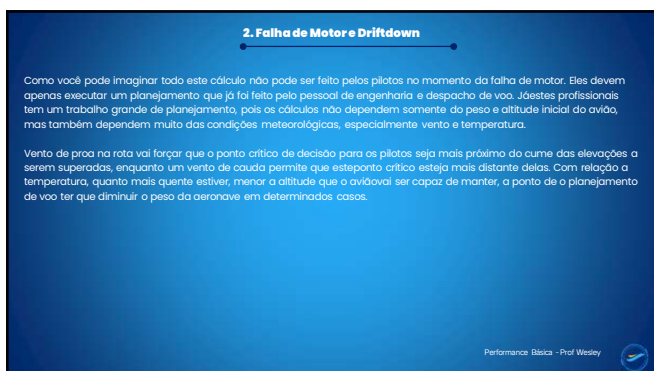
É possível manter a velocidade e gradualmente recuperar alguma altitude na medida que o avião fica mais leve (A). É possível manter a altitude e ir gradualmente acelerando com a redução de peso (B) ou ainda temos a alternativa de descer mais ao livarmos os obstáculos sem busca de uma velocidade mais alta como LRC (C).



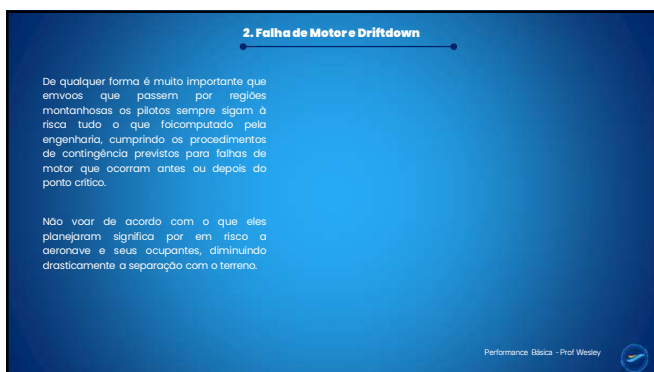
45



46



47



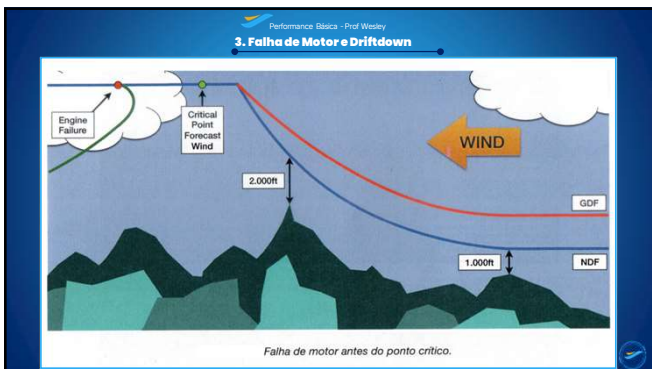
48



49



50



51

3. Falha de Motor e Driftdown

Comentamos que aeronaves de três e quatro motores como um MD11, B747 ou A380 por exemplo, tem que fazer a avaliação de terreno considerando um de seus motores inoperantes (o motor crítico) e a execução do driftdown com a margem adicional de 1,4% e 1,6%. Contudo, em alguns casos essa avaliação precisa considerar a falha de dois motores nestas aeronaves e o gradiente extra diminui. Para saber se a avaliação precisa ser feita da primeira ou da segunda forma é necessário definir quais serão os aeroportos de alternativa ao longo da rota.

Estes aeroportos têm que atender a certos critérios e não é qualquer aeroporto que pode ser considerado. Em inglês dizemos que deve haver ao longo da rota alguns suitable alternate airports.

52

Horizontal lines for notes.

3. Falha de Motor e Driftdown

O aeroporto tem que comportar a aeronave que estamos utilizando na rota e estar com os mínimos meteorológicos acima daqueles descritos no FAR 121.197 (estes mínimos dependem dos recursos disponíveis para aproximação e pouso - LS, WXR, RNAV, etc). Uma vez que estes aeroportos foram estabelecidos, o próximo passo do planejamento é estabelecer um arco ao redor do aeroporto com raio que represente a distância que o avião é capaz de voar em condição normal de cruzeiro durante 90 minutos e em ar calmo (sem vento).

Suponha uma velocidade aerodinâmica de cruzeiro de 450kt. Neste caso os arcos terão um raio de 675nm ao redor dos aeroportos escolhidos. Finalmente, traçamos a rota desejada. Se a rota permanecer o tempo todo dentro dessas áreas desenhadas, não é necessário fazer uma análise de driftdown com dois motores inoperantes. A análise feita somente com o motor crítico inoperante é suficiente. Caso a rota fique em qualquer ponto fora dos arcos de "90 minutos", a análise de driftdown com dois motores inoperantes é mandatória.

53

Horizontal lines for notes.

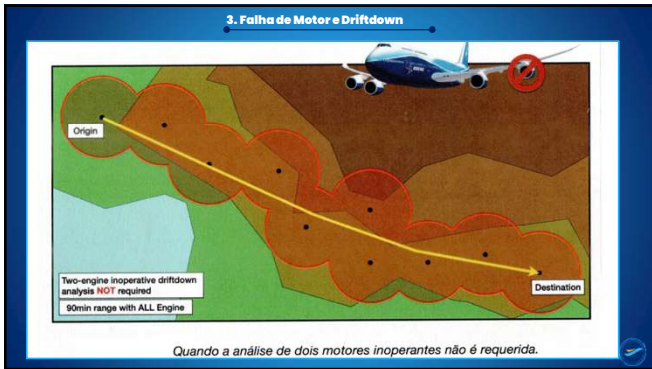
3. Falha de Motor e Driftdown

Nosso exemplo trata de uma rota de ida e volta entre duas localidades por caminhos distintos. Na volta a rotapassa por fora da área delimitada e é necessária a análise de dois motores inoperantes. Isso é apenas um exemplo. Podemos imaginar outra situação em que a própria rota de ida necessitaria de uma análise de dois motores inoperantes. Basta que algum aeroporto alternativo ao longo da rota esteja desqualificado como "adequado".

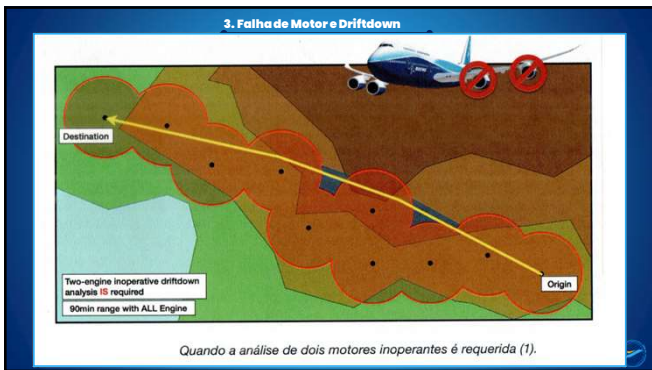
Isso pode ocorrer em função de meteorologia ou algum outro fator técnico, como obras na pista que fecham o aeroporto em determinado horário. Na figura seguinte há dois aeroportos ao longo da rota que naquele dia não foram considerados adequados. Isso vai nos forçar a voar além da área de 90min delimitada.

54

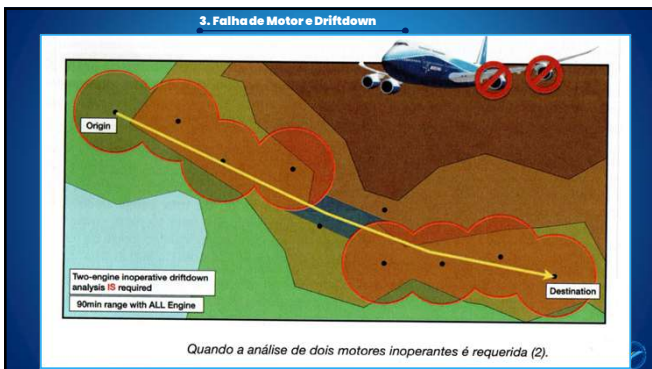
Horizontal lines for notes.



55



56



57

3. Falha de Motor e Drift-down

Ao realizarmos a análise de terreno para definirmos os pontos críticos e as estratégias de drift-down, qual o terreno que deve ser considerado? A resposta para esta pergunta mais uma vez depende do regulador. A diferença é pequena, mas existe. Veja na próxima ilustração.

Track Half-Width	
FAA	4,3nm
EASA	5,0nm

Track half-width para análises de terreno.

Performance Básica - Prof Wesley

58

3. Falha de Motor e Drift-down

Para a EASA, a partir da trajetória planejada para o voo, seja na rota normal ou nas rotas de contingência, é mandatório que se considere sempre o obstáculo mais alto encontrado numa área que está 5nm para cada lado desta trajetória. No caso da FAA a área é levemente menor, 5SM ou 4,3NM para cada lado do eixo da trajetória.

Para cálculos ainda mais precisos, seria necessário tratar de mais um detalhe no que se refere ao drift-down profile: curvas. A trajetória definida para a contingência da falha de motor frequentemente envolve a realização de uma mudança de rumo a ser executada após o evento. Durante a curva, além de percorrer certa distância que pode alterar a área de abrangência da análise de terreno, a aeronave tem um gradiente de descida maior do que aquele calculado com as niveladas.

Performance Básica - Prof Wesley

59

3. Falha de Motor e Drift-down

Um manual da Boeing chamado Methods to Calculate Turn Performance on Boeing Airplanes, ou simplesmente Turn Performance Manual, TPM, contém dados necessários para calcular qual o acréscimo na razão de descida durante a curva em aeronaves fabricadas por ela, entretanto, este material não irá tratar dos cálculos necessários para este refinamento.

Apenas ressaltar que o problema existe e os cálculos precisam ser feitos pela engenharia durante o planejamento do voo.

Performance Básica - Prof Wesley

60

3. Falha de Motor e Driftdown

Cold Weather Operations

Em 13 de Janeiro de 1982, um 737-200 operado pela companhia Air Florida se preparava para decolar de Washington para Fort Lauderdale, com uma escala em Tampa, num voo doméstico nos EUA. Entretanto, logo após a decolagem a aeronave perdeu altura rapidamente, bateu em uma ponte e caiu no rio Potomac, a cerca de três quilômetros da Casa Branca. Apenas cinco das 74 pessoas a bordo sobreviveram e além daquelas que pereceram no avião, houve outras quatro vítimas fatais em solo, todas ocupantes de veículos que trafegavam na ponte atingida pelo avião.

O dia era frio, fazia -4°C e nevava no momento da decolagem. O motivo da tragédia foi o gelo! Nenhum acidente tem uma causa única e este não é exceção. Ações dos pilotos também contribuíram para que o acidente ocorresse, mas vamos focar no gelo como o principal culpado para desenvolver o assunto. Então, antes de prosseguir com a discussão a respeito de operações em clima frio, vamos falar um pouco sobre como o gelo pode afetar nosso voo.

61

3. Falha de Motor e Driftdown

Devem se lembrar do início deste curso que o avião é capaz de voarem virtude das deformações que o fluxo de ar sofre ao passar por suas asas. Estas asas são meticulosamente desenhadas para que os desvios no fluxo aerodinâmico ocorram de determinada forma. Se colocarmos gelo sobre ou sob as asas, o perfil é severamente alterado e o resultado pode ser catastrófico.

Uma asa que deveria produzir sustentação agora produz apenas uma bagunça aerodinâmica que não é capaz de manter o voo de um avião. Soma-se a isto o peso extra que o avião carrega com o gelo acumulado sobre ele e você tem a receita perfeita para um desastre.

62

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

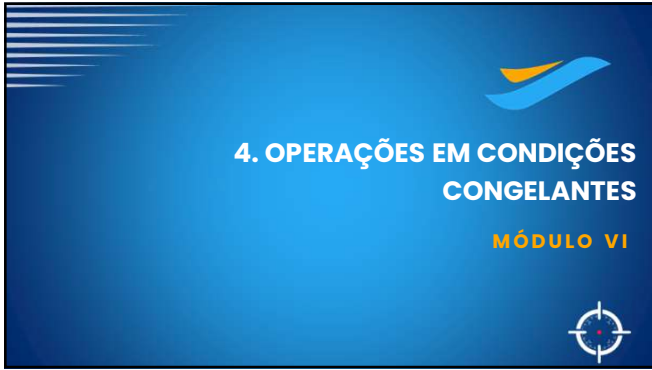
Operações em Condições Congelantes

MÓDULO V

PROF. WESLEY



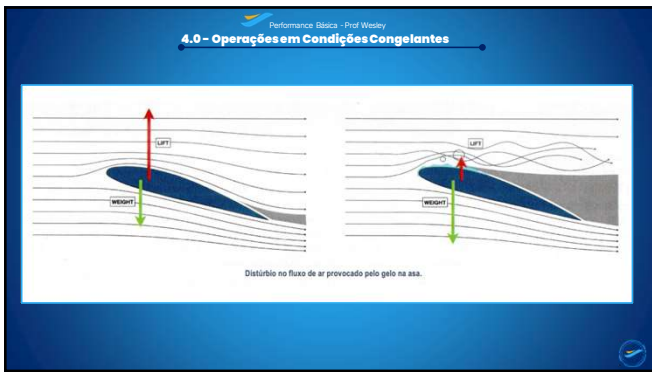
63



4. OPERAÇÕES EM CONDIÇÕES CONGELANTES

MÓDULO VI

64



Performance Básica - Prof Wesley

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Distúrbio no fluxo de ar provocado pelo gelo na asa.

65



4.0 - Operações em Condições Congelantes

Frost

Rime Ice

Performance Básica - Prof Wesley

66

4.0 - Operações em Condições Congelantes



Asa de um Boeing 737 coberta de gelo.

Performance Básica - Prof Wesley

67

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Não existe nenhum dispositivo nos aviões que possa remover o gelo que está depositado sobre eles. Os sistemas Anti Ice são feitos para evitar a formação de gelo em pontos muito específicos, como sensores utilizados na medição de velocidade e temperatura, Cowl do motor (estaparte frontal do motor que não é pintada e você enxerga sem gelo na figura acima) e bordo de ataque das asas. Ou seja, estes sistemas têm sua grande utilidade durante o voo, quando a velocidade impede o acúmulo de gelos sobre as asas e fuselagem.

Mas o que fazer para permitir que uma aeronave como a da figura anterior possa decolar? Para isso existe um sistema de degelo de aeronaves e ele não é do próprio avião, mas um serviço oferecido nos aeroportos. É um processo caro para as empresas aéreas, mas absolutamente necessário. Em situações como a que apresentei na ilustração, após o embarque de passageiros e carga, o avião segue por meios próprios ou rebocado até uma área do aeroporto denominada deicing pad. Neste local o avião receberá um banho de uma substância líquida que irá derreter todo este gelo e ainda deve prevenir a formação de nova camada de gelo por um certo tempo. O tempo que ele consegue retardar o novo acúmulo de gelo é chamado de holdover time.

Performance Básica - Prof Wesley

68

4.0 - Operações em Condições Congelantes



Avião recebendo tratamento de degelo antes de decolar.

Performance Básica - Prof Wesley

69

4.0 - Operações em Condições Congelantes

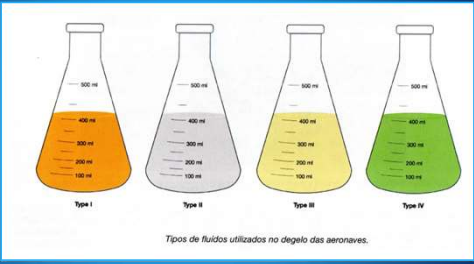
Existem quatro tipos de substâncias oferecidas para fazer o degelo de uma aeronave identificadas simplesmente pelo título Type I, Type II, Type III e Type IV. Cada uma tem uma cor diferente, sendo elas laranja, branca, amarela e verde respectivamente.

A seguir veremos alguns pequenos detalhes a respeito dos quatro tipos e depois faremos uma breve discussão sobre como utilizar a tabela de holdover time.

Performance Básica - Prof Wesley

70

4.0 - Operações em Condições Congelantes



Tipos de fluidos utilizados no degelo das aeronaves.

Performance Básica - Prof Wesley

71

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Type I Fluid

Este tipo de fluido é aplicado quente e com alta pressão sobre a aeronave. Ele é utilizado para derreter o gelo que está sobre ela e é o mais comum encontrado nos aeroportos que oferecem serviço de degelo. Ele não tem propriedades Anti Ice, o que significa que não consegue impedir a formação de mais gelo por longo período de tempo após a aplicação. Na verdade, o holdover time desta substância é extremamente baixo. Ela é o que chamamos de Deicer, ou seja, remove o gelo, mas não previne o surgimento dele.

Type II Fluid

A aplicação deste tipo é normalmente feita em duas etapas. No primeiro momento, o fluido aquecido é aplicado sob pressão para remover todo o gelo da aeronave, assim como é feito com o Type I.

Performance Básica - Prof Wesley

72


4.0 - Operações em Condições Congelantes

Em uma segunda etapa, o mesmo fluido é reaplicado sobre as asas e demais superfícies do avião, mas desta vez ele não está aquecido e agora tem o objetivo de agir como Anti Ice e prevenir o surgimento ou acúmulo de gelo nestes locais.

Type III Fluid

Este tipo de fluido tem propriedades similares aos fluidos I e II, sendo deicer e anti ice, mas é aplicado em uma única etapa e é destinado a utilização em aeronaves do tipo turbo hélice, como o ATR-72 ou Dash-8, por exemplo. Este tipo de aeronave merece um cuidado muito especial com o gelo que eventualmente se deposita nas hélices, visto que o gelo acumulado ali, caso exista, tem grandes chances de ser arremessado contra a fuselagem da própria aeronave quando o motor estiver girando em alta rotação, como na decolagem.

Performance Básica - Prof Wesley



73

4.0 - Operações em Condições Congelantes



Performance Básica - Prof Wesley



74

4.0 - Operações em Condições Congelantes


Type IV Fluid

Este tipo de fluido é mais denso que os demais e deve ser utilizado como um Anti Ice, somente. Ele é normalmente aplicado em conjunto com um dos outros 3, sendo que o deicer é aplicado primeiro e o Type IV depois. Os fluidos Type II, III e IV são fluidos que podem ser aplicados em três concentrações distintas dependendo das temperaturas: 100%, 75% dele e 25% de água ou 50% de cada.

Holdover Time Tables

Estas tabelas indicam o tempo que se espera que as superfícies da aeronave resistam a formação ou depósito de uma nova camada de gelo. Funciona da seguinte forma: o piloto é comunicado pelo operador no solo da exatidão em que a aplicação do fluido sobre o avião foi iniciada e que tipo de fluido está sendo utilizado. O piloto consulta a tabela adequada e identifica o holdover time.

Performance Básica - Prof Wesley



75

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Este valor é válido desde o começo da aplicação, não do final. A grande questão que fica é: como utilizar a tabela? Vamos ver alguns exemplos. Para utilizá-la o piloto vai precisar das seguintes informações: temperatura do ar, tipo de precipitação, visibilidade, tipo de fluido e concentração do fluido que foi utilizada na aplicação. Se você observar a tabela do exemplo 1, verá que não há necessidade de informar concentração de fluido, isso porque é um exemplo de holdover time table do tipo I e, como disse antes, a informação de concentração só é necessária utilizando os tipos II, III ou IV.

Outra coisa que mencionei e não aparece na tabela é a visibilidade. Isso ocorre porque não é nesta tabela que usamos a visibilidade, mas em outra, para realizar uma conversão. Calmo, eu explico. Acontece que a intensidade de precipitação da neve tem muito a ver com a visibilidade e a temperatura. Uma precipitação de mesma intensidade pode afetar uma visibilidade muito diferente durante o dia se compararmos com aquela durante a noite, sendo a da noite bem maior. Por isso temos a tabela da figura que chamarei de exemplo 2.

76

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Outside Air Temperature ^{1,2}	Freezing Fog or Ice Crystals ³	Very Light Snow, Snow Grains or Snow Pellets ⁴	Light Snow, Snow Grains or Snow Pellets ⁴	Moderate Snow, Snow Grains or Snow Pellets ⁴	Freezing Drizzle ⁵	Light Freezing Rain	Rain on Cold Soaked Wing ⁶	Other ⁷
-3 °C and above (27 °F and above)	0:11 - 0:17	0:18 - 0:22	0:11 - 0:16	0:08 - 0:11	0:09 - 0:13	0:02 - 0:05	0:02 - 0:05	
below -3 to 4 °C (below 23 to 23 °F)	0:08 - 0:13	0:14 - 0:17	0:08 - 0:14	0:05 - 0:08	0:05 - 0:09	0:02 - 0:05	CAUTION: No holdover time guidelines exist	
below 4 to -10 °C (below 21 to 14 °F)	0:06 - 0:10	0:11 - 0:13	0:06 - 0:11	0:04 - 0:06	0:04 - 0:07	0:02 - 0:05		
below -10 °C (below 14 °F)	0:05 - 0:09	0:07 - 0:08	0:04 - 0:07	0:02 - 0:04				

Holdover Time Table for Type I Fluid - Exemplo.

77

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Visibility / Precip. Conversion Table

Time of Day	Temp.		Visibility in Statute Miles (Meters)								Snowfall Intensity	
	Degrees Celsius	Degrees Fahrenheit	2 2 1/2 (2400)	2 (2000)	1 3/4 (2800)	1 1/2 (2400)	1 1/4 (2000)	1 (1600)	3/4 (1200)	1/2 (800)		5/16 (400)
Day	colder/equal	colder/equal 30	Very Light	Very Light	Very Light	Light	Light	Light	Moderate	Moderate	Heavy	Snowfall Intensity
	warmer than	warmer than 30	Very Light	Light	Light	Light	Light	Moderate	Moderate	Heavy	Heavy	
Night	colder/equal	colder/equal 30	Very Light	Light	Light	Moderate	Moderate	Moderate	Moderate	Heavy	Heavy	Snowfall Intensity
	warmer than	warmer than 30	Very Light	Light	Moderate	Moderate	Moderate	Moderate	Heavy	Heavy	Heavy	

METAR 04010G20K1600 ISN OVC003 M05/M06 Q1013

Conversão da intensidade da precipitação de neve.

78


4.0 - Operações em Condições Congelantes

Standard Instrument Departure

Um aspecto que devemos ter atenção diz respeito ao gradiente mínimo de subida publicado nas cartas SID (Standard Instrument Departure). Essas saídas por instrumento são feitas segundo as regras do DOC 8168, que afirmadamente que a construção dos procedimentos pensa somente no cumprimento dos gradientes para as aeronaves funcionando perfeitamente (all engine). Os aviões não são obrigados a cumprir os gradientes publicados em condição de emergência. O mesmo documento afirma que é responsabilidade do operador da aeronave (leia-se companhia aérea) definir procedimentos de contingência para eventual falha de motor.

Isto deve ser feito em cada pista de cada aeroporto que desejar voar. Portanto, se um dia o controle de tráfego aéreo lhe autorizar uma SID com gradiente mínimo de subida de 8% e você identificar que seu avião com um motor a menos sobe com gradiente de "apenas" 6%, não é necessário pedir uma SID diferente ao controle.

Performance Básica - Prof Wesley




82

4.0 - Operações em Condições Congelantes

Você precisa apenas se certificar que é capaz de cumprir o gradiente da carta enquanto todos os motores estiverem funcionando. Se isso não for possível, aí sim, outra saída deverá ser solicitada. O DOC 8168 normaliza a construção de uma saída com as seguintes regras no que se refere a superação de obstáculos: inicialmente é medido um plano imaginário que inicia no final da pista (DER - Departure End of the Runway) e encontra o topo do obstáculo.

Este plano criado será chamado Obstacle Clearance Surface, OCS. Para o gradiente encontrado em OCS é acrescentada uma margem de segurança de valor fixo 0,8%. O nome desta margem é Required Obstacle Clearance, ROC. O resultado obtido da soma entre OCS e ROC será chamado Procedure Design Gradient, PDG, e este gradiente que será publicado nas cartas.

Performance Básica - Prof Wesley



83

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

Standard Instrument Departure

MÓDULO V

PROF. WESLEY



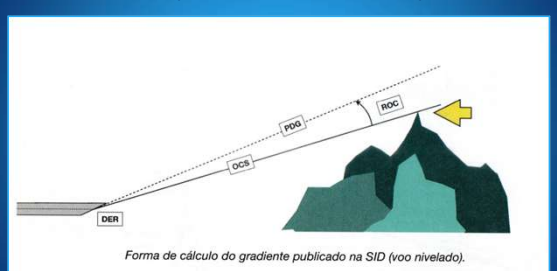
84

5. STANDARD INSTRUMENT DEPARTURE
MÓDULO VI



85

Performance Básica - Prof Wesley
5. Standard Instrument Departure



Forma de cálculo do gradiente publicado na SID (voo nivelado).

86

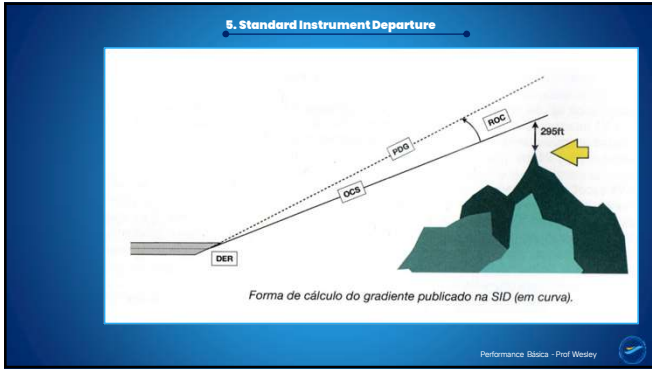
5. Standard Instrument Departure

Caso o obstáculo esteja em uma região da SID que será sobrevoada em curva, o processo que descrevi sofre uma única alteração.

O plano imaginário inicial, Obstacle Clearance Surface, será traçado entre o final da pista e um ponto 295ft (90m) acima do obstáculo ao invés do topo.

Performance Básica - Prof Wesley

87



88

5. Standard Instrument Departure

Mesmo que não haja obstáculos na saída, o valor mínimo de OCS será de 2,5%. Somando-se a isto o gradiente de segurança de 0,8%, qualquer SID terá sempre um gradiente mínimo publicado de 3,3%, ou 200ft por milha náutica.

Mínimos de separação lateral com o terreno dependem diretamente dos recursos utilizados na saída (NDB, VOR, GPS). Aquel recurso que lhe der maior for o grau de certeza de sua posição exigirá uma separação lateral menor. Detalhes sobre isto não serão abordados neste material.

Performance Básica - Prof Wesley

89

5. Standard Instrument Departure

Landing Climb Requirements

Approach Climb and Landing Climb Limited Weight

Vocês devem lembrar do "Return to Land Requirements" que estudamos na parte que tratava de performance de decolagem. Aquela limitante era específica para aeronaves de projeto mais novo, mas originou-se em uma regra mais antiga. Os mínimos requeridos de Landing Climb e Approach Climb se aplicam a qualquer aeronave no momento do seu pouso. O que o FAR 25.119 fez foieixigir que essa regra já existente fosse aplicada para aeronaves decolando que desajassem, por algum motivo, retornar para pouso no mesmo aeroporto logo após a saída.

Performance Básica - Prof Wesley

90

5. Standard Instrument Departure

Airport elevation and the ambient temperature anticipated at the time of landing

1 Landing Climb
Landing flap set;
All engines operating;
Gear down and Takeoff power;
Minimum Climb Gradient: 3.2% **V_{LEZ}**

2 Approach Climb
Approach flap set;
Critical engine inoperative;
Gear up and Takeoff power;
Minimum Climb Gradient: 2.1 / 2.4 / 2.7% **V_{LEZ} + 5**

Landing Climb e Approach Climb.

Performance Básica - Prof Wesley

91

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

Requerimento para Landing Climb

MÓDULO VI

PROF. WESLEY

92

6. REQUERIMENTO PARA LANDING CLIMB

MÓDULO VI

93


Performance Básica - Prof Wesley

6 - Requerimento para Landing Climb

A descrição dos dois requisitos repete o que foi dito sobre Return to Land. Landing Climb refere-se à capacidade de subida na configuração de pouso, ou seja flaps e trim de pouso baixados. Há apenas um gradiente de 3,2% para ser cumprido por qualquer aeronave porque este mínimo de subida é uma exigência que considera todos os motores operando.

As velocidades para medir a capacidade ascensional em cada requisito são VREF e VREF+5kt, respectivamente. Agora você já sabe o que VREF representa.

Já o segundo requisito, Approach Climb, considera o motor crítico inoperante. Com um motor a menos uma aeronave equipada com 4, perdeu 25% de tração, aquela que tem 3, perdeu 33% e a que tem 2, perdeu 50% da tração disponível. Por estarmos a um gradiente requerido diferente para cada uma delas.



94


Performance Básica - Prof Wesley

6 - Requerimento para Landing Climb

A exemplo do que ocorreu em nosso estudo sobre performance de decolagem quando os gradientes de decolagem não tinham relação com aqueles publicados nas cartas SID, aqui no pouso ocorre a mesma coisa. Os gradientes mínimos de Landing Climb e Approach Climb nada tem a ver com gradiente de arremetida publicado em carta de aproximação.

Segundo o DOC 8168 da ICAO, todo o procedimento de arremetida de uma aproximação por instrumentos é construído considerando um gradiente de subida mínimo de 2,5%. Caso um procedimento de pouso qualquer necessite de um gradiente maior do que estena arremetida, tal gradiente deverá ser informado na carta de aproximação (IAC - Instrument Approach Chart).

Observe que os valores de arremetida são superiores ao Approach Climb Gradient de aeronaves de dois e três motores. Quero deixar claro que são regras com intenções distintas e que não conversam uma com outra. Por um lado, o procedimento de arremetida da IAC tem a intenção de garantir que nenhum avião se aproxime perigosamente de qualquer obstáculo.




95

Performance Básica - Prof Wesley

6 - Requerimento para Landing Climb

Por outro lado, o legislador quis apenas garantir uma capacidade ascensional mínima para os aviões caso ocorresse uma falha do motor crítico no momento de uma arremetida. Entretanto, um único órgão regulador que conheço se manifestou sobre esta discrepância: a EASA - agência reguladora europeia.

Para a EASA, toda vez que o avião for executar um procedimento com gradiente maior que 2,5% na arremetida, o Approach Climb Limit Weight deve ser calculado de acordo com o gradiente publicado ao invés do gradiente padrão da regra. Ainda segundo a legislação da EASA, para aproximações que tenham o início da arremetida em altura inferior a 200ft o Approach Climb Limit Weight deve ser calculado considerando 2,5% de gradiente, o gradiente da carta ou o da regra geral, qualquer que seja o maior entre os três.



96


6 - Requerimento para Landing Climb

ETOPS

Historical Aspects of the Regulation

Originalmente o acrónimo significava "ExTended range Operations". Esta regra foi criada em 1953 e dizia que nenhuma aeronave de dois e três motores poderia se afastar mais do que 60 minutos de um aeroporto adequado para pouso. Em 1964 as aeronaves de três motores foram liberadas da restrição, permanecendo apenas os bimotores e o acrónimo virou "Extended range Twin engine Operations". Tal regra foi criada baseada na confiabilidade de motores a pistão desta época que, convenhamos, era baixa. Tão baixa a ponto de uma aeronave de quatro motores como o Lockheed Super Constellation ser conhecido como o melhor trimotor do mundo.

Performance Básica - Prof Wesley




100

6 - Requerimento para Landing Climb

Para saber qual o peso ele pode permitir que a aeronave chegue para pousar no destino, ele precisa consultar a temperatura prevista para o momento do pouso e analisar os dois limitantes de arremetida que acabamos de estudar. A fim de reduzir um pouco a sua carga de trabalho, criou-se o termo Critical OAT.

O peso máximo que é permitido pousar em determinado aeroporto será o menor entre todos os que serão analisados. Até este momento sabemos de três cenários que precisam ser observados para esta definição: peso máximo estrutural de pouso (MLW), Approach Climb e Landing Climb Limited Weight. Há mais dois fatores que são o tamanho da pista e o PCN, mas vamos focar a atenção, nestes três primeiros.

Performance Básica - Prof Wesley



101

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

Temperaturas Críticas

MÓDULO VI

PROF. WESLEY



102

7. TEMPERATURAS CRÍTICAS

MÓDULO VI

103

Performance Básica - Prof Wesley

7- Temperaturas Críticas

	25°C	30°C	35°C	40°C	45°C
Approach Climb	78.2	75.1	70.2	65.3	60.4
Landing Climb	80.4	78.0	74.3	69.9	66.7
MLW Structural	65.3	65.3	65.3	65.3	65.3

Exemplo de Critical OAT.

104

7- Temperaturas Críticas

Se observar a tabela genérica acima, verá que os valores dos limitantes de arremetida estão caindo na medida que a temperatura sobe. O valor do MLW estrutural permanece constante. Em certa temperatura, um dos limitantes (seja Landing Climb, seja Approach Climb) se iguala ao valor estrutural. A temperatura em que um dos limitantes de arremetida (qualquer um dos dois) ficou igual ao limitante estrutural da aeronave é a nossa Critical OAT. A partir desta temperatura o despachante de voo saberá que o peso máximo de pouso certamente não é mais o estrutural, mas um mais baixo que isso.

Tabulando valores de temperatura crítica para todos os aeroportos, o despachante reduz sua carga de trabalho. O que ele faz é observar a temperatura prevista para o momento do pouso no aeroporto de destino. Se ele for igual ou inferior a crítica, não precisa nem calcular os valores de Approach/Landing Climb Limited Weight, pois tem absoluta certeza que o valor estrutural é menor e limitará o peso de operação antes dos outros dois. Se o valor for mais alta, aí sim ele fará o cálculo destes dois limitantes. Em nosso exemplo a Critical OAT vale 40°C.

Performance Básica - Prof Wesley

105

7- Temperaturas Críticas

Missed Approach Climb Gradient

Aeroportos altos são os típicos locais em que os limites Landing Climb e Approach Climb são mais restritivos para operação de pouso. Atenção especial para o fato de que estes limitantes não lhe asseguram separação com o terreno, apenas garantem uma capacidade operacional mínima. Sendo assim, é muito interessante que as empresas aéreas desenvolvam procedimentos especiais que possibilitem a aeronave de obstáculos mesmo em caso de arremetida.

Performance Básica - Prof Wesley




106

7- Temperaturas Críticas

Uma possibilidade para aumentar o peso máximo de pouso limitado por Approach/Landing Climb nestas situações é diminuir o flape que será utilizado para pouso e arremetida. No caso do Boeing 737NG, opção mais restrita é pouso com flape 40 e arremetida com flape 15. Melhora o limitante Landing Climb se o pouso for feito com flape 30. Outras possibilidades são pouso com flape 15 e arremetida com flape 1 (aumenta o peso máximo dos dois limitantes) e pouso com flape 30 e arremetida com flape 5 (disponível apenas para o 737MAX).

Enfim, a operação exige um pouco mais de planejamento e atenção, mas não é insegura se estes cuidados forem tomados por parte da engenharia de operações e dos pilotos. Outra boa dica sobre a operação nestas localidades é que sejam programadas para serem realizadas nas horas mais frias do dia, para tentar mitigar a perda de tração dos motores de alguma forma.

Performance Básica - Prof Wesley



107

PERFORMANCE BÁSICA
CONCEITOS GERAIS DE PERFORMANCE

Missed Approach Climb Gradient

MÓDULO VI

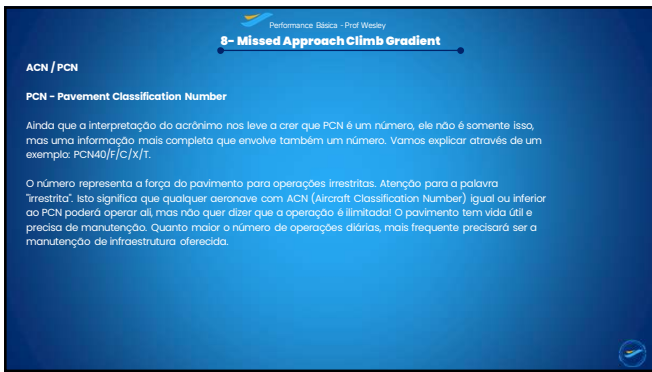
PROF. WESLEY



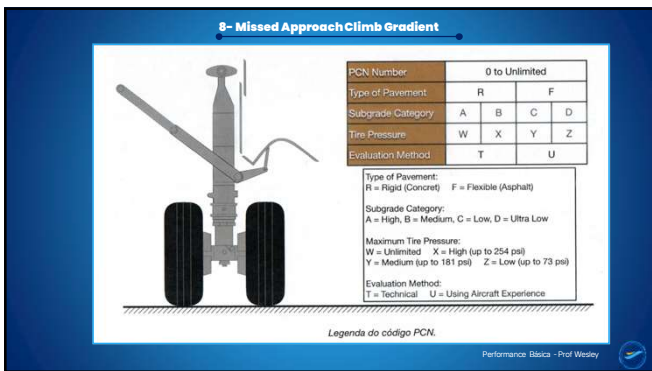
108



109



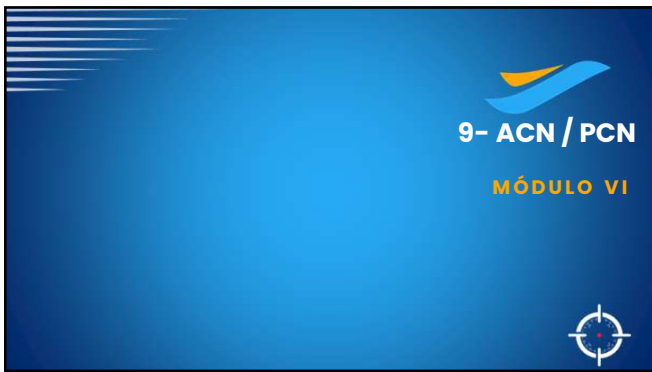
110



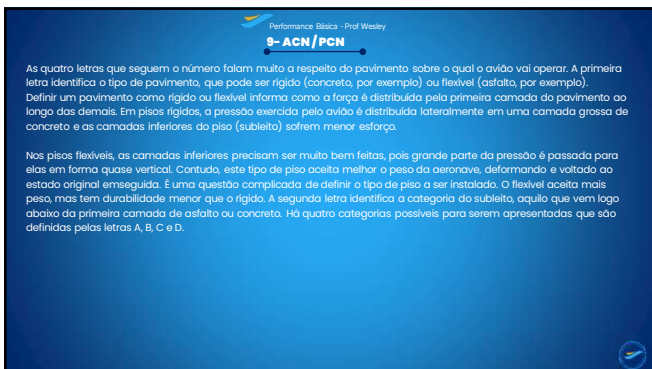
111



112



113




114

9- ACN / PCN

A categoria do subleito tem grande influência no peso máximo de operação sobre o pavimento. A terceira letra mostra o limite de pressão dos pneus da aeronave que vai operar ali. Esta letra não altera o peso permitido de operação, apenas informa se você pode ou não pode operar com seu avião nesta localidade. Se a pressão do seu pneu for maior que a máxima permitida a operação é proibida, não importando seu peso. Na verdade, o padrão ACN/PCN só é relevante para aeronaves que operem com peso superior a 5.700kg, ou seja, todas aquelas que fazem parte do nosso estudo.

As letras utilizadas são W, X, Y e Z. A última letra não dá muita coisa prática para o piloto ou para engenharia de operações da empresa. Tudo que é informado por ela é se a autoridade aeroportuária estabeleceu o valor do PCN baseado em uma análise técnica de engenharia (letra T) ou em uma análise experimental de uso do pavimento (letra U).


Performance Básica - Prof Wesley 

115

9- ACN / PCN

Isso significa que a carga sobrecada roda é de 18.800kg (arredondando valores).

O ACN do peso máximo de nosso avião será equivalente ao PCN necessária para suportar 10.000 ciclos de operação com duas vezes a carga exercida por estes 18.800kg considerando o pneu em uma pressão padrão de 1,25MPa (cerca de 180psi).

Performance Básica - Prof Wesley 

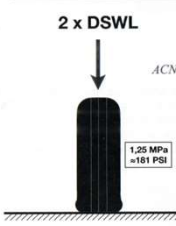
116

9- ACN / PCN

APPROXIMATELY

95% of GW divided by the number of wheels on main gear equals DSWL.

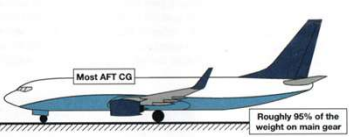
2 x DSWL



1,25 MPa
=181 PSI

Aircraft Classification Number


Describes the relative load intensity of an aircraft on a pavement for a specified standard subgrade strength.

$$ACN_{ACT} = ACN_{MAX} \frac{(MaxWeight - ActWeight) \times (ACN_{MAX} - ACN_{EMPTY})}{MaxWeight - EmptyWeight}$$


Most AFT CG

Roughly 95% of the weight on main gear

Como estabelecer o ACN atual do avião.



117

9- ACN / PCN

Mais uma vez pegando nosso avião modelo e de posse da tabela de valores referência que está a seguir, vamos utilizar a equação do ACN para ver qual seria este valor e descobrir se podemos operar na pista do nosso exemplo com peso atual de 62.000kg.

Na tabela ACN, a primeira linha tem os valores de peso máximo e ACN MAX enquanto a segunda linha tem os valores de peso vazio e ACN EMPTY.

Boeing 737-800								
Weight	Flexible				Rigid			
	A	B	C	D	A	B	C	D
79242	43	45	50	55	49	52	54	56
41413	20	21	22	26	23	24	25	27

$$ACN_{ACT} = 50 - \frac{(79,242 - 62,000) \times (50 - 22)}{79,242 - 41,413}$$

$$ACN_{ACT} = 37.2$$

Exemplo de como calcular o ACN.

Performance Básica - Prof Wesley

118

9- ACN / PCN

Aqui o ACN ficou menor que o PCN (40) e isso mostra que nossa operação nesta localidade é permitida, desde que a pressão do pneu seja menor que 25-psi (categoria X). Uma outra forma de encarar o problema seria procurar pelo peso máximo de operação num local com aquele PCN e comparar o peso máximo com nosso peso atual. Então temos as duas abordagens possíveis:

- Determinar o ACN a partir do nosso peso real e ver se é permitida a operação naquele local comparando com o PCN publicado (conforme acabamos de fazer), ou;
- A partir do PCN da pista identificar o peso máximo para operação.

Isolando a variável Actual Weight na equação e igualando o ACN ACT ao PCN informado, quando encontrarmos o valor Actual Weight ele será, na verdade, o peso máximo de operação da aeronave naquela pista ou pátio. Veja nosso exemplo.

Performance Básica - Prof Wesley

119

9- ACN / PCN

$$ActWeight = MaxWeight - \frac{(ACN_{MAX} - ACN_{ACT}) \times (MaxWeight - EmptyWeight)}{ACN_{MAX} - ACN_{EMPTY}}$$

Boeing 737-800								
Weight	Flexible				Rigid			
	A	B	C	D	A	B	C	D
79242	43	45	50	55	49	52	54	56
41413	20	21	22	26	23	24	25	27

$$ActWeight = 79,242 - \frac{(50 - 40) \times (79,242 - 41,413)}{50 - 22}$$

$$ActWeight = 65.731kg$$

Determinando o peso máximo em função do PCN.

Performance Básica - Prof Wesley

120

9- ACN / PCN

No Brasil e em muitos outros países é permitido que o peso de operação sobre o pavimento seja excedido ao máximo de forma eventual. A regra que diz quando essa exceção é aceita encontra-se no RBAC 153.103. Nela consta a possibilidade do ACN exceder o PCN em 5% para pavimentos rígidos ou 10% para pavimentos flexíveis, mas este overload está limitado a 5% das operações anuais do aeroporto (últimos 12 meses) e oeventos de operação com sobre peso devem ocorrer de forma espalhada ao longo do período. Veja um outro exemplo abaixo.

Flexible Pavement	Rigid Pavement
ACN 10% greater than PCN is allowed	ACN 5% greater than PCN is allowed

Example: **42/F/D/X/U**
 $42 + 10\% = 46.2$
 Considering 46.2 the actual PCN number, use the previous equation to calculate maximum weight to operate on this runway.
 Maximum Weight for PCN 42: **62,284kg**
 Maximum Weight for PCN 46.2: **67,763kg**

Regra que permite ACN maior que PCN.

Performance Básica - Prof Wesley

121

9- ACN / PCN

Existem 2 fatos interessantes a respeito deste assunto agora. Primeiro: a carga na roda pode ser maior em aeronaves menores? Sim! Ela pode ser maior.

E eu darei a você um exemplo. Vamos comparar o ACN de 2 diferentes modelos de aeronaves Boeing 787-9 e um A380. Tenha em mente que estas aeronaves tem a estrutura do trem de pouso muito diferente. O modelo Boeing tem uma configuração de 2 pernas no trem de pouso principal, cada perna com 4 rodas, isto é 8 rodas no total (desconsiderando o trem de pouso do nariz). O A380, no entanto, tem 4 pernas no trem de pouso principal. As pernas externas são compostas de 4 rodas cada e as pernas internas possuem 6 rodas cada, em um total de 20 rodas no trem de pouso principal.

Agora, quando você coloca 95% do peso máximo de decolagem de ambas as aeronaves e divide pelo número de rodas no trem de pouso principal, você verá que a carga em cada roda do B787-9 é de cerca de 30.110kg, enquanto no A380, cada roda suportará 27.408kg como mostrado na figura a seguir.

Performance Básica - Prof Wesley

122

9- ACN / PCN

Boeing 787-9

$\frac{253,558 \times 0.95}{8} = 30,110\text{kg}$

MTW x 0.95
Main Wheels

Airbus A380-800

$\frac{577,000 \times 0.95}{20} = 27,408\text{kg}$

Aircraft at MTW	Flexible				Rigid			
	A	B	C	D	A	B	C	D
B787-9	68	75	91	121	67	78	93	107
A380-800	60	68	79	108	58	68	81	94

Wheel load: B787-9 versus A380.

Performance Básica - Prof Wesley

123

9- ACN/PCN

Para finalizar, uma curiosidade: quando ocorre a maior pressão sobre o pavimento? Diferente do que muitos imaginam, a pressão maior sobre o pavimento ocorre durante o taxi para a pista e decolagem, momento em que o avião está mais pesado.

No ato do pouso a pressão é normalmente 38% daquela exercida na decolagem e vai gradativamente aumentando durante a desaceleração até um máximo de cerca de 83% da maior pressão na decolagem.

Performance Básica - Prof Wesley

124

9- ACN/PCN

Typical Jet Airliner

Pressão exercida sobre o piso em decolagem e pouso.

Performance Básica - Prof Wesley

125

9- ACN/PCN

Se você está interessado em aprender mais sobre ACN de muitos modelos de aeronaves, você pode acessar o website da FAA e baixar o software ICAO-ACN 1.0. Antes que você fique muito curioso, olhe o Antonov An225 abaixo.

Fokker 100	Tire Pressure (kPa)	1.117	SG	CBR	Flex t. mm	ACN Flex	t. MN/m ²	Rig t. mm	ACN Rig
H5125	Alpha Used	0.653	D	3.0	1.687.8	101.8	20.0	523.1	120.1
H5748	Flex 20yr Covs, P/C = 0.46	10.000	C	6.0	976.1	71.3	40.0	422.0	83.7
IL62	Flex 20yr Covs, P/C = 3.19	10.000	B	10.0	642.2	54.8	80.0	334.9	56.6
An-225	Rigid Cutoff (times ms)	5.00	A	15.0	465.2	47.1	150.0	275.3	41.1

Rigid Computation Finished

ACN extracted from ICAO-ACN 1.0 software.

Performance Básica - Prof Wesley

126


9- ACN/PCN

O que é um Visual Descend Point (VDP)?

De acordo com o AIM (Aeronautical Information Manual), o Ponto de Descida Visual (VDP, do inglês "Visual Descent Point") é definido como "um ponto definido no curso final de um procedimento de aproximação não-precisão em linha reta a partir do qual a descida normal do MDA até o ponto de toque na pista, pode ser iniciada, desde que o limiar da pista/daquela pista, ou luzes de aproximação, ou outras marcações identificáveis com o final da aproximação, daquela pista, estejam claramente visíveis para o piloto".

Como lembrete, na definição acima, o MDA é a altitude mínima de descida - a menor altitude para a qual você pode descer na final durante um procedimento padrão de aproximação por instrumentos (PAI) sem um plano de descida eletrônico fornecido.

Performance Básica - Prof Wesley




127

9- ACN/PCN

Durante a descida, é necessário permanecer na altitude mínima de descida ou acima dela até que você tenha a visibilidade necessária para descer com segurança e tenha adquirido uma das referências visuais aprovadas. Além disso, você deve estar em posição de fazer uma descida "normal" (ouseja, não excessivamente íngreme).

O ponto de descida visual é a posição a partir da qual você pode descer do MDA mantendo um plano de descida de 3 graus e pousar no ponto de toque.

Performance Básica - Prof Wesley



128

9- ACN/PCN


Qual a proposta do Ponto Visual de Descida (VDP)?

Fazer uma aproximação de não-precisão pode ser perigoso. A FAA e o NTSB tem identificado que aproximações desestabilizadas é a chave de fator contribuinte para acidentes em aproximações de não-precisão.

Quando executando uma aproximação de não-precisão, um dos perigos potenciais inclui:

M Mergulhar muito abruptamente e não conseguir se recuperar para altitude.	M Colidir com uma obstáculo durante a descida.	M Perceber abaixo da Altitude Mínima de Descida (MDA) muito cedo.	M Passar além do ponto seguro para o pouso.
--	--	---	---

Performance Básica - Prof Wesley



129

9- ACN/PCN

Ao iniciar sua descida final a partir da Altitude Mínima de Descida (MDA) ao alcançar o Ponto de Descida Visual e adquirir referência visual, você normalmente se colocará em um plano de descida de 3 graus em direção ao ponto de toque.

Este é o mesmo ângulo de planeio utilizado na maioria das abordagens de precisão. Utilizar o Ponto de Descida Visual para iniciar sua descida final ajuda a evitar um ângulo de descida final muito íngreme ou muito raso.