



# Desempenho de Aeronaves

---

# Decolagem

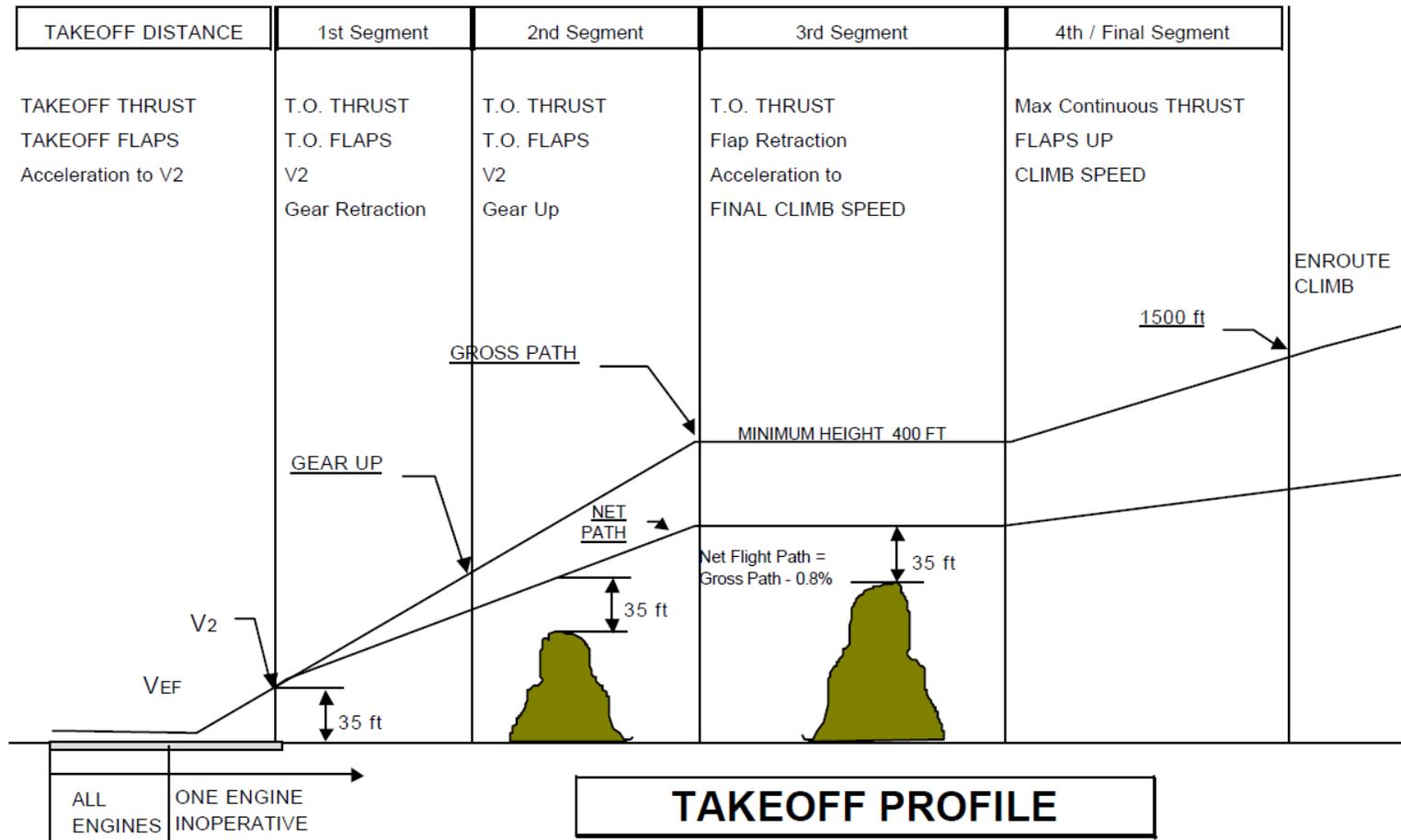
---

A operação segura para uma dada pista a uma dada condição atmosférica é uma informação importante, tanto para o projeto preliminar de uma aeronave, quanto para a sua operação.

A decolagem é considerada a primeira fase do voo. A sua duração depende dos regulamentos específicos estabelecidos pelas autoridades certificadoras.

# Decolagem

## Segmentos da decolagem



Gradientes mínimos OEI (One Engine Inoperative)		
	1º Segmento	2º Segmento
Bimotor	+	2.4%
Trimotor	0.3%	2.7%
Quadrimotor	0.5%	3.0%

**Gross path – real**  
**Net path – calculado (part 25.115)**

# Decolagem

---

**Net path:** é a trajetória calculada de modo a se verificar a folga para se livrar dos obstáculos. Começa a 35 ft de altura e deve ser determinada de modo a representar a trajetória real, reduzida por um fator do gradiente igual a:

- 0.8% para bimotor
- 0.9% para trimotor
- 1.0% para quadrimotor

Essas margens são um fator de segurança para se garantir a passagem sobre obstáculos no caso de erros introduzidos durante o planejamento da decolagem.

Segmentos da decolagem (FAR 25.115 e JAR 25.115)

**Distância de decolagem:** Corrida, falha do motor crítico (imediatamente antes da  $V_1$ ), rotação, início do voo e  $v_2$  a 35 ft. Usando rating de decolagem (take off thrust) em todos os motores até a falha, e então take off thrust no motor em operação. Flaps e slats na configuração de decolagem desde o início da corrida.

**1º segmento:** Inicia-se a 35 ft acima da superfície de decolagem (pode ser a pista) na  $V_2$ , e acaba com a retração completa do trem de pouso com velocidade igual a  $V_2$ , com um motor inoperante (OIE), T.O. thrust e flaps e slats de decolagem.

# Decolagem

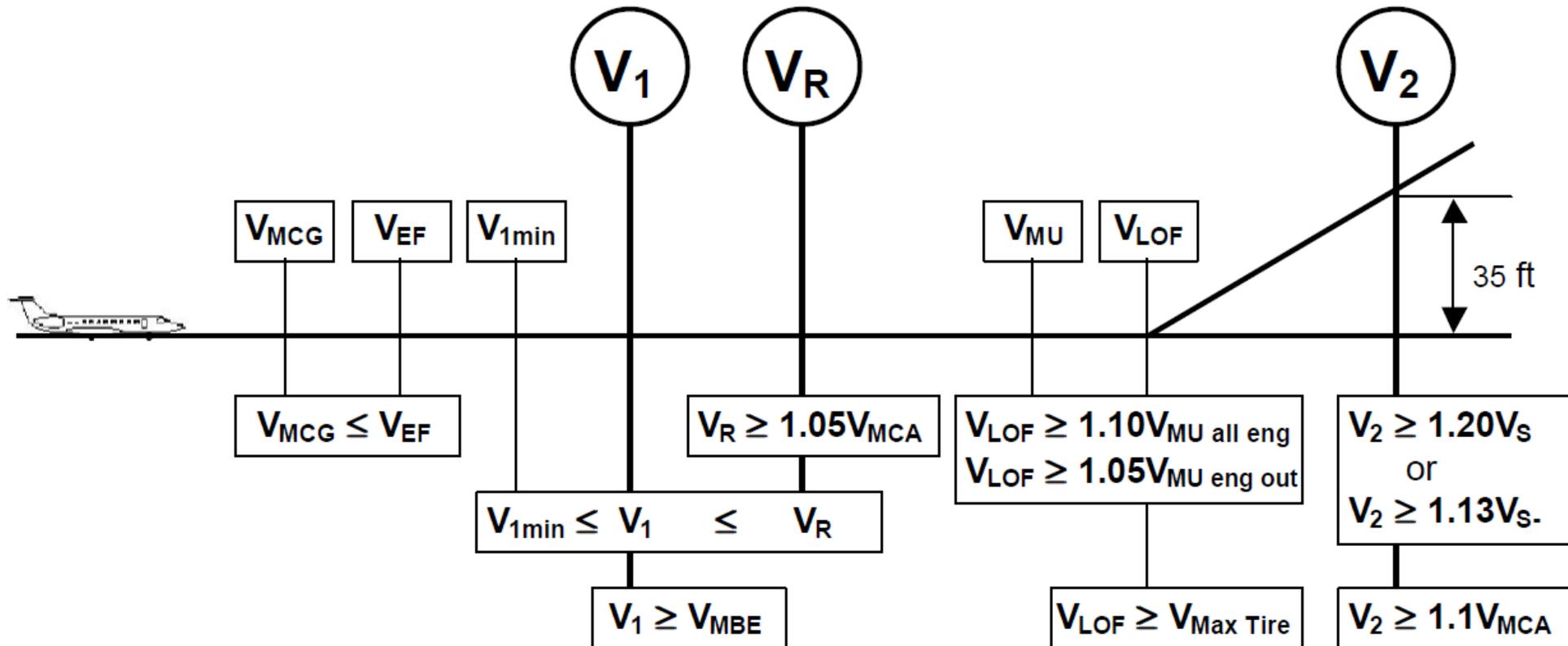
---

**2º segmento:** Do ponto que o trem de pouso está completamente recolhido, até o ponto que a aeronave nivela para recolher os flaps e slats. Esse nível depende dos obstáculos e deve ser de no mínimo 400 ft acima da pista. A aeronave permanece com T.O. thrust, OIE e flaps e slats de decolagem.

**3º segmento:** Do final do segundo segmento até o ponto que a aeronave fica com configuração de subida (flaps e trem recolhidos e velocidade de subida). A aeronave ainda permanece com T.O. thrust no motor operante (OIE). Este segmento é utilizado para a aeronave acelerar e recolher flaps. Nesse segmento a aeronave se encontra nivelada a uma altura mínima de 400 ft acima da pista.

**4º segmento:** Do ponto que a aeronave atinge a configuração de subida até uma altura de 1500 ft acima da pista (ou mais, se necessário para liberar obstáculos). Flaps recolhidos e maximum continuous no motor operante.

# Decolagem



# Decolagem

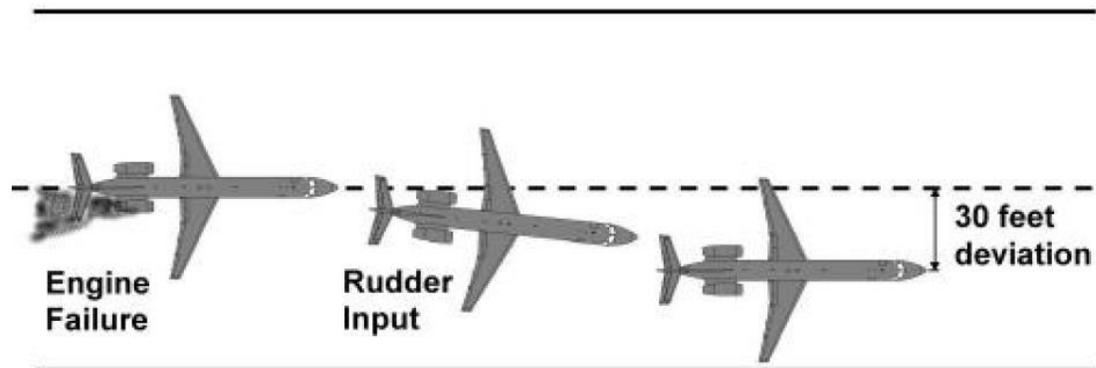
---

$V_1$ ,  $V_R$  e  $V_2$  (IAS) são velocidades que o piloto usa durante a decolagem. As outras velocidades devem ser certificadas e são utilizadas para o cálculo do desempenho e operação segura da aeronave. Por exemplo:

- $V_{LOF} \leq V_{MAX\ TIRE}$  garante que a aeronave não irá ultrapassar a velocidade máxima do pneu.
- $V_{1min} \leq V_1$  garante que na falha de um motor próximo a  $V_1$ , haverá controle direcional para prosseguir com a decolagem.
- $1.1V_{MCA} \leq V_2$  garante controle direcional

Definições das velocidades de decolagem:

- $V_{EF}$  é a velocidade de falha do motor crítico. Não pode ser menor que a  $V_{MCG}$ ;
- $V_{MCG}$  é a velocidade mínima de controle no solo. Definida como a velocidade, quando o motor crítico falha e se prossegue com a decolagem, é possível manter o controle direcional da aeronave utilizando somente superfícies aerodinâmicas (leme), não desviando mais do que 30 ft do centro da pista. Não é permitido utilizar o sistema direcional do trem de pouso.



# Decolagem

---

Definições das velocidades de decolagem:

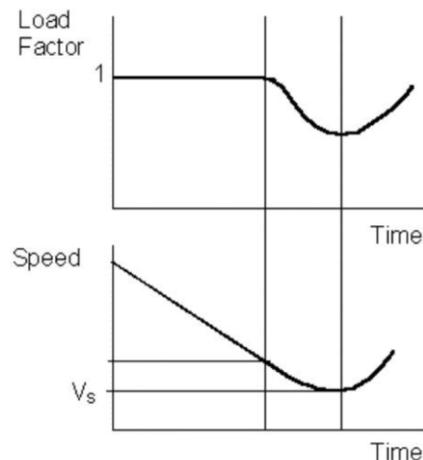
- $V_{1min}$  é a velocidade que o piloto reconhece a falha do motor (que ocorreu na  $V_{EF}$ ) e toma as primeiras atitudes para parar a aeronave;
- $V_1$  é a velocidade de decisão. Não pode ser menor que  $V_{EF}$  somada com a velocidade que a aeronave irá ganhar entre o intervalo da falha do motor até o ponto que o piloto reconhece a falha e toma ação para parar a aeronave. A velocidade na qual o piloto decide continuar ou não a decolagem irá resultar em: 1) Distância de decolagem até a aeronave atingir 35 ft (na  $V_2$ ), não irá exceder a distância de decolagem disponível; 2) Distância para a aeronave parar não irá exceder a distância disponível de acelerar e parar a aeronave.
- $V_2$  é a velocidade de decolagem definida como sendo a velocidade que a aeronave alcança a 35 ft de altura com um motor inoperativo.
  
- $V_{MBE}$  é a velocidade para máxima energia que o freio suporta para parar completamente a aeronave (Maximum Brake Energy speed).
- $V_{MU}$  é a velocidade mínima que a aeronave decola sem demonstrar alguma característica perigosa.  $V_{MU}$  é definida como sendo a velocidade mínima que o profundor tem potencia suficiente para rotacionar a aeronave para uma atitude que a mesma possa sair do chão. Limitada pela geometria, a parte traseira da aeronave encosta na pista antes da aeronave ter sustentação suficiente.
- $V_{MAX TIRE}$  é a velocidade máxima no solo para a qual os pneus foram certificados.
- $V_{LOF}$  é a velocidade que a aeronave sai do chão. Para aeronaves limitadas pela geometria  $V_{LOF} > 1.08V_{MU}$  (AEO) ou  $V_{LOF} > 1.04V_{MU}$  (OEI).
- $V_{MCA}$  é a velocidade mínima de controle no ar na qual ainda é possível controlar a aeronave com um ângulo de rolamento menor que  $5^\circ$ .
- $V_{MCL}$  é a velocidade mínima de controle no ar para pouso (configuração de pouso) na qual é possível controlar a aeronave com um ângulo de rolamento menor que  $5^\circ$ .
- $V_{FR}$  é a velocidade na qual o flap começa a ser recolhido (3º segmento-OEI).  $V_{FR} = V_2 + \Delta$ . Onde  $\Delta$  é função da velocidade de decolagem para uma dada configuração de flap. Para a condição AEO (all engines operative),  $V_{FR}$  é somente uma referência de velocidade para começar a recolher o flap.

# Decolagem

---

Definições das velocidades de decolagem:

- $V_{FS}$  é a velocidade no segmento final (Max. Cont., LG UP, Flaps UP). Deve ser maior que  $1.25V_S$  (ou  $1.18V_{S-1g}$ );
- $V_S$  é a velocidade de estol. É a velocidade mínima da aeronave durante uma manobra de estol com o CG mais adverso, Idle, comandada pelo profundor, levantando o nariz e provocando uma redução da velocidade com uma taxa de 1 kt/s.
- $V_{S-1g}$  é a velocidade de estol com 1g de fator de carga. Para várias aeronaves com asa enflechada, a  $V_S$  pode acontecer com um fator de carga menor que 1g ( $V_S$  inconsistente e não reproduzível). Adicionalmente, devido a definição de velocidade de estol, o ponto de velocidade mínima pode ter incertezas em sua definição devido ao Buffeting. A  $V_S$  é referência para várias velocidades operacionais da aeronave. De modo a remediar esse problema, a  $V_{S-1g}$  é determinada como a velocidade de estol onde as asas conseguem gerar sustentação com fator de carga de 1g.



# Decolagem

---

## Definições de distâncias de decolagem

- AEO (All Engines Operative) – Distância que a aeronave percorre desde  $V=0$  até atingir uma altura de 35 ft.
- AGD (Accelerate-Go Distance) – Distância para acelerar a aeronave até  $V_{EF}$  (AEO), então acelerar a aeronave (OEI) até 35 ft de altura.
- ASD (Accelerate-Stop distance) – A ASD deve ser a maior de: 1) acelerar a aeronave até a  $V_1$ , manter essa velocidade por 2s e então parar a aeronave com AEO. 2) acelerar a aeronave até  $V_{EF}$  com AEO, então acelerar até a  $V_1$  com OEI, manter essa velocidade por 2s, e então desacelerar a aeronave até a parada (OEI). Os 2s são contados com a aeronave acelerando!

A desaceleração da aeronave considera apenas o uso dos freios das rodas e os speedbrakes extendidos. Os reversos não são considerados para o caso de pista seca, porém podem ser considerados para os casos de pista molhada ou contaminada.

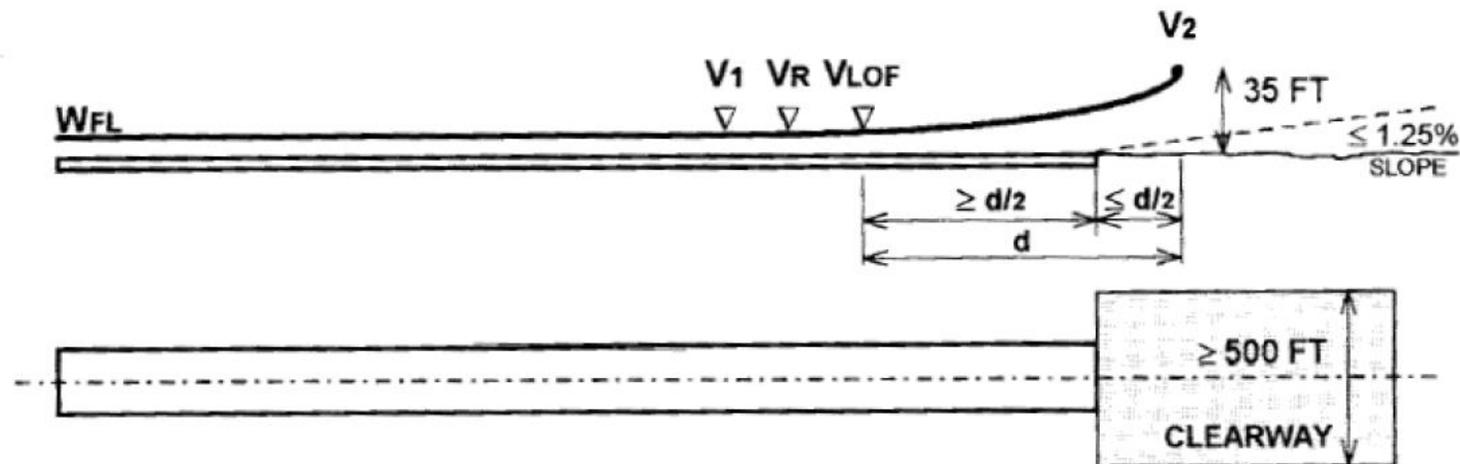
A ASD deve ser calculada considerando os seguintes tempos:

- Reconhecimento da falha do motor na  $V_{EF}$  e tomar as ações necessárias para parar a aeronave, deve ser demonstrada por ensaios e não deve ser menor do que 1s.
- 2s de intervalo na  $V_1$ .
- Tempo para o motor desacelerar para o Idle (ensaio)
- Tempo para aplicar o freio e extender os speedbrakes (ensaio)

# Decolagem

Definições de distâncias de decolagem

- Clearway (CWY)



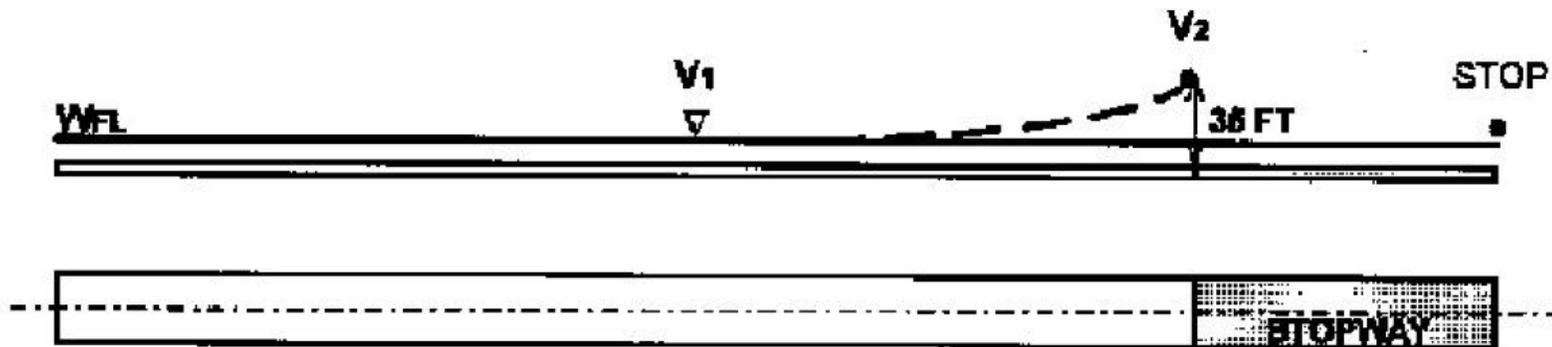
Controle do aeroporto;  
Sem obstáculos acima de 1.25% de inclinação

# Decolagem

---

Definições de distâncias de decolagem

- Stopway (SWY)



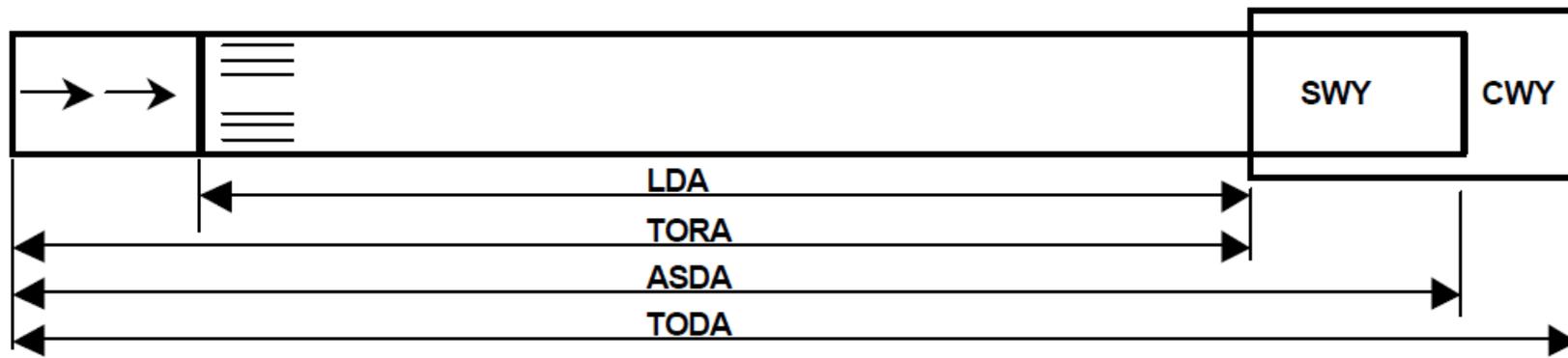
Capaz de suportar o peso da aeronave sem causar danos estruturais na aeronave  
Usada para desacelerar a aeronave durante uma decolagem abortada

# Decolagem

---

Definições de distâncias de decolagem

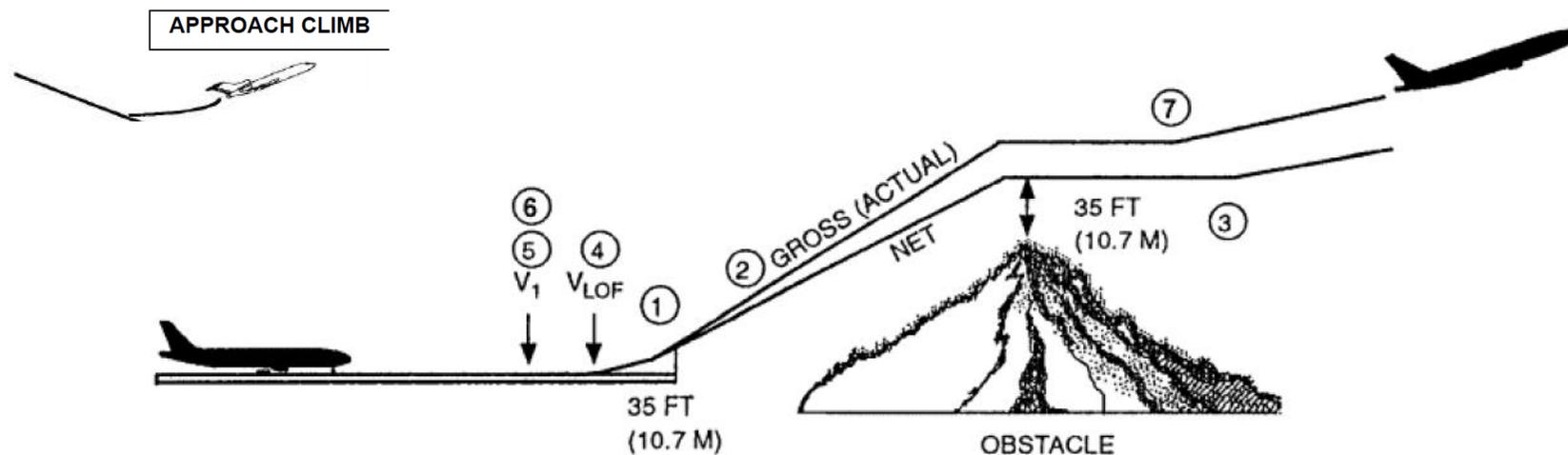
- LDA – Landing Distance Available;
- TORA – Takeoff run Available;
- TODA – Takeoff Distance Available
- ASDA – Accelerate Stop Distance Available



# Decolagem

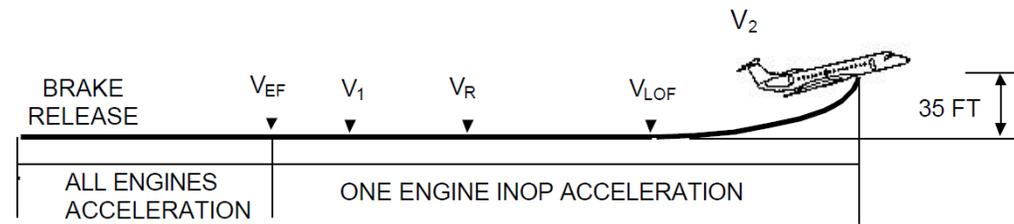
Limitações de peso de decolagem

1. Comprimento da pista
2. Subida
3. Obstáculos
4. Velocidade do pneu
5. Brake Energy
6.  $V_1$  min (pista contaminada)
7. 5 min com Takeoff thrust
8. Approach-Climb

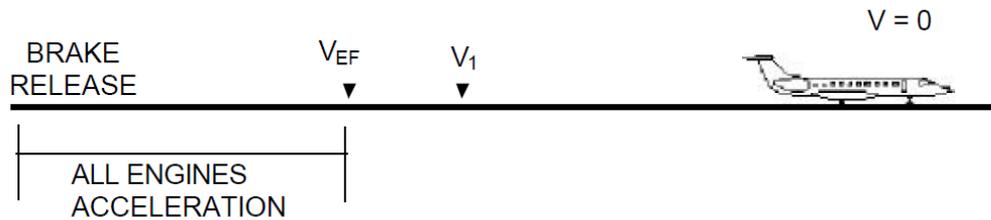


# Decolagem

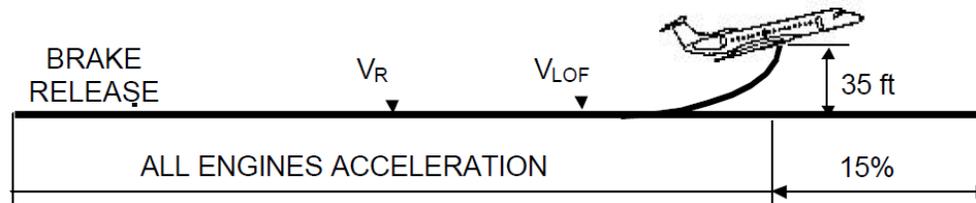
Limitações de comprimento de pista limitado pelo peso de decolagem:  
O comprimento da pista é o maior de:



AGD – Accelerate-Go distance



ASD – Accelerate-Stop distance

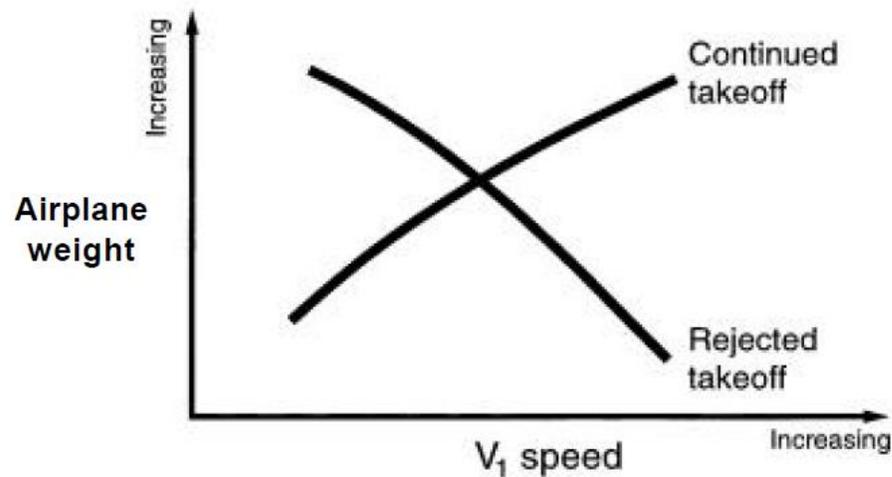


115% para AEO Distance

# Decolagem

---

Efeito da  $V_1$  no peso de decolagem



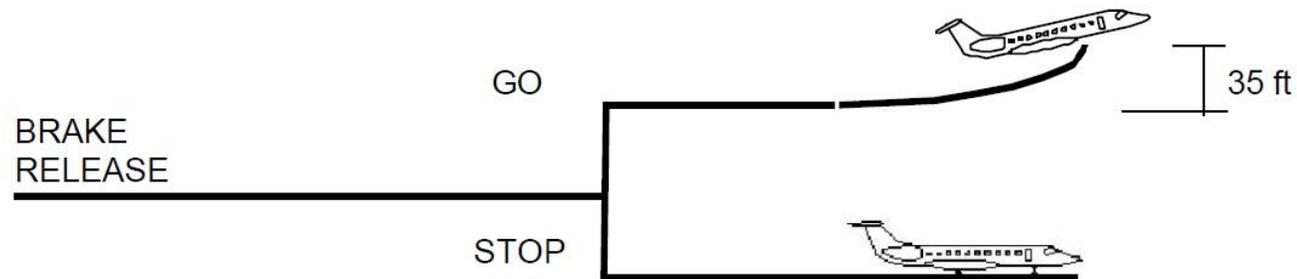
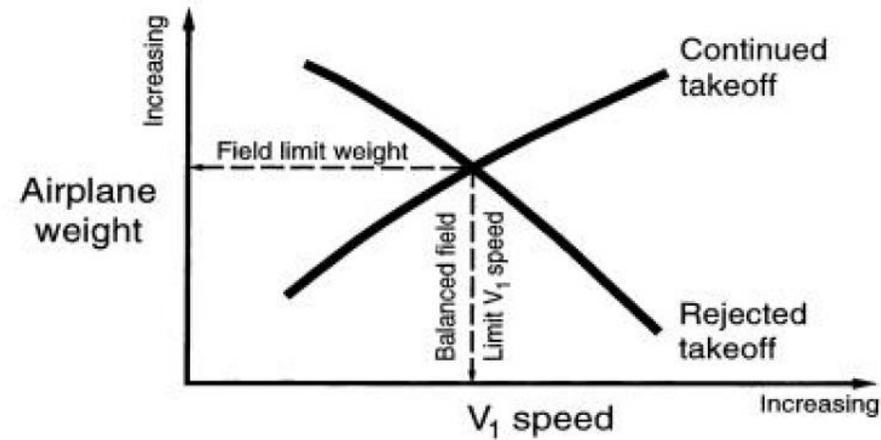
Para uma dada pista, um aumento na  $V_1$  resulta em um TOW maior, devido a redução do tempo e distância para acelerar entre a  $V_{EF}$  e  $V_R$ . Por outro lado, resulta em uma redução do TOW para abortar a decolagem devido a uma maior energia cinética.

A intersecção das curvas define o peso máximo de decolagem que atende, simultaneamente, os critérios de “rejected takeoff” e “continued takeoff”.

Se esse peso for menor que o TOW para AEO, o TOW será limitado pelas condições do aeroporto (slide anterior).

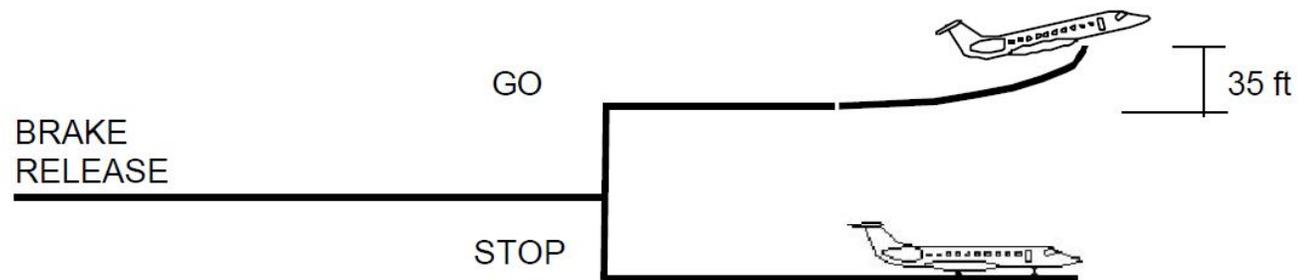
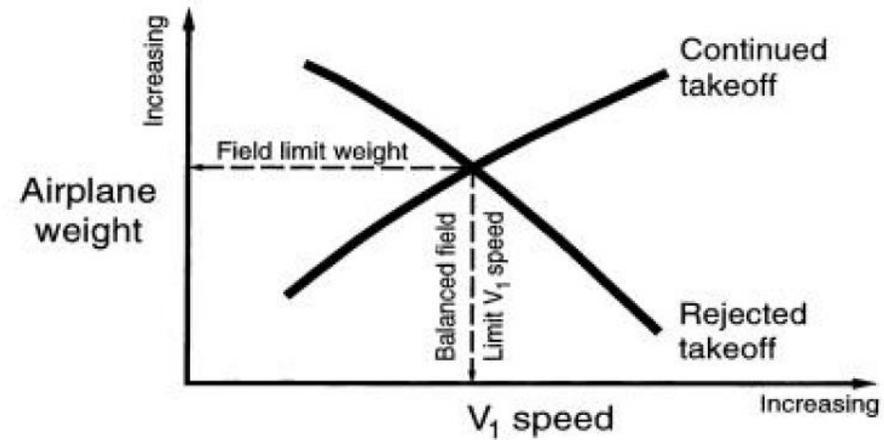
# Decolagem

Comprimento de pista balanceado  
AGD=ASD  
 $V_1$  Balanceada.



# Decolagem

Comprimento de pista balanceado  
AGD=ASD  
 $V_1$  Balanceada.



# Decolagem

---

## Comprimento de pista balanceado

Se a falha do motor crítico ocorrer, considerando uma operação normal com TOW menor que o peso limitado pela pista, o piloto pode continuar, ou abortar a decolagem (a depender se a falha ocorrer antes ou depois da  $V_1$ ), e atingir 35 ft ou parar antes do fim da pista. Para esse caso, a  $V_1$  é conhecida como  $V_1$  balanceada.

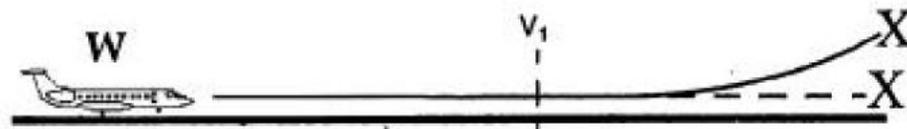
## Comprimento de pista desbalanceado

**Padrão:** Para uma decolagem padrão ( $V_1$  balanceada), a distância horizontal que a aeronave utiliza para subir até 35 ft é igual a distância necessária para parar a aeronave a partir da  $V_1$ .

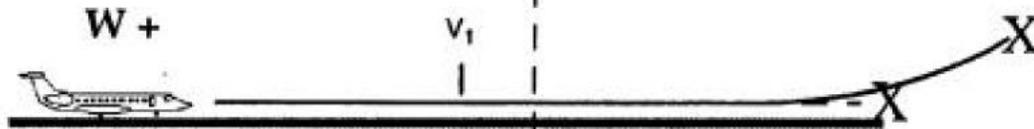
**Clearway:** Se existir clearway no aeroporto, o ponto que a aeronave atinge 35 ft pode ser sobre a clearway. Esse procedimento permite decolar com maior peso, pois há uma distância maior para atingir os 35 ft. Porém esse TOW maior necessita de uma  $V_1$  menor para que a aeronave consiga parar na pista. Esse caso, tanto o comprimento de pista, quanto a  $V_1$  são desbalanceadas.

**Stopway:** Se existir stopway no aeroporto, a distância para a parar a aeronave a partir da  $V_1$  é maior. A stopway, também permite aumentar o TOW, porém, nesse caso, a  $V_1$  deve ser maior para garantir que a aeronave suba até 35 ft sobre a pista. Novamente, esse caso é conhecido como pista e  $V_1$  desbalanceados.

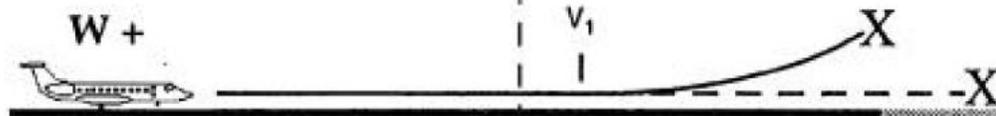
# Decolagem



**STANDARD TAKEOFF**  
- BALANCED  $V_1$

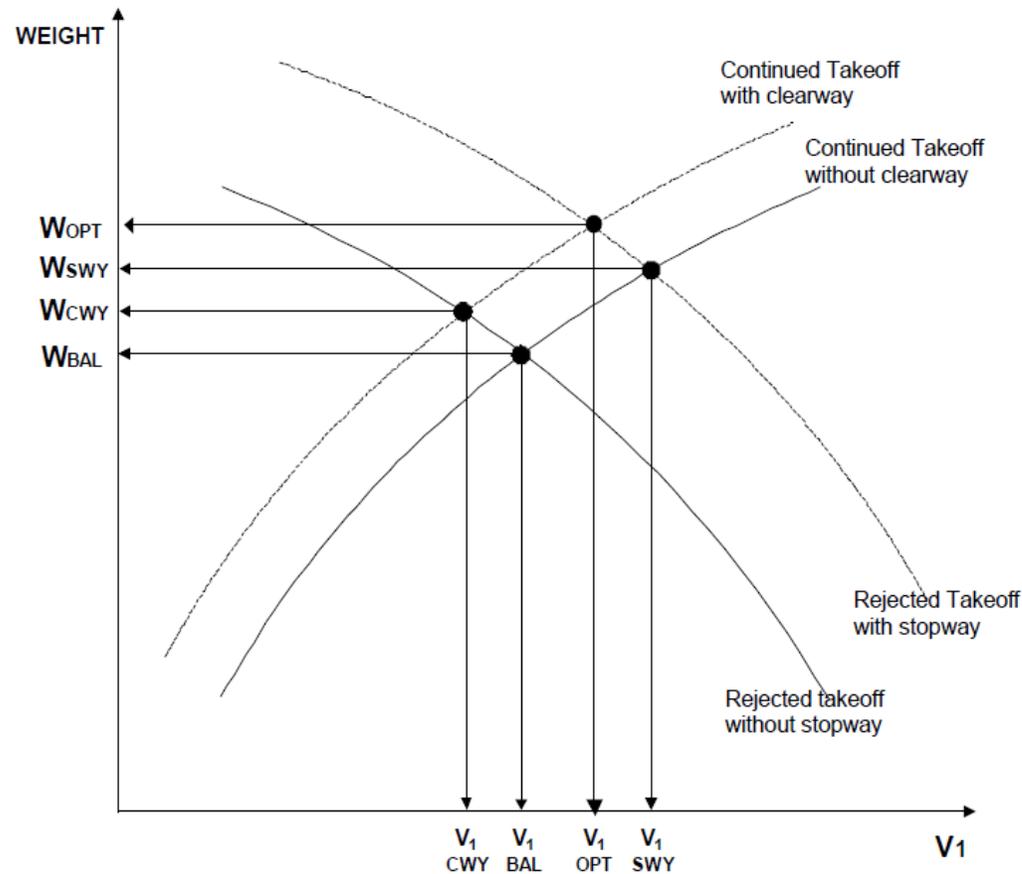


**CLEARWAY**  
- HIGHER WEIGHT  
- LOWER  $V_1$  THAN STANDARD  
- UNBALANCED



**STOPWAY**  
- HIGHER WEIGHT  
- HIGHER  $V_1$  THAN STANDARD  
- UNBALANCED

# Decolagem



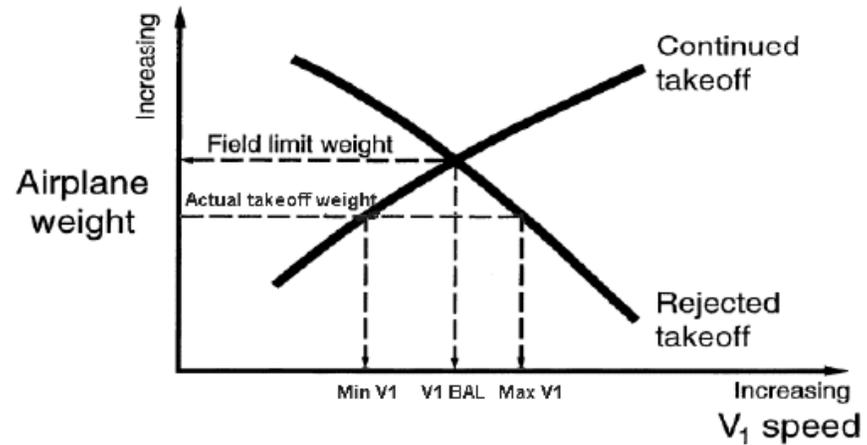
Onde  $V_{1\text{opt}}$  é a  $V_1$  otimizada calculada usando clearway e stopway.

Na figura ao lado,  $V_{1\text{CWY}}$ ,  $V_{1\text{SWY}}$  e  $V_{1\text{opt}}$  são para  $V_1$  desbalanceada. O comprimento de pista máximo limitado por peso é o  $W_{\text{opt}}$  com  $V_{1\text{opt}}$ .

Via de regra,  $V_{1\text{CWY}}$  é sempre menor que a  $V_{1\text{BAL}}$ , e  $V_{1\text{SWY}}$  é sempre maior que  $V_{1\text{BAL}}$ .

# Decolagem

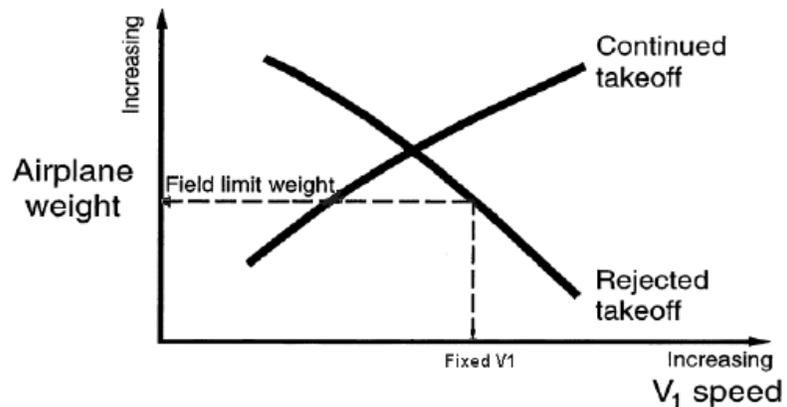
Valores máximos e mínimos para  $V_1$ .



Se o TOW for menor que  $W_{bal}$ , e se usar a mínima  $V_1$ , a aeronave irá alcançar os 35 ft no final da pista, mas irá parar (partindo da  $V_1$ ) antes do final da pista. No caso de se escolher a máxima  $V_1$ , a aeronave irá parar no final da pista, mas irá alcançar os 35 ft de altura, antes do final da pista.

# Decolagem

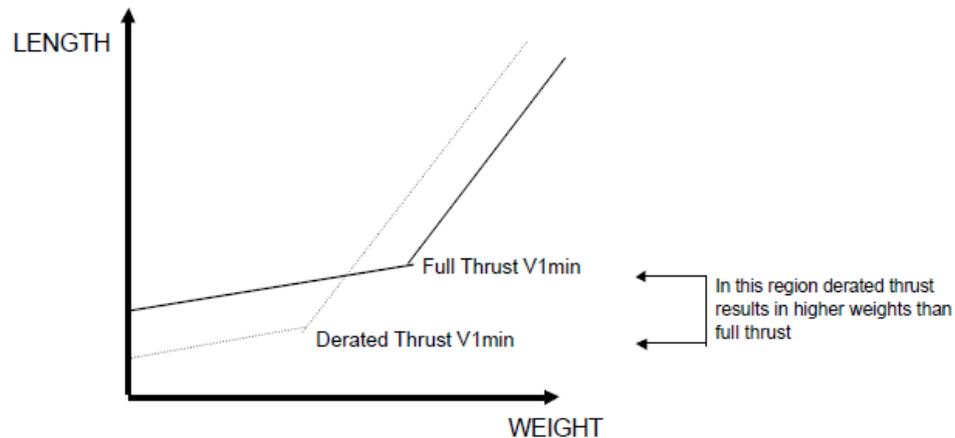
Valores máximos e mínimos para  $V_1$ .



De modo a simplificar os procedimentos para o piloto, considerando as velocidades utilizadas para a decolagem, algumas companhias aéreas utilizam somente um valor de  $V_1$ . Nesses casos, as companhias adotam  $V_1 = V_R$  (para todos os TOW, temperatura e vento). Isso simplifica a determinação da  $V_1$  porém pode penalizar o peso de decolagem limitado pela pista.

# Decolagem

TOW limitado pela  $V_{1 \min}$



Em cálculos de decolagem desbalanceado, onde é possível usar vários valores de  $V_1$ , pode ocorrer que a  $V_{1 \text{ opt}}$  seja menor que a  $V_{1 \text{ min}}$ . Esse caso pode ocorrer no caso de pista molhada, onde a  $V_1$  é baixa devido ao baixo desempenho de frenagem da aeronave.

Quando isso ocorrer, deve-se aumentar a razão  $V_1/V_R$  penalizando o TOW ( $V_{1 \text{ min}}$  Limited).

Em alguns casos, a limitação por  $V_{1 \text{ min}}$  pode ser contornada diminuindo o empuxo do motor, pois irá diminuir a  $V_{\text{MCG}}$  e, portanto, a  $V_{1 \text{ min}}$ .

# Decolagem

---

Pista molhada, contaminada e escorregadia.

**Pista molhada:** é definida como o asfalto tendo aparência brilhante, com profundidade de água de até 3 mm. (FAR 25 Amendment 25-92)

**Pista contaminada:** uma pista é considerada contaminada quando mais que 25% de sua superfície está coberta com água parada com profundidade maior que 3 mm. Neve e lama também são considerados fatores para contaminar a pista, mas possuem regulamentos específicos baseados na sua profundidade.

**Pista escorregadia:** uma pista é considerada escorregadia quando há acúmulo de neve compactada ou gelo, reduzindo a eficiência dos freios durante a desaceleração da aeronave. Por outro lado, as forças retardantes são consideradas desprezíveis durante o processo de aceleração.

Impactos no comprimento de pista:

Pista contaminada provoca dois efeitos nos cálculos de distância de decolagem:

- 1) Reduz o coeficiente de atrito entre o pneu e a pista, aumentando a distância para desacelerar a aeronave;
- 2) Aumenta o arrasto entre a aeronave e a pista devido a neve, lama ou água acumulada na pista, aumentando a distância para acelerar até a  $V_1$  assim como a decolagem com AEO, mas também diminui a distância para desacelerar a aeronave a partir da  $V_1$ .

Para os casos de pista molhada e escorregadia, não ocorre forças retardantes, então a distância necessária para acelerar até a  $V_1$  não é afetada, assim como a distância de decolagem AGD e AEO, por outro lado, a distância para desacelerar a aeronave a partir da  $V_1$  é bastante afetada.

# Decolagem

---

Pista molhada, contaminada e escorregadia.

Portanto, para um dado TOW, a distância de decolagem irão aumentar, afetando também os TOW relacionados com obstáculos.

Por essas razões, a  $V_1$  deve ser recalculada. A redução na  $V_1$  é maior para pistas molhadas e escorregadias do que para pistas contaminadas. Podem ocorrer também problemas relacionados a  $V_{1\min}$ , o que leva a redução do TOW.

Para não penalizar de maneira excessiva a operação de aeronaves em pistas molhadas, escorregadias e contaminadas, a autoridade europeia permite uma redução para 15 ft de altura ao invés dos 35 ft utilizados para os cálculos com pista seca.

Coeficiente de atrito.

O coeficiente de atrito entre pneu e pista utilizado nos cálculos para pista seca é obtido através de ensaios, sendo função da velocidade, e seu valor médio gira em torno de 0.4.

Para pistas molhadas, uma correção deve ser aplicada, sendo função da velocidade da aeronave. Normalmente esse coeficiente de atrito é da ordem de 0.25.

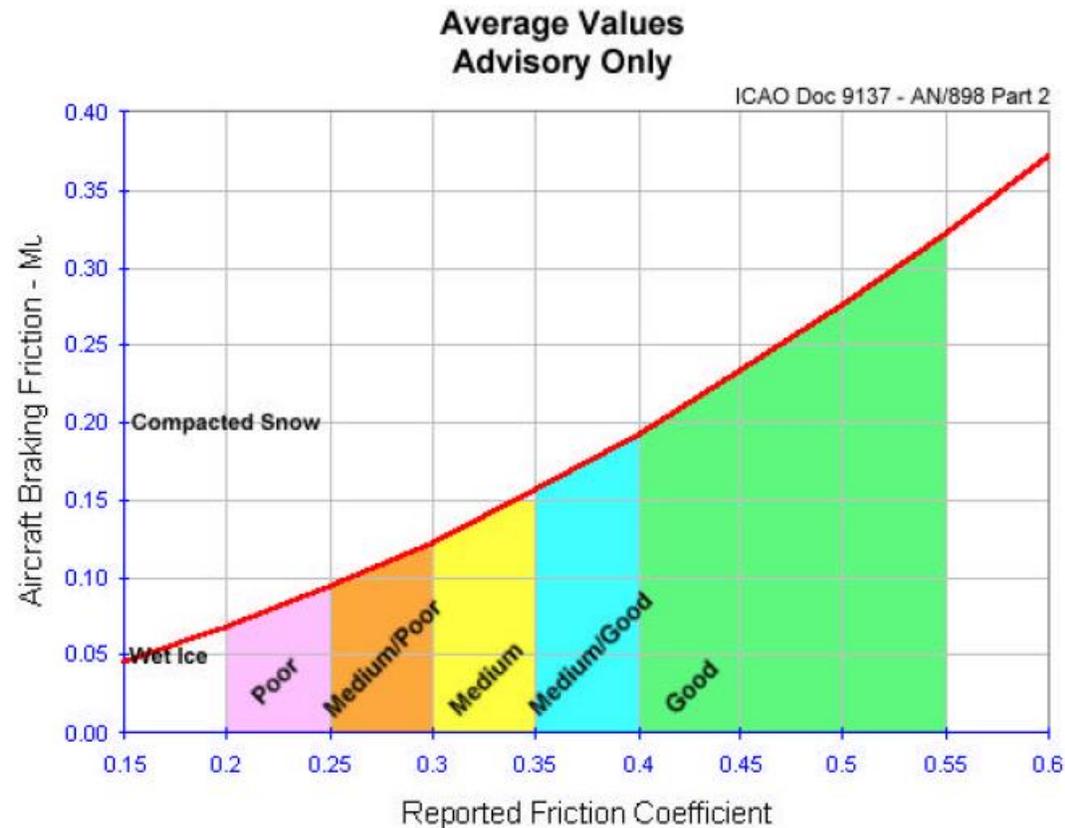
No caso de pistas contaminadas, os cálculos do desempenho de decolagem, considera o coeficiente de atrito como sendo 25% do coeficiente de pista seca. Por outro lado, as forças resistivas são funções da profundidade do contaminante.

No caso de pistas escorregadias, o coeficiente de atrito é de 0.05 para gelo e de 0.2 para neve compactada.

# Decolagem

Pista molhada, contaminada e escorregadia.

Portanto, para um dado TOW, a distância de decolagem irão aumentar, afetando também os TOW relacionados com obstáculos.

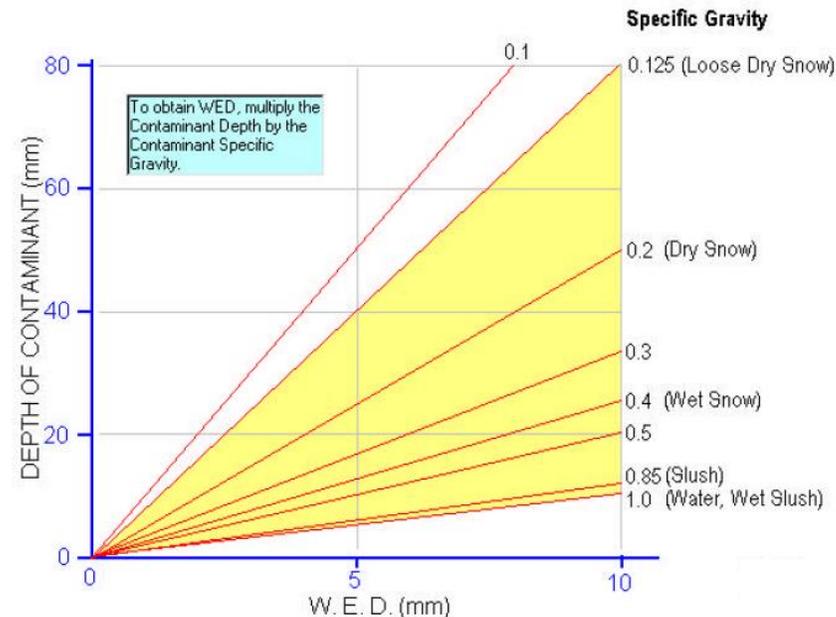


# Decolagem

Pista molhada, contaminada e escorregadia.

**Profundidade equivalente de água:** Como cada tipo de contaminante para a pista possui características diferentes, seria necessário elaborar um manual diferente (AFM-Aircraft Flight Manual) para os cálculos de desempenho de pista para cada tipo de contaminante (lembrando que a neve pode possuir várias características diferentes como neve fresca, neve molhada, etc).

De modo a reduzir essa quantidade de cartas de desempenho, foi criado o conceito de profundidade equivalente de água (WED – Water Equivalent Depth).



# Decolagem

---

Pista molhada, contaminada e escorregadia.

Operação em condição de gelo: Condição de gelo é possível sempre que a temperatura estática do ar (SAT) no solo, ou a temperatura total do ar (TAT) em voo for menor que  $10^{\circ}\text{C}$  e com umidade visível (nevoeiro, nuvem, chuva, etc). Essa condição pode levar a problemas de ingestão de contaminantes pelo motor ou congelar os sensores da aeronave. Portanto, em condição de gelo, a operação da aeronave deve ser feita com sistema anti-gelo ligado.

# Decolagem

---

Peso de decolagem limitado por energia absorvida pelos freios.

Durante a aplicação dos freios, a energia cinética da aeronave é transformada em energia térmica pelos freios. Se for gerada mais energia do que a capacidade dos freios, estes podem ser destruídos e, então perder a sua funcionalidade. Portanto, há uma velocidade máxima na qual os freios podem ser aplicados sem sofrer danos ( $V_{MBE}$ ). Essa velocidade depende do TOW, temperatura ambiente, pressão ambiente, inclinação da pista e da componente de vento. Quando a  $V_{1\text{ opt}}$  precisa ser reduzida para não exceder a  $V_{MBE}$ , há uma diminuição do TOW.

# Decolagem

---

Peso de decolagem limitado por energia absorvida pelos freios.



# Decolagem

---

Peso de decolagem limitado por velocidade dos pneus.

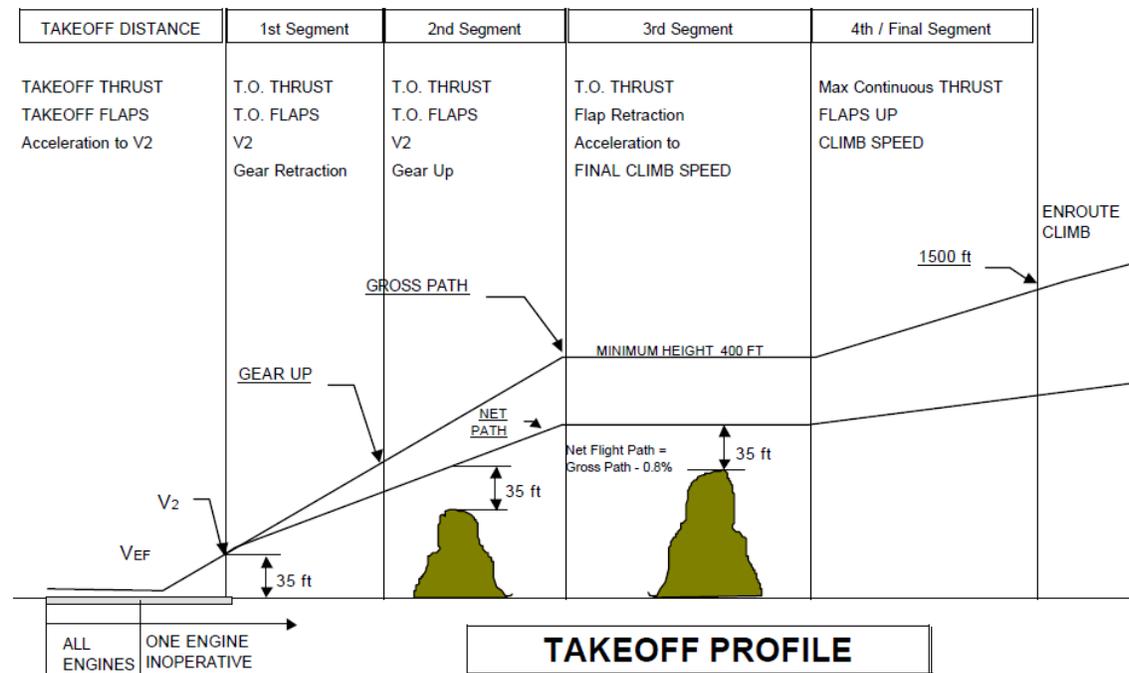
Pneus possuem uma velocidade máxima certificada de modo a não sofrer danos estruturais. Acima dessa velocidade, a estrutura do pneu pode não suportar os danos causados pelas forças centrífugas. Essa velocidade pode reduzir o valor de  $V_{LOF}$ , o que leva a uma redução do TOW.

# Decolagem

Peso de decolagem limitado pela subida (WAT – Weight Limited by Altitude and Temperature).

Essa limitação está relacionada com os gradientes mínimos dos segmentos de decolagem. Tipicamente, o gradiente do segundo segmento é o mais restrito (não é uma regra geral!).

Como visto anteriormente, a fase no ar da decolagem é dividida em diversos segmentos:



# Decolagem

Peso de decolagem limitado pela subida (WAT – Weight Limited by Altitude and Temperature).

A decolagem se inicia com a aeronave alinhada com a pista, parada, até atingir a altura de 1500 ft ou completar a transição para a configuração de subida (a maior altitude entre essas duas opções), com uma velocidade nunca inferior que  $1.25 V_s$  OEI. Segundo a FAR 25.121, temos os seguintes gradientes mínimos:

Segment	CONFIGURATION				MINIMUM GRADIENT		
	Gear	Flaps	Thrust	Speed	Number of Engines		
					2	3	4
1	down	takeoff position	Takeoff thrust on operating engines	V <sub>2</sub>	positive	0.3 %	0.5 %
2	up				transition	acceleration	2.4 %
3		1.2 %	1.5 %	1.7 %			
4		retracted	Max. Continuous	V <sub>FS</sub>			

OBS: 3º segmento, acima de 400 ft a aeronave tem que ser capaz de manter um gradiente mínimo de 1.2%!

$$(T-D)/W=0.012$$

$$T-D=0.012 \cdot m \cdot g = m \cdot a$$

$$a = 0.012g \text{ m/s}^2$$

A aeronave deve ter capacidade de aceleração mínima de  $0.012g \text{ m/s}^2$  nesse segmento.

# Decolagem

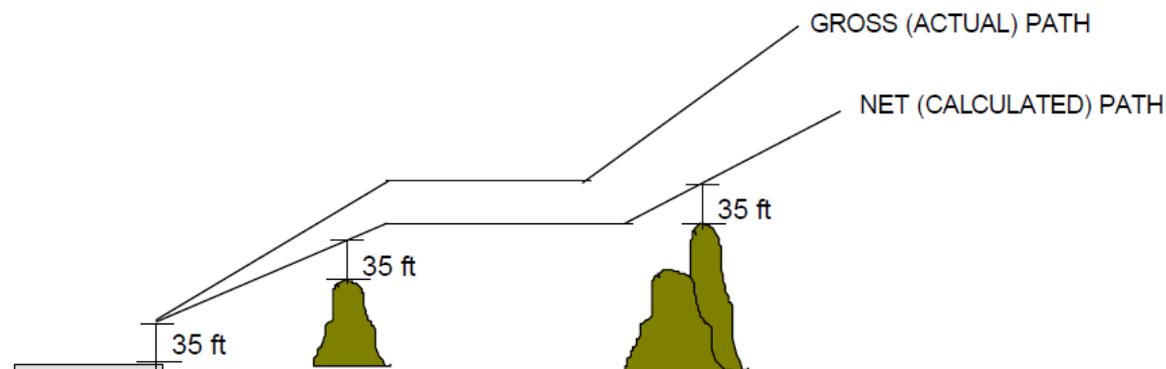
---

Peso de decolagem limitado por obstáculo.

Durante a decolagem, a aeronave deve livrar os obstáculos com no mínimo de 35 ft de altura vertical.

A trajetória net (líquida fica estranho em português!), é utilizada para garantir uma segurança para livrar os obstáculos, reduzindo os gradientes mínimos OEI, subtraindo deles os seguintes valores para obter o net path.

0.8% for two-engined aircraft;  
0.9% for three-engined aircraft;  
1.0% for four-engined aircraft.



Quando ocorre a redução dos 35 ft para 15 ft de altura sobre a pista devido a pista contaminada, os cálculos devem começar a 15 ft ao invés de 35 ft!

# Decolagem

---

Métodos para se livrar obstáculos:

O primeiro passo para se verificar se a aeronave livra todos os obstáculos é elaborar a trajetória net, baseado no TOW baseado no comprimento de pista. Nesse caso a trajetória net começa a 35 ft acima da pista.

Se a trajetória net não livra os obstáculos com no mínimo de 35 ft, deve-se reduzir o TOW, aumentando assim o gradiente de subida, até que a trajetória net livre os obstáculos com no mínimo de 35 ft. Para se realizar essa redução do TOW temos 3 métodos:

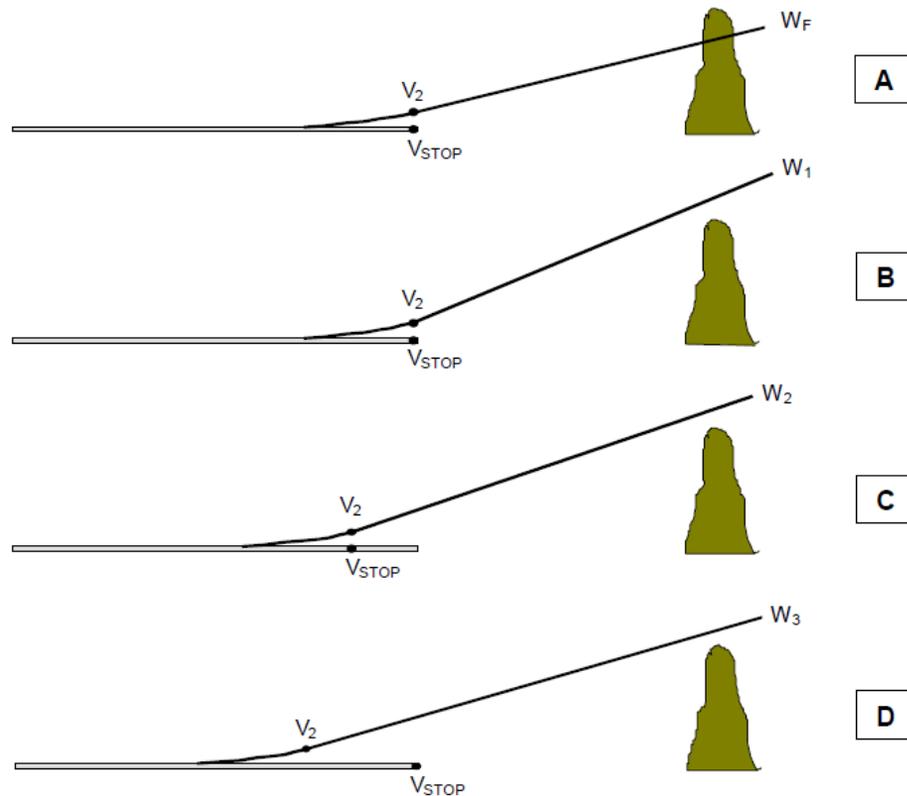
1º método: reduzir o TOW, não contabilizando a possibilidade de usar uma distância menor de decolagem (figura B do próximo slide). Nesse caso, o ponto onde a trajetória começa permanece com 35 ft no final da pista.

2º método: reduzir o TOW, mas utilizando da possibilidade de se realizar uma decolagem mais curta (maior distância até o obstáculo), mas mantendo comprimento de pista balanceado (figura C do próximo slide).

3º método: reduzir o TOW, utilizando a possibilidade de se realizar uma decolagem mais curta, mas utilizando comprimento de pista desbalanceada (figura D do próximo slide)

# Decolagem

Métodos para se livrar obstáculos:



Pode-se demonstrar, que utilizando esses métodos, temos:

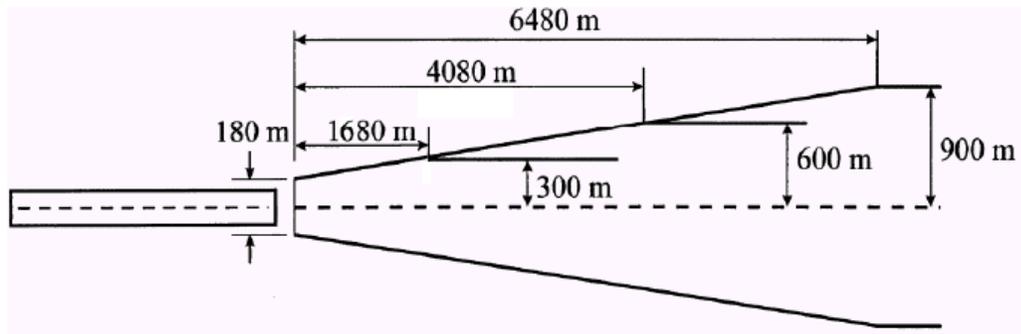
$$W_F > W_3 > W_2 > W_1$$

Portanto, o método 3 resultará em um maior TOW com uma  $V_1$  maior, e eventualmente  $V_1 = V_R$ .

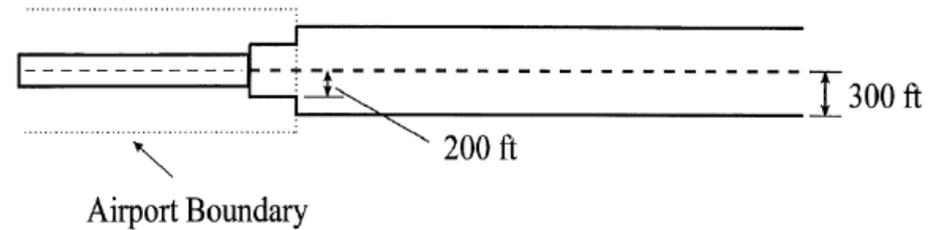
# Decolagem

Área para se considerar os obstáculos:

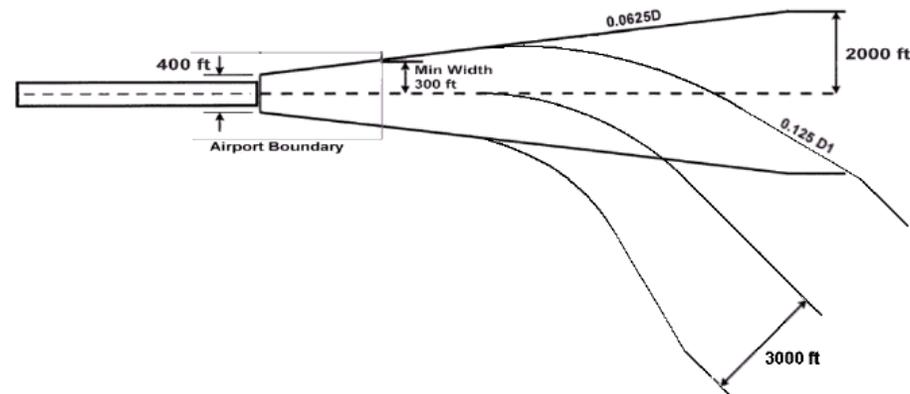
ICAO (annex 6 and 14) and JAA (JAR-OPS 1.495)



FAA (FAR 121.189) and CTA (RBHA 121.189):



FAA (Draft AC 120-OBS)



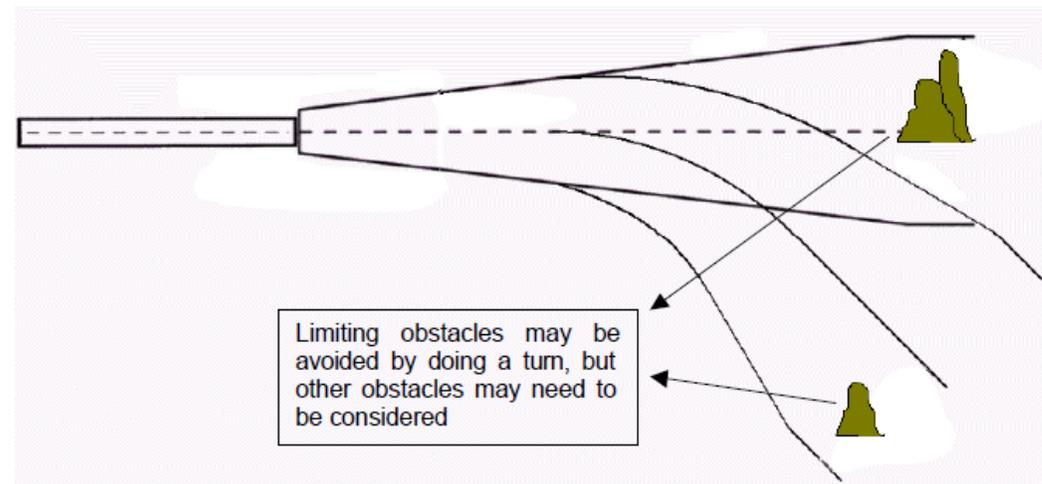
# Decolagem

---

Curvas:

Em diversas situações, é interessante considerar a execução de curvas durante a fase de voo da decolagem, podendo assim:

- Eliminar a necessidade de transpor obstáculos, aumentando o TOW
- Procedimento de contingência podem ser necessários caso, na falha de 1 motor, a aeronave não seja capaz de manter o procedimento de decolagem por instrumentos de determinado aeroporto, o qual pode demandar outros gradientes de subida.



# Decolagem

---

Curvas:

Deve-se considerar os seguintes itens para se fazer uma análise de curva na decolagem:

A possibilidade de se introduzir novos obstáculos na trajetória de voo.

Limitar a  $V_2$  de modo a restringir o raio de curva da aeronave

Diminuir o gradiente de subida durante a execução da curva

Para o FAA e o CTA, a altura mínima permitida para se iniciar uma curva é de 50 ft com uma inclinação máxima de  $15^\circ$ . Pode-se inclinar mais a aeronave (até  $25^\circ$ ), porém deve-se aumentar a velocidade e as penalidades aplicadas ao gradiente de subida. Para a EASA, a inclinação máxima é dada conforme a tabela abaixo:

All Engines Operative:  $25^\circ$  at  $V_2 + 10$

One Engine Inoperative:  $15^\circ$  at  $V_2$

One Engine Inoperative:  $20^\circ$  at  $V_2 + 5$

One Engine Inoperative:  $25^\circ$  at  $V_2 + 10$

Ainda, de acordo com a EASA, durante a execução da curva, a aeronave deve livrar os obstáculos com no mínimo de 50 ft ao invés de 35 ft.

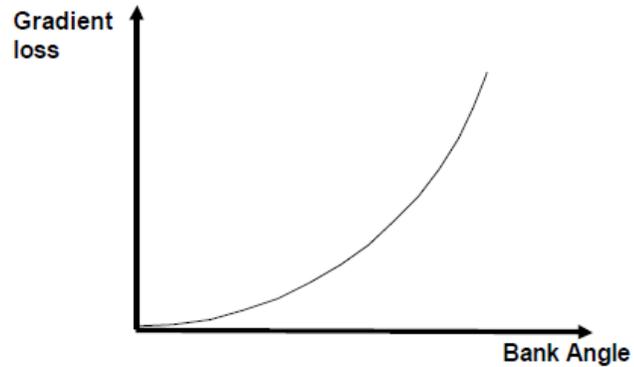
# Decolagem

---

Curvas:

Como apresentado anteriormente caso a inclinação da curva supere os  $15^\circ$ , a  $V_2$  deve ser aumentada, de modo a prover uma margem de segurança maior em relação a velocidade de estol e manter o controle da aeronave em níveis seguros.

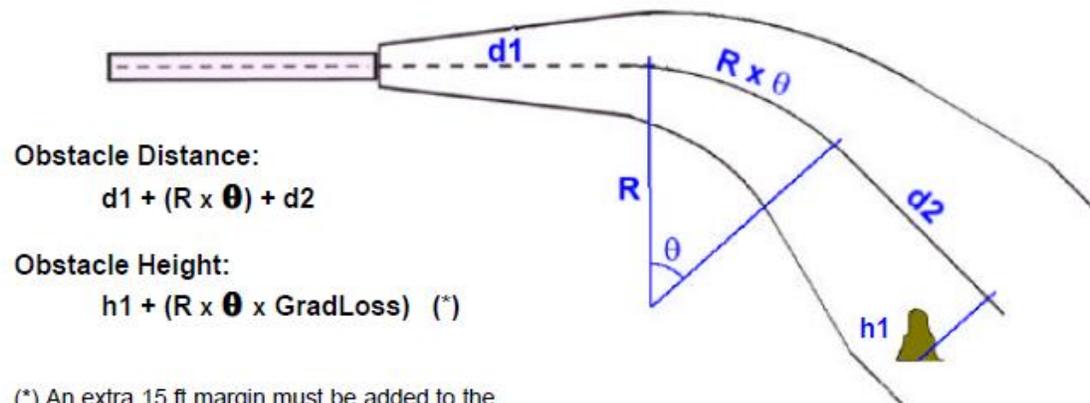
Para o caso de voo com a aeronave inclinada, deve-se aplicar reduções no gradiente de subida.



# Decolagem

Curvas:

A diminuição do gradiente em curvas deve ser considerada para livrar os obstáculos encontrados na trajetória de decolagem, aumentando a altura dos obstáculos de acordo com sua distância da trajetória, obtendo assim, uma altura equivalente do obstáculo.



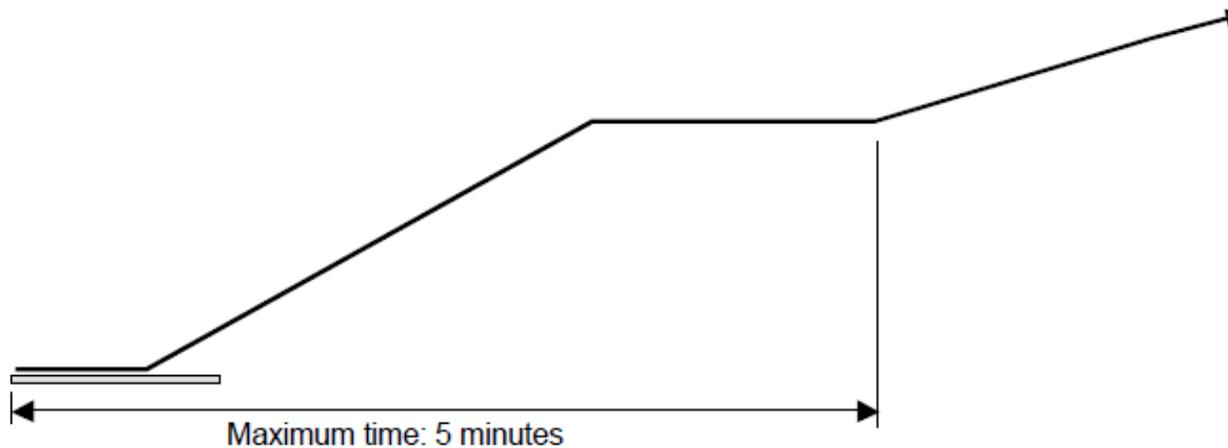
(\*) An extra 15 ft margin must be added to the adjusted obstacle height if the obstacle is cleared during a turn with bank angle greater than 15 degrees (JAR-OPS 1.495(c)(2): 50ft net clearance instead of 35ft).

# Decolagem

---

## 2º segmento estendido

Algumas aeronaves são certificadas para um segundo segmento estendido até o ponto até o tempo de 5 (ou 10) minutos com potencia de decolagem é atingido, e então o 3º segmento pode ser completado com o maximum continuous. Esse método permite a otimizar a liberação de obstáculos, podendo aumentar o TOW, principalmente nos casos de obstáculos altos e distantes da pista.



# Decolagem

---

## Limitações devido ao Approach-Climb

De acordo com a FAR/JAR 25.1001, se na aeronave não estiver instalado um sistema de ejeção de combustível, deve-se considerar os requisitos de aproximação e pouso abortados para os cálculos de decolagem. O seguinte cenário deve ser considerado:

1-Motor falha durante a decolagem e a aeronave retorna para o aeroporto

2-O peso para a aproximação e pouso é praticamente igual ao peso de decolagem, diminuído do combustível gasto para 15 minutos de voo

3-Manobras de abortar o pouso e de pouso, devem ser executadas para o aeroporto de partida com a aeronave na configuração de pouso, ou de aproximação (FAR/JAR 25.119 e 25.121)

# Decolagem

---

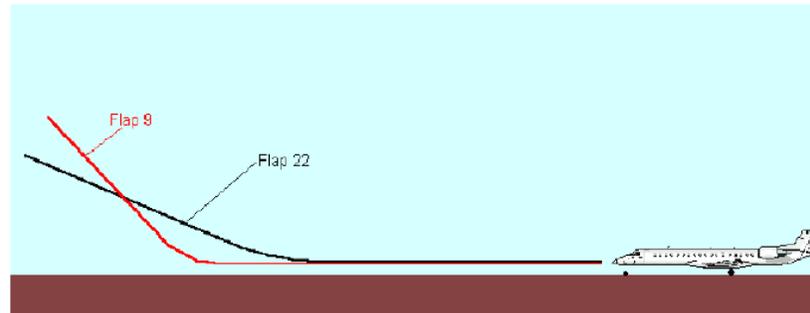
## Correções devido ao vento

O vento medido no aeroporto é feita a 10 m de altura. O vento pode influenciar de maneira significativa o desempenho de pista de uma aeronave, sendo que os ventos de proa melhoram o desempenho, e ventos de cauda prejudicam o desempenho.

## Efeito da configuração de Flap e Slat

É bastante comum em aeronaves haver mais de uma posição de flap e slat para decolagem, sendo que a escolha de qual configuração ser utilizada depende da situação.

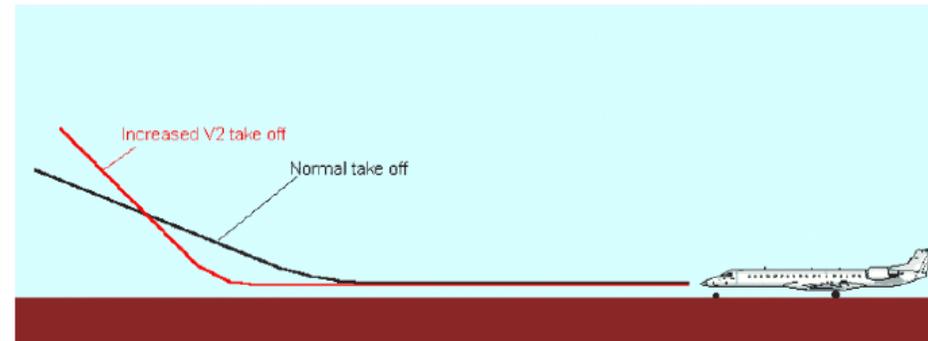
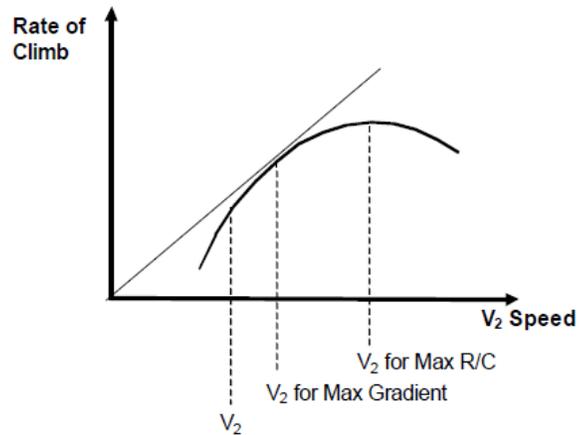
Basicamente, uma configuração com flaps menos baixos permite uma subida melhor, por outro lado, uma configuração de flap mais baixos, leva a velocidades de decolagem mais baixas. Portanto, em uma decolagem em uma pista curta, uma configuração com flaps mais baixos é mais adequada, porém, em uma pista longa, ou em alta altitude, uma configuração com flaps muito elevados aumenta o arrasto, piorando os gradientes de subida.



# Decolagem

$V_2$  aumentada

Uma  $V_2$  aumentada é bastante útil quando não há limitações devido ao comprimento de pista, e em aeroportos altos e quentes.



# Decolagem

$V_2/V_s$  ótima

Para uma dada pista, vento, temperatura, altitude pressão e configuração de flaps, o máximo peso de decolagem varia com a razão  $V_2/V_s$ .

V2 /VS-1g RATIOS FOR THE ERJ-145 FAMILY:

	TAKEOFF FLAP SETTING		
	9	18	22
ERJ-145 FAA A, A1/1	1.20 & 1.25	N/A	1.15
ERJ-145 FAA A1	1.20 & 1.25	N/A	1.15
ERJ-145 FAA A1P	1.20	1.17	1.15
ERJ-135 FAA	1.20	1.17	N/A
ERJ-140 FAA	1.16, 1.20 & 1.25	1.16 & 1.22	N/A
ERJ-145 CTA A, A1/1	1.20 & 1.25	N/A	1.15
ERJ-145 CTA A1	1.20 & 1.25	1.17	1.15
ERJ-145 CTA A1P	1.20	1.17	1.15
ERJ-135 CTA	1.20	1.17	N/A
ERJ-140 CTA	1.16, 1.20 & 1.25	1.16 & 1.22	N/A
ERJ-145 JAA	1.25	1.17	N/A
ERJ-135 JAA	1.20	1.17	N/A

# Decolagem

---

## Operação com empuxo reduzido na decolagem

Os motores são configurados para regimes específicos de operação, como no caso de decolagem. O uso de um regime de empuxo maior do que o especificado não é permitido, pois isso afetaria significativamente a vida do motor. Por outro lado, utilizar o motor, produzindo um empuxo menor, é possível.

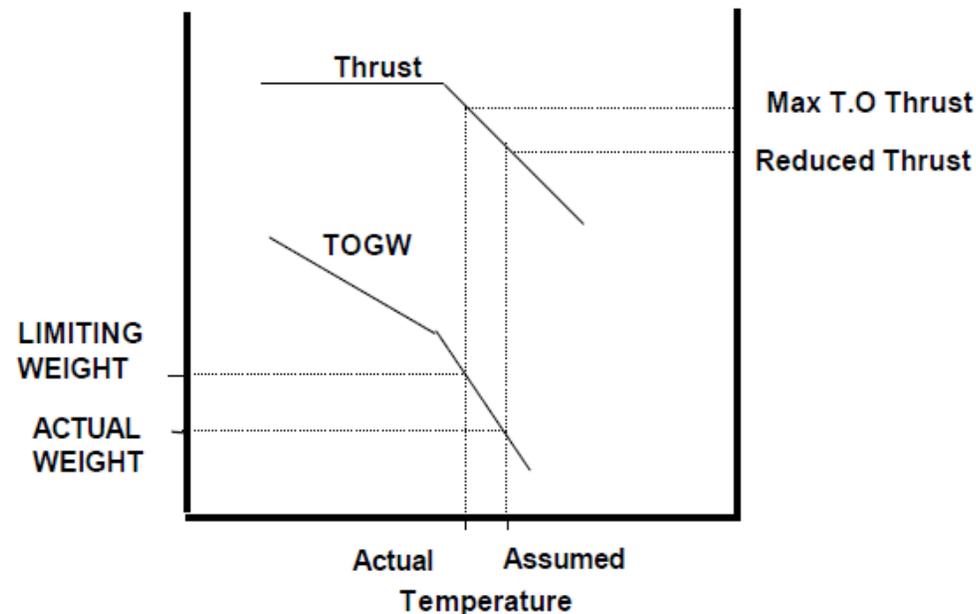
Por exemplo, se uma aeronave, após estar pronta para decolar, possui um peso menor do que o permitido para determinada pista, isso significa, que o empuxo do motor especificado para essa pista é mais do que suficiente para que a aeronave decole. Portanto, é possível usar um empuxo menor do motor, o que resulta em uma economia de vida do mesmo.

# Decolagem

Operação com empuxo reduzido na decolagem

Método da temperatura assumida:

No caso do TOW for menor do que o máximo TOW para determinada pista e condição atmosférica, pode-se assumir uma temperatura diferente da atual de modo a atender todos os requisitos de desempenho de decolagem da aeronave.



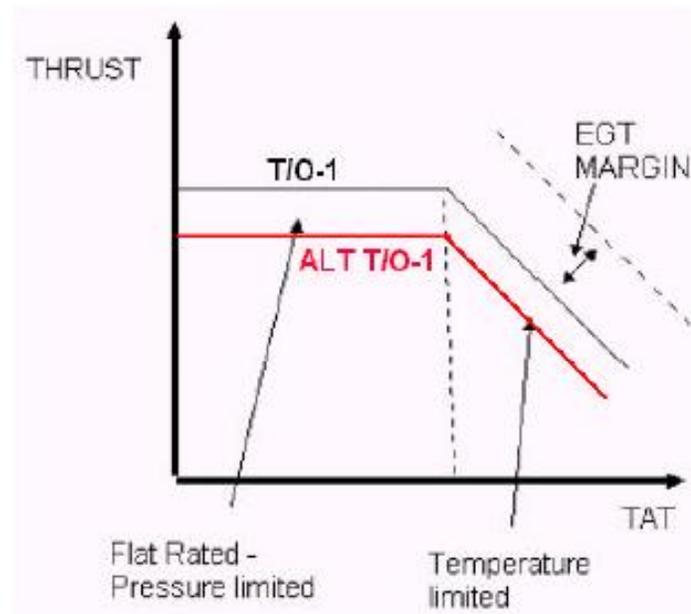
A redução máxima de empuxo permitida é de 25%. Esse método não é permitido ser utilizado em pista contaminada, mas pode ser utilizado em pistas molhadas, desde que se aplique os cálculos para pista molhada.

# Decolagem

Operação com empuxo reduzido na decolagem

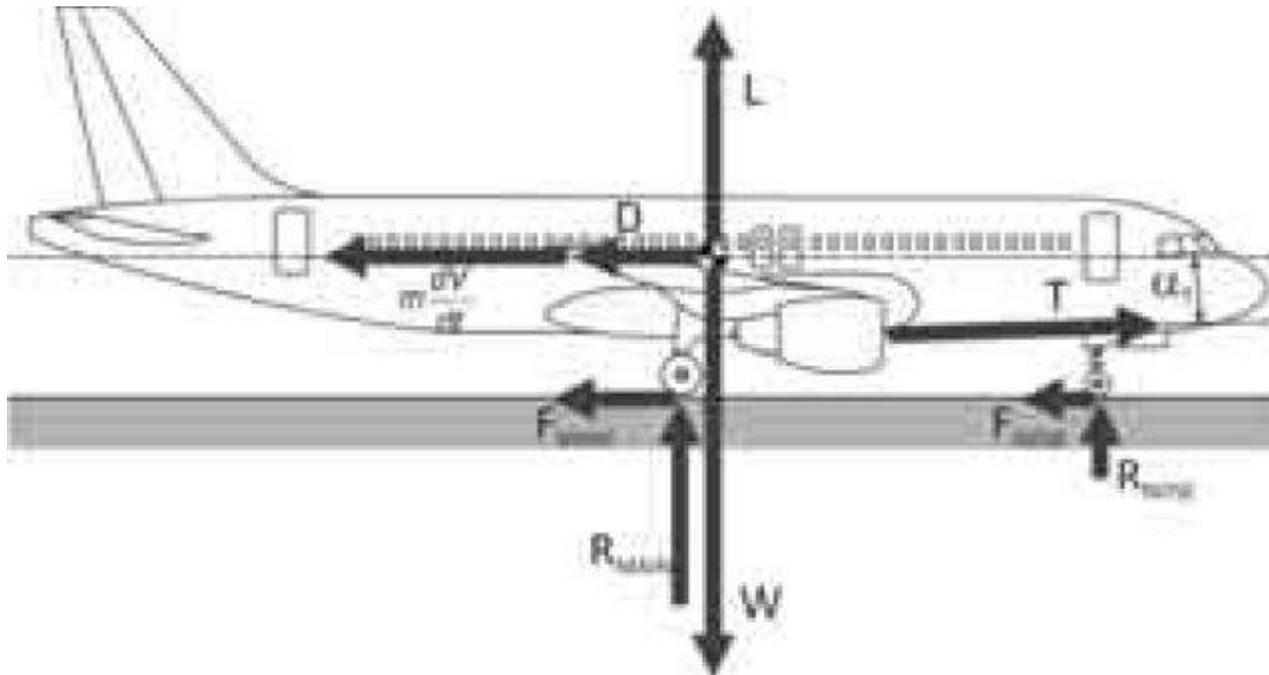
Método da redução do regime do motor (derated thrust):

Pode-se operar a aeronave com um regime de decolagem do motor que gera menor empuxo (menor temperatura da turbina). Esse método pode ser usado em determinadas circunstâncias, desde que o TOW seja baixo o suficiente.



# Decolagem

Calculo da distância de decolagem



Tipo de pista	Coef. De atrito dinâmico	Coef. De atrito estático
Concreto, asfalto seco	0.02-0.05	0.3-0.5
Concreto, asfalto molhado	0.05	0.15-0.3
Concreto, asfalto com gelo	0.02	0.06-0.1
Gramma curta	0.05	0.4
Gramma longa	0.1	0.4

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

$$\sum F_H = m \cdot a \qquad T - D - F = \frac{w}{g} \frac{dv}{dt}$$

$$T - \frac{1}{2} \rho_0 \sigma V^2 S C_{D_{TO}} - \mu \left( w - \frac{1}{2} \rho_0 \sigma V^2 S C_{L_{TO}} \right) = \frac{w}{g} \frac{dx}{dt} \frac{dv}{dx}$$

O  $C_L$  e o  $C_D$  na decolagem dependem da configuração da aeronave.

Como o ângulo de ataque permanece constante durante a corrida, os coeficientes de sustentação e de arrasto ( $C_L$  e o  $C_D$ ) podem ser considerados constantes.

Portanto, considerando uma margem de segurança para  $V_{LOF}$  (lembrando que esta não pode ser menor que  $1.1V_S$ ), temos (considerando 1.2):

$$V_{LOF} = 1.2 \sqrt{\frac{2 \frac{W}{S}}{\sigma \rho_0 C_{L_{max,TO}}}} = \sqrt{\frac{2 \frac{W}{S}}{\sigma \rho_0 C_{L_{TO}}}} \qquad C_{L_{TO}} = \left( \frac{1}{1.2^2} \right) C_{L_{max,TO}} \simeq 0.694 C_{L_{max,TO}}$$

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

Uma primeira aproximação, desconsiderando o arrasto e o atrito (10% a 20% do empuxo de decolagem) obtem-se a seguinte equação para a distância de decolagem no solo:

$$T = \frac{w}{g} \frac{dx}{dt} \frac{dV}{dx} = \frac{w}{g} V \frac{dV}{dx} \quad \text{OBS: O empuxo é considerado constante}$$

$$x_{GR} = \frac{1}{g \frac{T}{W}} \int_0^{V_{LOF}} V dV \quad \longrightarrow \quad x_{GR} = \frac{V_{LOF}^2}{2g \frac{T}{W}} = \frac{1.2^2 \frac{W}{S}}{\sigma \rho_0 C_{Lmax} T O g \frac{T}{W}}$$

Essa equação resulta na menor distância possível, por outro lado, essa informação pode ser utilizada como uma primeira aproximação, uma vez que somente são necessários dados da velocidade de decolagem e do empuxo.

O tempo necessário para cobrir essa distância no solo fica:

$$t_{LOF} = \frac{2x_{GR}}{V_{LOF}} = \frac{V_{LOF}}{g \frac{T}{W}}$$

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

Em se conhecendo as condições da pista, pode-se considerar que as forças dissipativas são constantes durante a corrida de decolagem, segue que a distância no solo durante a decolagem é dada por:

$$x_{GR} = \frac{V_{LOF}^2}{2g \left( \frac{T}{W} - \mu \right)}$$

Essa última equação considera a diminuição no empuxo causada pelas forças dissipativas. Essa equação pode ser útil para se estudar os efeitos do coeficiente de atrito na corrida de decolagem.

Em se conhecendo o arrasto da aeronave e os valores da sustentação durante a corrida de decolagem, obtem-se a distância no solo (considerando que tanto o  $C_L$  quanto o  $C_D$  permanecem constantes – desconsiderando a rotação da aeronave no final da corrida).

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

$$dx = \frac{WVdV}{g \left( T - \frac{1}{2} \sigma \rho_0 S V^2 C_{D_T} - \mu \left( W - \frac{1}{2} \sigma \rho_0 S V^2 C_{L_T} \right) \right)}$$

Onde:

$$C_{D_T} = C_{D_0} + \Delta C_{D_{gear}} + \Delta C_{D_{flap}} + C_{D_i}$$

$$C_{D_i} = \Phi K C_{L_T}^2$$

$$\Phi = 1 - \frac{2}{\pi^2} \ln \left( 1 + \left[ \frac{\pi b}{8 h} \right]^2 \right)$$

$$\frac{\partial W}{\partial t} = -SFC_T T$$

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

Realizando a integração da equação de distância, chega-se ao seguinte resultado:

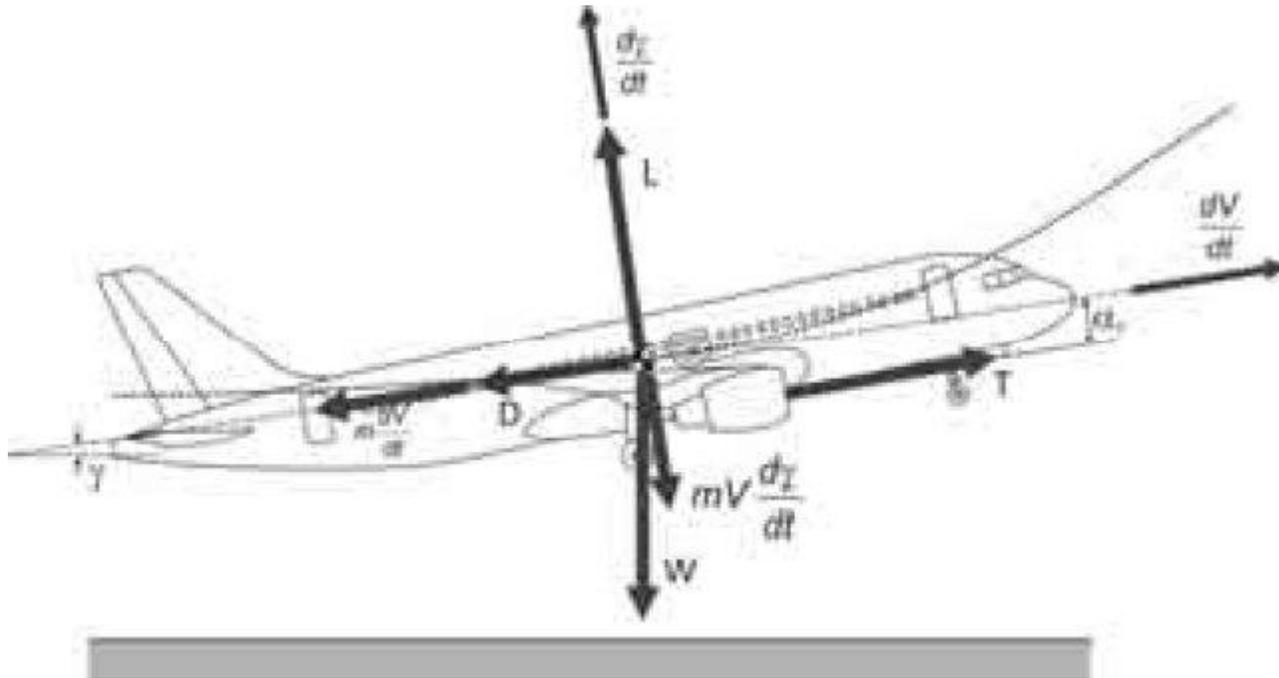
$$x_{GR} = \frac{\Omega^2}{2g} \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \left(\frac{V_{LOF}}{\Omega}\right)^2} \right] \quad \Omega = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\sigma\rho_0 S(C_{DT} - \mu C_{LT})}}$$

# Decolagem

Calculo da distância de decolagem

Fase de transição:

A aeronave sai do chão ( $V_{LOF}$ ) e sobe até 35 ft na  $V_2$ .



$$\text{sen} \gamma = \frac{T - D}{W}$$

$$\frac{dh}{dt} = V \text{sen} \gamma$$

$$\frac{dh}{dt} = \frac{T - D}{W} V$$

$$T - D = \frac{W}{g} \frac{dV}{dt}$$

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

Segue que:

$$\frac{T - D}{W}V - \frac{dh}{dt} - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} = 0$$

Reescrevendo a equação acima em termos de distância horizontal:

$$\frac{T - D}{W}V - \frac{dh}{dx} \frac{dx}{dt} - \frac{V}{g} \frac{dV}{dx} \frac{dx}{dt} = 0$$

$$\frac{T - D}{W} = \frac{dh}{dx} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dx}$$

$$dx = \frac{W}{T - D} \left( dh + \frac{V}{g} dV \right)$$

# Decolagem

---

Calculo da distância de decolagem

Assumindo  $D$  praticamente constante:

$$x_{climb_{acc}} \approx \frac{W}{T - D_{LOF}} \left[ \int_0^{35ft} dh + \frac{1}{g} \int_{V_{LOF}}^{V_2} V dV \right]$$

$$x_{climb_{acc}} \approx \frac{W}{T - D_{LOF}} \left[ 35 + \frac{1}{2g} V_2^2 - V_{LOF}^2 \right]$$

Por fim, a distância de decolagem é:

$$x_{TO} = x_{GR} + x_{climb_{acc}}$$

# Decolagem

---

Ensaio em voo:



# Decolagem

---

Ensaio em voo:



# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$ :

Para estabelecer velocidades mínimas que assegurem a controlabilidade do avião em caso de falha do motor em voo ou em solo, testes de  $V_{mca}$  e  $V_{mcg}$  devem ser realizados. Tais velocidades também servem para definir outras velocidades operacionais.

$V_{mca}$  é definido como a velocidade calibrada na qual, quando o motor crítico é repentinamente inoperante, é possível recuperar o controle do avião com esse motor ainda inoperante e manter o vôo reto com segurança.

$V_{mcg}$  é a velocidade calibrada durante a corrida de decolagem, na qual, quando o motor crítico é repentinamente inoperante, é possível recuperar o controle do avião apenas com o uso dos controles aerodinâmicos primários e continuar a decolagem com segurança. O desvio máximo permitido do eixo da pista é de 30 pés.

Ao realizar testes  $V_{mca}$  e  $V_{mcg}$ , o avião deve cumprir com as seções 25.143, 25.149 (a), (b), (c), (d) e (e) da parte 25 do FAR.

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$ :

Velocidade Mínima de Controle - Ar (  $V_{mca}$  )

Inicialmente, o trem de pouso levantado, os flaps de decolagem e o compensador de decolagem são ajustados a uma velocidade aproximadamente 25 kt maior que o  $V_{mca}$  estimado. Em seguida, o motor crítico é desligado e o empuxo máximo é aplicado no motor energizado, de forma a produzir uma condição de assimetria. Leme e aileron apropriados são aplicados e uma inclinação não superior a 5 graus em direção ao motor ativo é permitida pelos requisitos. O teste compreende estabilizações em várias velocidades, desde a velocidade inicial até o ponto em que um dos controles para ou ocorre uma evidência de estol.

Um teste dinâmico também deve ser realizado para demonstrar que as velocidades determinadas estaticamente também atendem aos critérios dinâmicos. A aeronave é estabilizada no  $V_{mca}$  determinado estaticamente na configuração apropriada e ajuste de compensação. Em seguida, aplique empuxo máximo em ambos os motores e em  $V_{mca}$ , o motor crítico é desligado repentinamente. A aplicação adequada do leme e do aileron é então usada para controlar o avião sem exigir nenhuma habilidade excepcional do piloto, atenção ou força para evitar mudanças de direção superiores a 20 graus.

Se a  $V_{mca}$  determinado estaticamente for menor que  $V_s$ , a demonstração dinâmica pode ser realizada em  $1,1V_s$ .

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$ :

Velocidade Mínima de Controle - Solo (  $V_{mcg}$  )

Inicie a corrida de decolagem com o avião corretamente compensado, flaps de decolagem e impulso de decolagem máximo disponível. Em uma velocidade pré-definida, o motor crítico é desligado e o piloto usa apenas os controles aerodinâmicos primários (não é permitido o uso da direção) para continuar a corrida de decolagem com segurança. O desvio lateral máximo do ponto onde o motor falhou é medido. O procedimento é repetido para um conjunto de velocidades de modo que pontos com desvio lateral menor e maior que 30 pés (9,14 m) possam ser fornecidos

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$  - Redução dos dados

Velocidade Mínima de Controle - Ar ( $V_{mca}$ )

Consideremos um avião em voo reto, ou seja, com guinada zero, com empuxo assimétrico máximo. Para contrariar o momento de guinada produzido pelo empuxo assimétrico, o piloto deve aplicar os controles aerodinâmicos para gerar um momento de guinada oposto com a mesma força daquele gerado pelo empuxo do motor. Então podemos escrever:

$$\sum N = N_{AERODYNAMIC} - N_{THRUST} = 0$$

$$N_{AERODYNAMIC} = q \cdot S_W \cdot b \cdot C_N \quad \longrightarrow \quad q \cdot S_W \cdot b \cdot C_N - T \cdot l_E = 0 \quad \longrightarrow \quad C_N = \frac{T \cdot l_E}{q \cdot S_W \cdot b}$$
$$N_{THRUST} = T \cdot l_E$$

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$  - Redução dos dados

Velocidade Mínima de Controle - Ar ( $V_{mca}$ )

Na  $V_{mca}$ , o valor  $C_N$  atingirá seu valor máximo.

Ao realizar ensaios de  $V_{mca}$ , dependendo das características aerodinâmicas do avião, existem duas possibilidades a serem consideradas. O primeiro é a  $V_{mca}$  para ser maior que a  $V_s$  e o último é a  $V_{mca}$  para ser menor que a  $V_s$ . Cada caso exigirá uma abordagem diferente na determinação da  $V_{mca}$ , conforme explicado abaixo.

Caso 1 -  $V_{mca}$  é maior que  $V_s$ :

Neste caso, um gráfico de  $C_N$  contra a posição do leme e posição do aileron é construído e pela análise deste gráfico podemos obter o máximo coeficiente de momento de guinada que podemos alcançar no ponto em que um desses controles atinge seus batentes.

# Decolagem

---

Ensaios em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$  - Redução dos dados

Os requisitos também apresentam limites de força a serem considerados na determinação da  $V_{mca}$ ; neste relatório considera-se que o avião possui controles motorizados que permitem descartar considerações de força do piloto.

Caso 2 -  $V_{mca}$  é menor que  $V_S$ :

Neste caso, o mesmo gráfico do Caso 1 é construído, mas as paradas do leme ou do aileron não são alcançadas porque o avião estola primeiro. Para determinar o  $V_{mca}$ , deve-se fazer uma extrapolação limitada a 5% em termos de CN. Se for necessária uma extrapolação superior a 5%, deve ser feita uma análise rigorosa para fundamentar tal extrapolação.

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$  - Redução dos dados

Velocidade Mínima de Controle - Solo ( $V_{mcg}$ )

A determinação da velocidade mínima de controle do solo é muito semelhante àquela usada para a  $V_{mca}$ . Embora as reações do solo sejam impostas ao avião em testes de  $V_{mcg}$ , a mesma formulação é utilizada e a equação ainda é aplicável. De fato, a reação do solo pode ser considerada como uma contribuição adicional ao  $C_N$ , que é uma característica da aeronave. Assim, toda a formulação mostrada para a  $V_{mca}$  também é aplicável ao  $V_{mcg}$ , embora a apresentação dos dados seja diferente.

Para definir a  $V_{mcg}$ , é elaborado um gráfico com o desvio lateral obtido a cada teste executado contra o  $C_N$ . Pela análise deste gráfico, o  $C_N$  máximo a ser usado na expansão de dados  $V_{mcg}$  pode ser obtido pela leitura do  $C_N$  que corresponde ao desvio lateral máximo permitido definido pela seção 25.149 da FAR Part 25, que é de 30 pés (9,14 m).

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$  - Expansão dos dados

Velocidade Mínima de Controle - Ar (  $V_{mca}$  )

A expansão dos dados de  $V_{mca}$  para cada condição de altitude e temperatura é obtida através da equação que agora pode ser escrita da seguinte forma:

$$V_{mca} = \sqrt{\frac{2 \cdot T \cdot l_E}{\rho_0 \cdot S_W \cdot b \cdot C_N}}$$

onde  $V_{mca}$  está em EAS e  $T$  é obtido a partir dos dados de desempenho do motor para as condições nas quais a expansão de dados é desejada.

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MCA}$  e  $V_{MCG}$  - Expansão dos dados

Velocidade Mínima de Controle - Solo (  $V_{mcg}$  )

A expansão dos dados  $V_{mcg}$  para cada condição de altitude e temperatura é obtida através da equação que agora pode ser escrita da seguinte forma:

$$V_{mcg} = \sqrt{\frac{2 \cdot T \cdot l_E}{\rho_0 \cdot S_W \cdot b \cdot C_N}}$$

onde  $V_{mcg}$  está em EAS e T é obtido a partir dos dados de desempenho do motor para as condições nas quais a expansão de dados é desejada.

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MU}$  - Redução dos dados

A  $V_{MU}$  é a velocidade mínima na qual e acima da qual o avião pode ser levado a decolar do solo e continuar a decolagem sem apresentar quaisquer características perigosas. A  $V_{MU}$ , conforme definido pela FAR Part 25 seção 25.107 (d), não é uma velocidade operacional de decolagem, mas é usada como referência para obter velocidades seguras utilizáveis para operação normal.

A  $V_{MU}$  é obtido a partir do ângulo máximo de arfagem ou ângulo de ataque a partir do qual o avião pode decolar com segurança do solo. Isso significa que, após a decolagem, o avião deve voar pelo menos fora do efeito solo e deve demonstrar controlabilidade adequada, sendo aceitável um leve buffeting.

Se um avião pode decolar do solo em uma atitude em que a cauda está em contato com o solo, diz-se que o avião tem geometria limitada. Caso contrário, diz-se que o avião é  $V_{MU}$  limitada pela autoridade de controle de inclinação.

Os testes de determinação de  $V_{MU}$  são realizados girando o avião conforme necessário para atingir a atitude de  $V_{MU}$  e, em seguida, a decolagem deve continuar até que o avião esteja fora do efeito do solo. A atitude de inclinação do avião não deve ser diminuída após a decolagem. A  $V_{MU}$  deve ser determinado com todos os motores operando e com um motor inoperante, no entanto, em vez de realizar testes reais de  $V_{MU}$  com um motor inoperante, é aceitável conduzir todos os motores operando que simulem e levem em consideração todos os fatores pertinentes que seriam associados a um teste real testes  $V_{MU}$  de um motor inoperante. Isso significa que deve-se levar em consideração as diferenças de compensação e controle de arrasto entre as duas configurações, além do número de motores em operação. Durante os testes, é necessário um número suficiente de pontos para cobrir a faixa de relações ( T-D ) / W a ser certificada.

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MU}$  - Redução dos dados

Procedimentos de teste

Os testes de determinação da  $V_{MU}$  devem ser conduzidos da seguinte forma:

- Selecione a configuração de decolagem;
- Ajuste o empuxo do motor conforme necessário para obter a relação  $(T-D)/W$  desejada na decolagem;
- Após a liberação do freio, gire o avião para a atitude  $V_{MU}$  assim que possível ou pelo menos bem antes da velocidade de destravagem esperada;
- Manter as asas o mais niveladas possível para obter uma decolagem simétrica;

Após a decolagem, mantenha uma atitude de inclinação constante até que o avião saia do efeito solo.

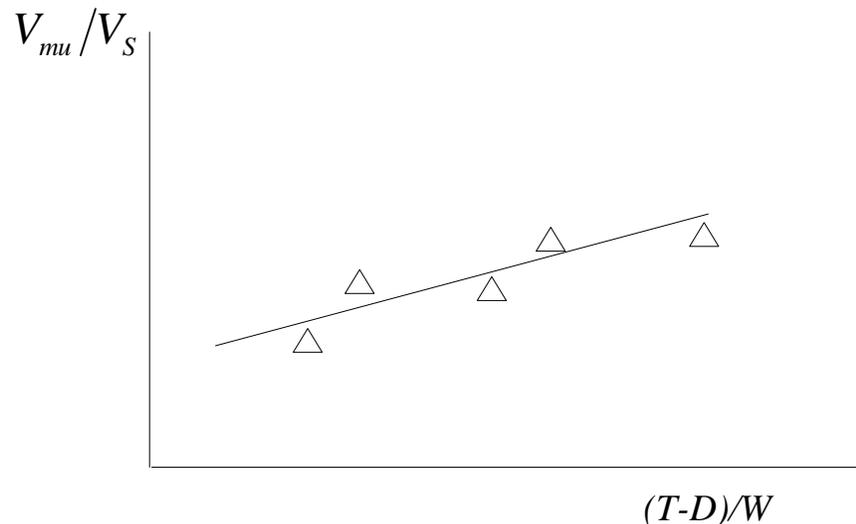
Realize os testes em uma pista dura, seca e lisa. São necessárias condições de ar calmo, claro e estável com ventos inferiores a 10 kt e componentes de vento cruzado não superiores a 5 kt.

Os testes devem ser realizados no CG avançado.

# Decolagem

Ensaio em voo  $V_{MU}$  - Redução dos dados

A saída final da redução de dados é um gráfico de  $(V_{MU} / V_s)$  versus  $(T-D) / W$  da seguinte forma:



No gráfico ao lado,  $V_{MU}$  é derivada dos dados de trajetória registrados no sistema de aquisição de dados a bordo.  $V_s$  é a velocidade de estol na configuração dos flaps de aceleração/decolagem para o peso da aeronave na decolagem.

A relação  $(T-D)/W$  na decolagem é obtida da seguinte forma:

$W$  = Peso da aeronave na decolagem.

$T$  = Empuxo total do motor.

$D$  = Arrasto aerodinâmico da aeronave obtido a partir de polares de arrasto determinados em testes de performance de subida ao ar livre.

# Decolagem

---

Ensaio em voo  $V_{MU}$  - Expansão dos dados

Os dados de teste de  $V_{mu}$  apresentados no item anterior devem ser utilizados para a elaboração do cronograma de velocidades de decolagem sem a necessidade de qualquer expansão de dados.

# Decolagem

---

## Segmentos da decolagem

A fim de garantir uma decolagem segura ou uma decolagem rejeitada segura mesmo após uma falha de motor, o FAR Part 25, aplicável aos aviões da categoria transporte, impõe uma quantidade complexa de critérios de segurança a serem considerados na determinação do desempenho da aeronave em esta fase do voo.

Esta seção não discutirá nenhum requisito específico de decolagem ou seu procedimento de teste associado e/ou método de cálculo. Em vez disso, apresentará a sequência de eventos que ocorrerão durante a decolagem, de forma a facilitar o entendimento dos procedimentos descritos nos itens relacionados à próxima decolagem.

Quatro casos diferentes serão analisados. Eles são:

- Decolagem de todos os motores;
- Todos os motores abortaram a decolagem;
- Uma decolagem com motor inoperante;
- Um motor inoperante interrompeu a decolagem.

# Decolagem

---

## Segmentos da decolagem

Antes de discutir cada caso, vamos supor as seguintes características do avião:

- O avião está equipado com um ATTCS, ou seja, um sistema que redefine automaticamente o empuxo no motor em operação no caso de qualquer falha do motor durante a decolagem. As decolagens podem ser realizadas com ATTCS ON e OFF. A operação da aeronave com ATTCS OFF é exatamente a mesma de uma aeronave sem provisões para qualquer ATTCS.
- O avião está equipado com spoilers de solo que são acionados automaticamente, desde que o avião esteja no solo ( peso sobre as rodas ) e que os aceleradores do motor sejam retardados.
- Os spoilers de solo são fechados automaticamente quando a velocidade de solo do avião cai abaixo de um valor fixo.
- O avião está equipado com freios de roda que incorporam dispositivos antiderrapantes.

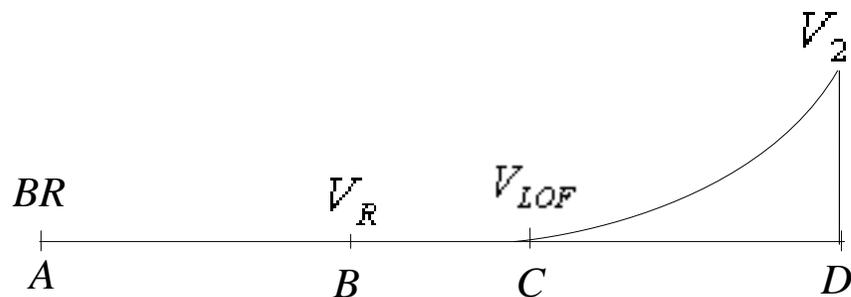
# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem de Todos os Motores

A decolagem de todos os motores pode ser dividida em segmentos conforme mostrado na figura abaixo:



No ponto A, os freios são liberados e o avião inicia uma aceleração com todos os motores no ajuste de empuxo de decolagem, flaps de decolagem e spoilers de solo fechados.

No ponto B, o avião atinge a velocidade de rotação  $V_R$ . O avião é então girado para a atitude de decolagem, ambos os motores em empuxo de decolagem.

No ponto C, o avião decola do solo para atingir o ponto D a 35 pés de altura acima da pista, sempre com impulso de decolagem e flaps de decolagem.

Observe que o trem de pouso pode ser selecionado pelo piloto três segundos após a decolagem, o que significa que é provável que o avião cruze o ponto de 35 pés de altura com o trem de pouso em trânsito entre as posições para baixo e para cima.

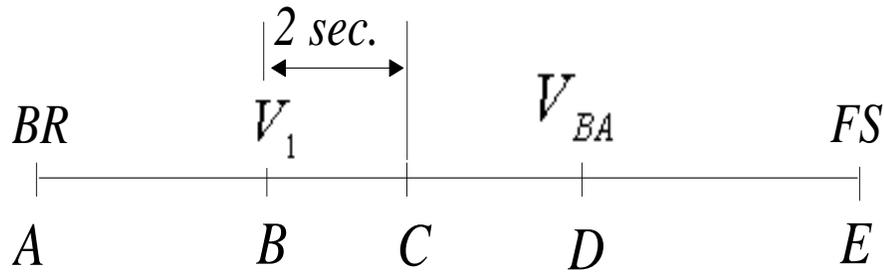
# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem abortada com todos os motores.

A decolagem abortada com todos os motores também pode ser dividida em segmentos conforme mostrado na figura abaixo:



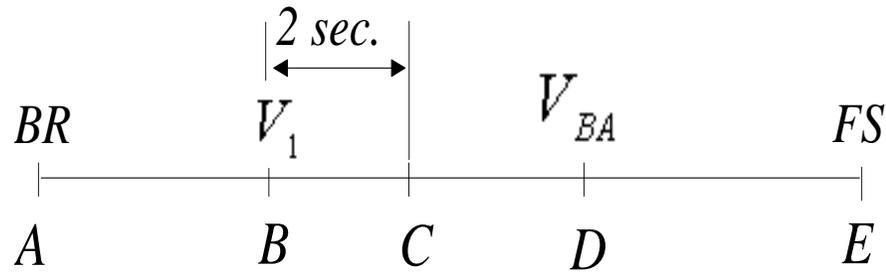
No ponto A, os freios são liberados e o avião inicia uma aceleração com todos os motores no ajuste de empuxo de decolagem, flaps de decolagem e spoilers de solo fechados, até a velocidade de decisão de decolagem  $V_1$ , a ser atingida no ponto B.

No segmento BC, o avião continua a aceleração de todos os motores por 2 segundos conforme exigido pelo FAR 25.109(a)(1)(ii) com o mesmo empuxo, flaps ajustados e spoilers de solo fechados.

# Decolagem

Segmentos da decolagem

Decolagem abortada com todos os motores.



No ponto C, o piloto começa a fechar os aceleradores e o motor começa a girar para marcha lenta. Os spoilers de solo são acionados automaticamente conforme os aceleradores são retardados para marcha lenta e os freios das rodas são aplicados no ponto D, no VBA. Dependendo do tempo necessário para o acionamento dos spoilers, do tempo de desaceleração dos motores e do tempo de aplicação dos freios, pode acontecer que a aplicação dos freios (ponto D) ocorra antes que o acionamento dos spoilers e/ou o giro dos motores seja concluído.

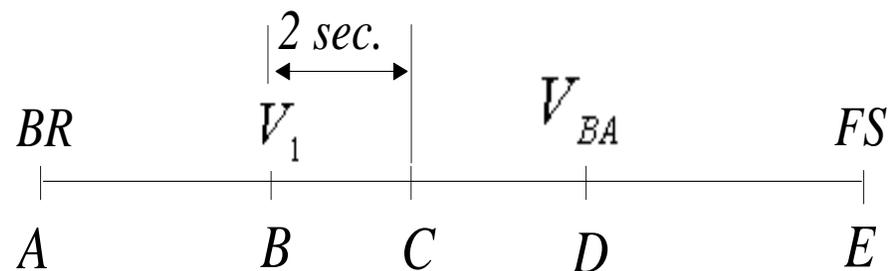
O segmento DE corresponde ao segmento de frenagem de VBA até o ponto final. Se assumirmos que os motores giraram e os spoilers foram totalmente acionados antes da aplicação dos freios, este segmento será executado com ambos os motores em marcha lenta, flaps de decolagem, spoilers de solo abertos e freios completos. Os spoilers de solo serão fechados automaticamente abaixo de uma determinada velocidade de solo.

# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem abortada com todos os motores.



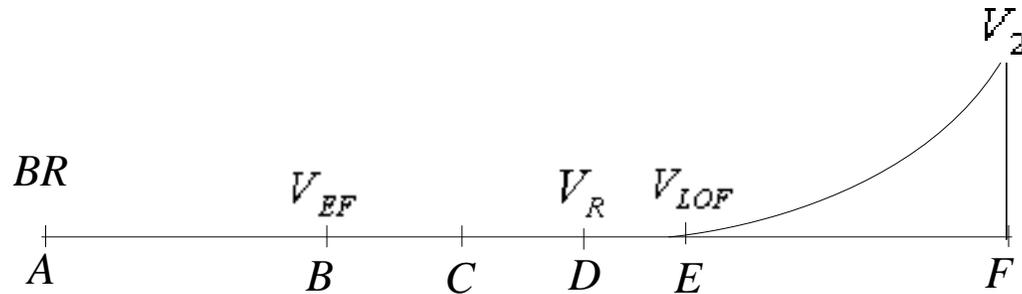
Observe que a sequência de eventos discutida nos dois parágrafos anteriores pode ser afetada por uma grande quantidade de variáveis, o que significa que podem não ser exatamente como apresentadas acima. De qualquer forma, independentemente da sequência em que esses eventos realmente ocorrem, os pontos C, D e E são definidos respectivamente como o ponto de reconhecimento de falha do motor, o ponto de aplicação do freio das rodas e o ponto de parada total

# Decolagem

Segmentos da decolagem

Decolagem com um motor inoperante

A decolagem com um motor inoperante pode ser dividida em segmentos conforme mostrado na figura abaixo.



Os spoilers de solo estarão sempre fechados e os flaps de decolagem permanecerão inalterados desde a liberação do freio (ponto A) até o ponto  $V_2$  (F).

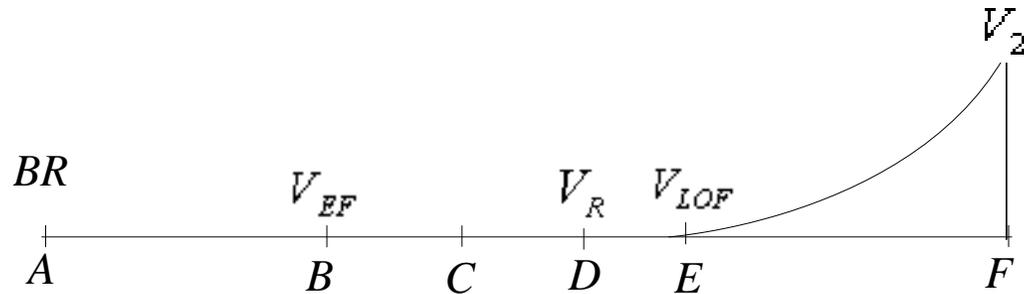
No ponto A, os freios são liberados e o avião inicia uma aceleração com todos os motores no ajuste de empuxo de decolagem, até a velocidade crítica de falha do motor  $V_{EF}$  que ocorre no ponto B. No ponto B, o motor crítico falha e começa a girar para zero. Simultaneamente, se o ATTCS estiver LIGADO, o empuxo do motor ativo começa a aumentar em direção ao ajuste de empuxo do APR. No entanto, se o ATTCS estiver DESLIGADO, o empuxo do motor ativo permanecerá no empuxo de decolagem. Este segmento termina no ponto C, definido como o ponto em que a variação do empuxo do motor de ambos os motores foi concluída ou, como será discutido a seguir, a velocidade de rotação  $V_R$  é atingida.

# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem com um motor inoperante



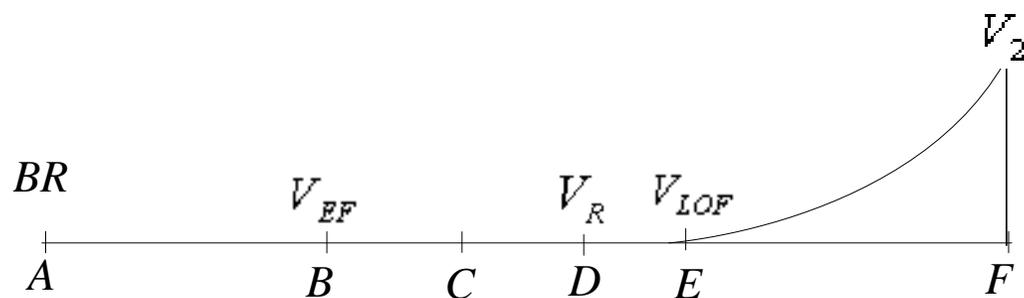
Observe que o arrasto aerodinâmico do avião aumentará entre os pontos  $B$  e  $C$  devido ao uso de controles necessários para compensar o aumento do empuxo assimétrico.

O segmento  $CD$  corresponde a uma aceleração de um motor inoperante para  $VR$ . Este segmento pode não existir se o  $VR$  for baixo o suficiente para ser alcançado mesmo antes do ponto  $C$ , ou seja, o  $VR$  é alcançado antes que o empuxo de ambos os motores se estabilize na nova condição ( empuxo zero e empuxo APR total ou empuxo zero e empuxo de decolagem se o ATTCS for DESLIGADO ). No entanto, se o segmento  $CD$  existir, ele será percorrido com empuxo assimétrico máximo e com aumento de arrasto causado por controles necessários para compensar o empuxo assimétrico.

# Decolagem

Segmentos da decolagem

Decolagem com um motor inoperante



O segmento DE representa a aceleração da aeronave entre a velocidade de rotação  $V_R$  (ponto D) e a velocidade de decolagem  $V_{LOF}$  (ponto E), com empuxo zero no motor falhado e APR total (ou empuxo de decolagem se o ATTCS estiver OFF). no motor ao vivo.

Finalmente, o segmento EF representa a aceleração da aeronave e a subida do ponto de decolagem ( E ) até o ponto de 35 pés de altura em  $V_2$  ( F ), com empuxo zero no motor com falha e APR total ( ou empuxo de decolagem se o ATTCS está DESLIGADO) no motor ativo.

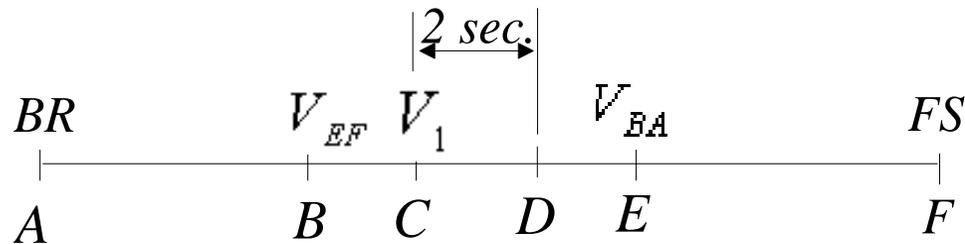
# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem abortada com um motor inoperante

A decolagem abortada com um motor inoperante pode ser dividida em segmentos conforme mostrado na figura abaixo.



No ponto A, os freios são liberados e o avião inicia uma aceleração com todos os motores no ajuste de empuxo de decolagem, flaps de decolagem e spoilers de solo fechados até a velocidade crítica de falha do motor VEF que ocorre no ponto B.

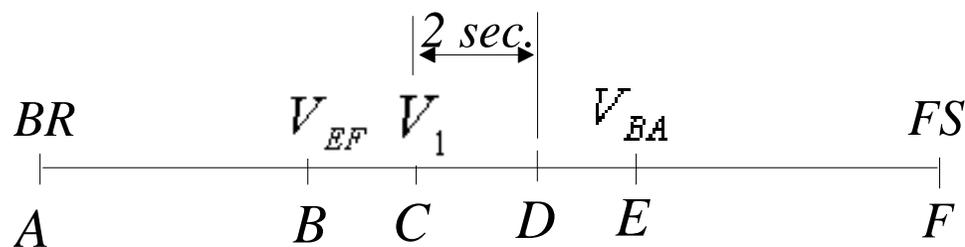
No ponto B, o motor crítico falha e começa a girar para marcha lenta. Simultaneamente, se o ATTCS estiver LIGADO, o empuxo do motor ativo começa a aumentar em direção ao ajuste de empuxo do APR. No entanto, se o ATTCS estiver DESLIGADO, o empuxo do motor ativo permanecerá no empuxo de decolagem. Este segmento termina no ponto C, definido como o ponto em que o piloto reconhece a falha crítica do motor.

# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem abortada com um motor inoperante



No segmento CD, o avião continua a acelerar por 2 segundos conforme exigido pelo FAR 25.109(a)(1)(ii). O empuxo neste segmento pode ainda estar mudando, dependendo do tempo que os motores requerem para acelerar e/ou desacelerar e o tempo necessário para o reconhecimento da falha do motor pelo piloto. Os flaps permanecem na configuração de decolagem e os spoilers de solo permanecem fechados.

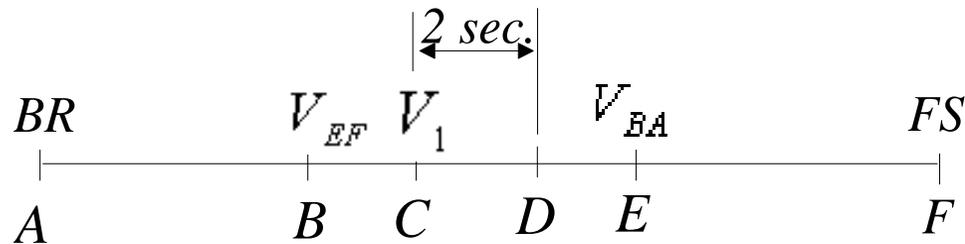
No ponto D, o piloto começa a fechar os aceleradores e o motor ativo começa a girar para baixo para o impulso de marcha lenta. Os spoilers de solo são acionados automaticamente conforme os aceleradores são retardados para marcha lenta e os freios das rodas são aplicados no ponto D, no VBA. Dependendo do tempo necessário para acionamento dos spoilers, do tempo de desaceleração do motor vivo e do tempo de aplicação dos freios, pode acontecer que a aplicação dos freios (ponto D) ocorra antes que o acionamento dos spoilers e/ou o giro do motor motorizado seja concluído.

# Decolagem

---

Segmentos da decolagem

Decolagem abortada com um motor inoperante



O segmento EF corresponde ao segmento de frenagem de VBA até o ponto final. Se assumirmos que os motores giraram e os spoilers foram totalmente acionados antes da aplicação dos freios, este segmento será executado com ambos os motores em marcha lenta, flaps de decolagem, spoilers de solo abertos e freios completos. Os spoilers de solo serão fechados automaticamente abaixo de uma determinada velocidade de solo.

Mais uma vez, a sequência de eventos discutida nos dois parágrafos anteriores pode ser afetada por uma grande quantidade de variáveis, o que significa que podem não ser exatamente como apresentadas acima. De qualquer forma, independentemente da sequência em que esses eventos realmente ocorram, os pontos D, E e F são definidos respectivamente como o ponto de reconhecimento de falha do motor, o ponto de aplicação do freio das rodas e o ponto de parada total.

# Decolagem

---

## Aceleração no solo

A determinação do desempenho da aceleração no solo do avião é necessária para permitir que as distâncias de decolagem e aceleração-parada sejam calculadas de acordo com as seções 25.105, 25.109, 25.111 e 25.113 da Parte 25 do FAR.

A partir da análise da equação de aceleração do solo apresentada anteriormente, podemos perceber que o cálculo da distância do solo para qualquer empuxo, peso e condições ambientais desejadas pode ser realizado desde que o coeficiente de atrito de rolamento do avião  $\mu_R$ , os coeficientes de sustentação e arrasto ( $C_L$  e  $C_D$ ) são conhecidos.

Este método consiste em determinar esses parâmetros para que a equação da aceleração do solo possa ser usada para calcular com precisão as distâncias do solo.

Para uma melhor e mais fácil compreensão dos métodos de aceleração de solo aqui apresentados, a aceleração de todos os motores ( AE ), a aceleração de um motor inoperante ( OEI ) e a transição da condição AE para OEI durante a aceleração serão discutidas separadamente.

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Procedimentos de teste

Aceleração de todos os motores

Para cada configuração de flap de decolagem, a aceleração do avião deve ser medida desde a liberação do freio até a maior velocidade possível com todos os motores operando. Os testes devem ser repetidos em diferentes configurações de empuxo para garantir resultados de teste consistentes.

Aceleração Inoperante de Um Motor

Para cada configuração de flap de decolagem, o avião deve inicialmente ser acelerado desde a liberação do freio até uma velocidade acima do  $V_{mcg}$  com todos os motores operando e, em seguida, o motor crítico deve falhar. Depois disso, deve-se deixar o avião continuar a aceleração até a maior velocidade possível com um motor inoperante. Os testes devem ser repetidos em diferentes configurações de empuxo para garantir resultados de teste consistentes.

Transição de AE para Aceleração OEI

Os procedimentos de teste são os mesmos discutidos em item anterior.

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Redução de Dados

Geral

A força resultante (  $F$  ) atuando em um avião acelerando ao longo da pista é expressa da seguinte forma:

$$F = T - D - Fa - W \sin \phi$$

onde:  $F$  = força resultante;

$T$  = empuxo total do motor;

$D$  = arrasto aerodinâmico;

$Fa$  = força de atrito de rolamento;

$W \sin \Phi$  = componente de peso ao longo da pista com inclinação  $\Phi$ .

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Redução de Dados

Sabendo que:

$$F = m \cdot a = \left(\frac{W}{g}\right)a \quad D = \frac{1}{2}\rho S_w V^2 C_D = q S_w C_D \quad Fa = (W - L)\mu_R \quad \sin\phi \approx \phi$$

Temos:

$$\frac{W}{g}a = T - qS_w C_D - \mu_R(W - L) - W\phi \quad \longrightarrow \quad a = \frac{g}{W} [T - qS_w C_D - \mu_R W + \mu_R L - W\phi] \quad \longrightarrow \quad a = g \left[ \frac{T}{W} - \frac{qS_w}{W} C_D - \mu_R + \mu_R \frac{L}{W} - \phi \right]$$

$$a = g \left[ \frac{T}{W} - \mu_R - \phi - \frac{qS_w}{W} (C_D - \mu_R C_L) \right]$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

A equação anterior representa a aceleração da aeronave ao longo da pista.

A distância de aceleração é calculada da seguinte forma:

$$\left. \begin{aligned} V &= \frac{ds}{dt} \Rightarrow ds = Vdt \\ a &= \frac{dV}{dt} \Rightarrow dt = \frac{dV}{a} \end{aligned} \right\} ds = V \frac{dV}{a}$$

que expresso em intervalos finitos torna-se

$$\Delta S = \frac{\frac{(V_F + V_I)}{2} - V_w}{a} (V_F - V_I)$$

onde  $V_F$  e  $V_I$  são expressos em TAS,  $a$  é a aceleração obtida da equação da aceleração obtida anteriormente considerando  $(V_F + V_I) / 2$ , e  $V_w$  é a velocidade do vento.

Observe que para usar a equação anterior é necessário conhecer os limites de velocidade para os quais  $\Delta S$  deve ser determinado, ou seja, devemos conhecer  $V_I$  e  $V_F$ . Se  $V_F$  for obtido adicionando um incremento de velocidade a  $V_I$  então temos:  $V_F = V_I + \Delta V$

# Decolagem

---

## Aceleração no solo

Caso contrário, às vezes  $V_F$  é definido como  $V_I$  mais o aumento de velocidade observado em um determinado intervalo de tempo  $\Delta t$ , por exemplo, no caso de aceleração-parada de todos os motores o avião estará acelerando até  $V_1 + 2$  seg. Nesses casos,  $V_F$  é obtido pela equação da seguinte forma:  $V_F = V_I + a \cdot \Delta t$

## Aceleração de todos os motores

Com as equações de aceleração e de  $\Delta S$  podemos calcular a distância total de aceleração de todos os motores do avião ao longo de uma pista com inclinação  $\Phi$ . No entanto, a partir da análise da equação de aceleração, fica claro que os valores de  $\mu_R$ ,  $C_D$  e  $C_L$  devem ser determinados antes de podermos usar a equação.

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Aceleração de todos os motores

Este problema é resolvido adotando-se os valores de CD e CL determinados em ensaios em túnel de vento para o avião na configuração adequada em atitude de três pontos. Para obter o  $\mu_R$ , proceda da seguinte forma:

- Selecionar arbitrariamente um valor  $\mu_R$  ( $\mu_R = 0,025$  é assumido inicialmente );
- Usando as equações de aceleração e  $\Delta S$ , calcule a distância de aceleração no mesmo ajuste de peso, altitude, temperatura e empuxo em que os pontos de teste foram executados;
- Compare a distância de teste e a distância calculada para cada ponto de teste e, em seguida, obtenha um novo valor  $\mu_R$  da seguinte forma:

$$\mu_{R_{NEW}} = \mu_{R_{OLD}} \frac{S_{aTEST}}{S_{aCALC.}}$$

- Com o novo valor de  $\mu_R$ , retorne ao primeiro passo acima e continue calculando até que o teste e a distância calculada sejam iguais.

O último valor de  $\mu_R$  determinado de acordo com o procedimento acima deve ser utilizado na expansão dos dados juntamente com os coeficientes de sustentação e arrasto obtidos nos ensaios em túnel de vento.

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Aceleração OEI

Observe que no caso de um motor inoperante, ainda podemos usar as equações aceleração e  $\Delta S$  com os mesmos valores de  $\mu_R$  e  $C_L$  adotados no caso de todos os motores. No entanto, um novo valor de  $C_D$  deve ser determinado que melhor represente o arrasto aerodinâmico da aeronave na configuração de um único motor (a rotação crítica do motor e as superfícies de controle defletidas conforme necessário para combater o empuxo assimétrico). O novo  $C_D$  pode ser determinado pelo mesmo procedimento utilizado para o coeficiente de atrito de rolamento conforme explicado anteriormente, exceto que neste caso  $C_L$  e  $\mu_R$  são fixos e  $C_D$  é variado até as distâncias calculadas e medidas no monomotor as acelerações são as mesmas.

Finalmente, deve-se lembrar que, para fins de redução de dados, os dados de aceleração monomotor devem ser considerados somente após o empuxo do motor morto ter se estabilizado após o corte de combustível.

Transição de AEO para Aceleração OEI

Em uma decolagem com um motor inoperante, haverá um segmento de transição entre a aceleração de todos os motores e os segmentos de um motor inoperante.

# Decolagem

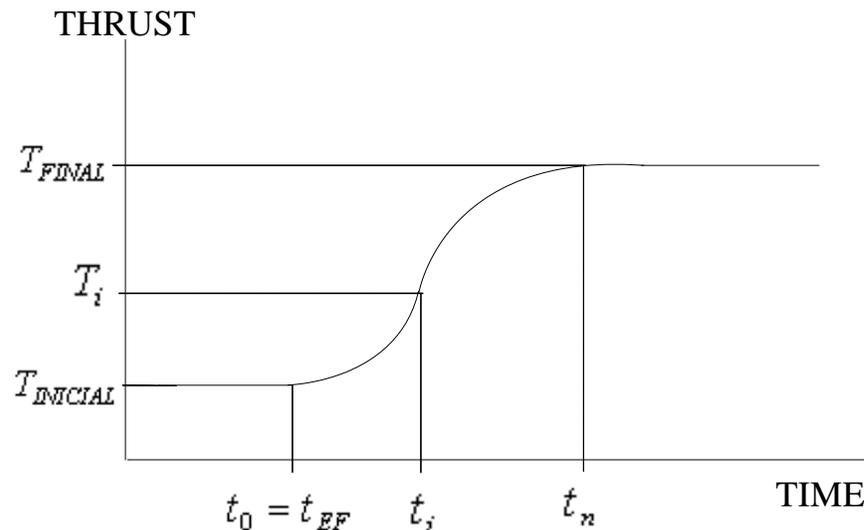
Aceleração no solo

Transição de AEO para Aceleração OEI

Durante esta transição da condição AE para OEI, o empuxo do motor com falha cairá do empuxo de decolagem para empuxo zero e, se o ATTCS estiver LIGADO, o empuxo no motor ativo aumentará a partir do empuxo de decolagem ao impulso APR. Caso contrário, se o ATTCS estiver DESLIGADO, o motor ativo permanecerá no impulso de decolagem.

O spin down do motor falhado e sua consequente queda de empuxo é representado pelo coeficiente K1.

Da mesma forma que K1, um coeficiente K2 será obtido para representar o giro do motor ativo com ATTCS ON.



$$K_{2_i} = \frac{T_i - T_{INITIAL}}{T_{FINAL} - T_{INITIAL}}$$

$t_0$  = engine failure time

$$\Delta t_{K2} = t_n - t_{EF}$$

$$K2 = 0.00 \text{ at } t_0$$

$$K2 = 1.00 \text{ at } t_n$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Transição de AEO para Aceleração OEI

Se o ATTCS estiver DESLIGADO, nenhum aumento de potência ocorre no motor ativo e, portanto, o coeficiente K2 não deve ser calculado. Finalmente, deve-se lembrar que durante a transição da condição de todos os motores para a condição de monomotor, há um aumento contínuo no coeficiente de arrasto do avião. Isso será melhor discutido na descrição da expansão de dados.

Expansão de Dados

Aceleração de Todos os Motores

A expansão dos dados é realizada pelas equações aceleração e  $\Delta S$  e os coeficientes de sustentação, arrasto e atrito de rolamento determinados conforme explicado anteriormente.

No cálculo da distância de aceleração, a equação  $\Delta S$  é usada para obter as distâncias percorridas em passos de 2 kt. Então, a distância total é obtida somando a distância percorrida em cada passo de velocidade.

$$S_{ACCEL.} = \sum \Delta S_i$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Expansão de Dados

Na decolagem de todos os motores, a aceleração de solo de todos os motores será calculada a partir da liberação do freio até  $V_R$ . No caso de aceleração-parada de todos os motores, a aceleração de solo de todos os motores será calculada a partir da liberação do freio até  $V_1 + 2$  seg. Neste caso, a aceleração será calculada em passos de velocidade até  $V_1$  e depois em passos de tempo de  $V_1$  a  $V_1 + 2$  seg.

Na decolagem com um motor inoperante e na decolagem abortada com um motor inoperante, a aceleração de solo de todos os motores será calculada desde a liberação do freio até  $V_{EF}$ .

Na expansão dos dados de aceleração de todos os motores, o empuxo total a ser utilizado na equação  $\Delta S$  é:

$$T = 2 \cdot T_{TO}$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Expansão de Dados

Aceleração Monomotor

A expansão dos dados é realizada pelas equações aceleração e  $\Delta S$  e os coeficientes de sustentação, arrasto e atrito de rolamento determinados conforme explicado anteriormente.

No cálculo da distância de aceleração, a equação  $\Delta S$  é usada para obter as distâncias percorridas em passos de 2 kt. Então, a distância total é obtida somando a distância percorrida em cada passo de velocidade.

$$S_{ACCEL.} = \sum \Delta S_i$$

Na decolagem monomotor inoperante, a distância de aceleração monomotor será calculada a partir do ponto em que termina o segmento de transição, até a velocidade de rotação  $V_R$ . O empuxo do motor com falha será considerado zero.

$$T = T_{TO} \quad \text{se ATTCS está desligado}$$

$$T = T_{APR} \quad \text{se ATTCS está ligado}$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Expansão de Dados

Aceleração Monomotor

No caso de aceleração-parada monomotor inoperante, pode ocorrer um pequeno segmento de aceleração monomotor entre o final do segmento de transição e a aplicação dos freios. A porção de aceleração do motor único do ASD (distância de aceleração-parada) é calculada assumindo a falha do motor em marcha lenta. Então, na equação  $\Delta S$  entraremos com:

$$T = T_{TO} + T_{IDLE} \quad \text{se ATTCS está desligado}$$

$$T = T_{APR} + T_{IDLE} \quad \text{se ATTCS está ligado}$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Expansão de Dados

Transição de AE para Aceleração OEI

A expansão dos dados é obtida pelas equações aceleração e  $\Delta S$ . No entanto, como discutido anteriormente, a mudança de empuxo dos motores durante a transição é um evento dependente do tempo e então o segmento de transição será dividido em pequenos intervalos de tempo ( 0,5 s ou menos ) começando no  $V_{EF}$ , e não em etapas de velocidade.

A transição de todos os motores para a aceleração monomotor ocorre na decolagem com um motor inoperante e também na aceleração-parada com um motor inoperante. Apenas o caso de decolagem é discutido nesta seção. O caso aceleração-parada monomotor é apresentado anteriormente.

O empuxo total do motor a ser inserido na equação  $\Delta S$  é obtido da seguinte forma:

$$T = [K_1(T_{TO} - zero) + zero] + [K_2(T_{APR} - T_{TO}) + T_{TO}] \quad \text{se ATTCS está ligado}$$

$$T = [K_1(T_{TO} - zero) + zero] + T_{TO} \quad \text{se ATTCS está desligado}$$

# Decolagem

---

Aceleração no solo

Expansão de Dados

Transição de AE para Aceleração OEI

Além disso, deve-se considerar que o coeficiente de arrasto varia linearmente durante a transição entre todos os motores para os valores monomotores determinados anteriormente.

Então, a distância total é obtida somando as distâncias percorridas em cada intervalo de tempo.

$$S_{ACCEL} = \sum \Delta S_i$$

Por fim, observe que na decolagem com um motor inoperante, se o tempo entre o  $V_{EF}$  e o  $V_R$  for menor que o tempo total necessário para completar a transição de aceleração, não haverá um único segmento de aceleração do motor. Além disso, ainda no caso de um motor inoperante, a transição de aceleração será considerada concluída em  $V_R$ , o que é uma abordagem conservadora, uma vez que um empuxo residual do motor com falha ainda estará presente e não será considerado na tomada. fora do cálculo da distância de transição conforme discutido anteriormente.