

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ**  
**ARIEL JUAN DIAS QUINTEROS**

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO EM DECOLAGEM DE  
AERONAVES *WIDE-BODY*: estudo de caso para a nova  
pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu**

**Taubaté - SP**

**2017**

**ARIEL JUAN DIAS QUINTEROS**

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO EM DECOLAGEM DE  
AERONAVES *WIDE-BODY*: estudo de caso para a nova  
pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado de Especialização pelo Curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto

**Taubaté - SP**

**2017**

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ**  
**ARIEL JUAN DIAS QUINTEROS**

Monografia apresentada para obtenção do Certificado de Especialização pelo Curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Data: 18/03/2017

Resultado: \_\_\_\_\_

**BANCA EXAMINADORA**

Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto - Universidade de Taubaté

Assinatura \_\_\_\_\_

Eng<sup>a</sup>. Esp. Amanda Almeida dos Santos

Assinatura \_\_\_\_\_

## **AGRADECIMENTOS**

Aos meus pais, pelo apoio incansável e amor incondicional durante todas as fases de minha vida.

Ao professor Pedro, pela orientação e atenção durante a confecção do trabalho e em sala de aula.

A professora Amanda, pelas aulas muito bem ministradas, que me inspiraram a fazer este trabalho.

A todos os meus colegas da turma de 2015-2016, pela união e amizade ao longo de todos estes sábados.

A mente que se abre a  
uma nova ideia jamais voltará  
ao seu tamanho original.

Albert Einstein

## RESUMO

A decolagem é uma das fases mais críticas do voo de uma aeronave, correspondendo desde a liberação dos freios do trem de pouso até uma determinada altura regulamentar em voo. O processo de decolagem contém parâmetros, como velocidades, acelerações e distâncias, que determinam o desempenho de uma aeronave dado seu peso, suas características aerodinâmicas, sua motorização, bem como as condições ambientais no momento da decolagem. Este trabalho tem como objetivo avaliar quantitativamente, por meio de um método simplificado, o desempenho em decolagem de duas aeronaves comerciais de fuselagem larga para voos de médio a ultralongo alcance partindo da nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu. O resultado busca confirmar a viabilidade técnica de implantação desta nova pista, que faz parte do Plano Diretor do aeroporto desenvolvido pelo Fundo Iguaçu, de forma a nova pista seja capaz de atender voos diretos internacionais de outros continentes operados por aeronaves *wide-body*. Assim, o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu poderá se tornar um centro de conexões (*hub*) do Mercosul e países andinos, impulsionando o turismo e a economia locais.

Palavras chaves: Desempenho de Aeronaves. Decolagem de Aeronaves. Aerodinâmica.

## ABSTRACT

Takeoff is one of the most critical flight phases, corresponding from the release of the landing gear breaks up to a certain regulamentar height in flight. The takeoff process contains some parameters, such as airspeeds, accelerations and distances, that determine an aircraft's takeoff performance, given its weight, its aerodynamic features, its motorization and the environmental conditions during the takeoff. This work aims to evaluate quantitatively, through a simplified method, the takeoff performance of two wide-body commercial airplanes carrying out medium to ultra-long range flights from the new runway of Foz do Iguaçu International Airport. The result seeks to validate the technical viability of implementing this new runway, which is part of a Master Plan of the airport developed by Fundo Iguaçu, so that the new runway is able to attend direct international flights from other continents operated by wide-body aircrafts. Therefore, Foz do Iguaçu International Airport could become an air transportation hub of Mercosul and andean countries, boosting the local tourism and economy.

Keywords: Aircraft Performance. Aircraft Takeoff. Aerodynamics.

## LISTA DE FIGURAS

|   |    |
|---|----|
| Figura 1 - Sequência das velocidades de decolagem de uma aeronave, segundo o requisito FAR 25.107.....  | 21 |
| Figura 2 - Distâncias declaradas de decolagem em uma pista com cabeceira deslocada, zona desimpedida (CWY) e zona de parada (SWY).....                              | 22 |
| Figura 3 - Forças de interação em uma aeronave durante a decolagem.....   | 28 |
| Figura 4 - Variação de forças durante a decolagem em aeronaves a jato.....  | 30 |
| Figura 5 - Eficiência aerodinâmica ( $e$ ) em função do alongamento (AR) e do afilamento ( $\lambda$ ).....   | 35 |
| Figura 6 – Atual pista de pousos e decolagens do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.....  | 39 |
| Figura 7 - Projeto conceitual da nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.....  | 43 |
| Figura 8 - Raio de 6 mil km para voos de médio alcance a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.....  | 46 |
| Figura 9 - Raio de 9 mil km para voos de longo alcance a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.....  | 46 |
| Figura 10 - Raio de 12 mil km para voos de ultralongo alcance a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.....   | 47 |
| Figura 11 - Airbus A330-200.....  | 49 |
| Figura 12 - Gráfico que relaciona a carga paga máxima ( $TOW_{max}$ ) com o alcance do Airbus A330-200, motor GE CF6-80-E1A2, em condições ISA ao nível do mar..... | 52 |
| Figura 13 - Boeing 777-200.....   | 54 |
| Figura 14 - Gráfico que relaciona o Alcance com a soma entre o Peso Operacional Vazio e a Carga Paga, para o Boeing 777-200 com o motor GE90-85B.....               | 58 |



|   |    |
|---|----|
| Figura 15 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura, para os pesos de decolagem mínimos e máximos do Airbus A330-200 em cada raio de alcance (6, 9 e 12 mil km) ..... | 63 |
| Figura 16 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função do peso de decolagem (TOW) para o Airbus A330-200 .....  | 64 |
| Figura 17 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura para o MTOW do Airbus A330-200 .....  | 65 |
| Figura 18 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura, para os pesos de decolagem mínimo e máximo do Boeing 777-200ER em cada raio de alcance (6, 9 e 12 mil km) .....  | 67 |
| Figura 19 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) com o peso de decolagem (TOW), em pista seca e molhada, para o Boeing 777-200ER.....   | 68 |
| Figura 20 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura para o MTOW do Boeing 777-200ER.....  | 69 |

## LISTA DE TABELAS

|   |    |
|---|----|
| Tabela 1 - Valores de referência para o coeficiente de atrito no concreto ou asfalto ( $\mu$ ).....   | 29 |
| Tabela 2 - Valores típicos para o coeficiente de sustentação máximo da asa ( $C_{L,max}$ ) .....  | 32 |
| Tabela 3 - Valores de referência para o coeficiente de fricção equivalente ( $C_{fe}$ ) .....   | 34 |
| Tabela 4 - Características técnicas da atual pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.....   | 40 |
| Tabela 5 - Valores de temperatura, pressão absoluta e densidade do ar para o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu .....   | 42 |
| Tabela 6 - Características técnicas estimadas para a nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu .....   | 44 |
| Tabela 7 – Principais dimensões do Airbus A330-200 .....  | 50 |
| Tabela 8 - Áreas molhadas do Airbus A330-200.....   | 50 |
| Tabela 9 - Pesos característicos do Airbus A330-200.....  | 51 |
| Tabela 10 - Parâmetros de desempenho do Airbus A330-200 .....   | 51 |
| Tabela 11 - Características do motor GE CF6-80-E1A2 do Airbus A330-200.....   | 51 |
| Tabela 12 - Pesos de combustível (FW), de decolagem mínimo ( $TOW_{min}$ ) e máximo ( $TOW_{max}$ ) calculados para o Airbus A330-200, nos três raios de alcance..... | 53 |
| Tabela 13 – Principais dimensões do Boeing 777-200ER .....  | 55 |
| Tabela 14 - Áreas molhadas do Boeing 777-200ER .....  | 55 |
| Tabela 15 - Pesos característicos do Boeing 777-200ER.....  | 56 |
| Tabela 16 - Parâmetros de desempenho do Boeing 777-200ER.....   | 56 |
| Tabela 17 - Características do motor GE90-85B do Boeing 777-200ER .....   | 57 |

|   |    |
|---|----|
| Tabela 18 - Soma do peso operacional com a carga paga (OEW+PLW) e carga paga máxima (PLW <sub>max</sub> ) do Boeing 777-200ER, nos três raios de alcance .....                      | 58 |
| Tabela 19 - Pesos de combustível (FW), de decolagem mínimo (TOW <sub>min</sub> ) e máximo (TOW <sub>max</sub> ) calculados para o Boeing 777-200ER, nos três raios de alcance ..... | 59 |
| Tabela 20 - Valores de arrastos parasita, induzido e total para as aeronaves em estudo .....  | 60 |
| Tabela 21 - Parâmetros de desempenho em decolagem para o Airbus A330-200 ...  | 61 |
| Tabela 22 - Distâncias de decolagem para o Airbus A330-200.....   | 62 |
| Tabela 23 - Parâmetros de desempenho em decolagem para o Boeing 777-200ER   | 66 |
| Tabela 24 - Distâncias de decolagem para o Boeing 777-200ER.....  | 66 |

## SÍMBOLOS

$a_T$  – Aceleração da aeronave  
 $\lambda$  – Afilamento da asa  
 $\gamma$  – Ângulo de Subida  
 $S_{REF}$  – Área de Referência da asa  
 $S_{wet}$  – Área Molhada total  
 $D_{0,7VR}$  – Arrasto em 70% da velocidade de rotação  
 $AR$  – Alongamento da asa  
 $C_D$  – Coeficiente de Arrasto  
 $C_{D0}$  – Coeficiente de Arrasto Parasita  
 $C_{Di}$  – Coeficiente de Arrasto Induzido  
 $\mu$  – Coeficiente de Atrito no pavimento  
 $C_{fe}$  – Coeficiente de Fricção de Superfície Equivalente  
 $C_L$  – Coeficiente de Sustentação  
 $C_{L,max}$  – Coeficiente de Sustentação Máximo da asa  
 $C_{L,takeoff}$  – Coeficiente de Sustentação durante a decolagem  
 $TSFC$  – Consumo Específico de Combustível  
 $TSFC_{cruz}$  – Consumo Específico de Combustível em voo de cruzeiro  
 $C_{root}$  – Corda geométrica na raiz da asa  
 $C_{tip}$  – Corda geométrica na ponta da asa  
 $R_{AIR}$  – Distância de decolagem em voo  
 $R_{GND}$  – Distância de decolagem em solo  
 $R_T$  – Distância de Decolagem  
 $\Delta X_{A-B}$  – Distância percorrida entre os pontos A e B  
 $T_{cruz}$  – Empuxo em voo de cruzeiro  
 $b$  – Envergadura da asa  
 $e$  – Fator de Eficiência Aerodinâmica ou Eficiência Aerodinâmica de Oswald  
 $PLW_{max}$  – Peso de Carga Paga Máxima  
 $PLW_{min}$  – Peso de Carga Paga Mínima  
 $FW$  – Peso de Combustível  
 $TOW_{máx}$  – Peso de Decolagem Máximo  
 $TOW_{min}$  – Peso de Decolagem Mínimo  
 $L_{0,7VR}$  – Sustentação em 70% da velocidade de rotação  
 $t_{A-B}$  – Tempo de voo entre os pontos A e B  
 $t_{B-C}$  – Tempo de voo entre os pontos B e C  
 $t_{GND}$  – Tempo de decolagem em solo  
 $t_{voo}$  – Tempo de voo  
 $t_{VR}$  – Tempo necessário para atingir a velocidade de rotação  
 $V_{cruz}$  – Velocidade em voo de cruzeiro  
 $V_R$  – Velocidade de Rotação  
 $V_S$  – Velocidade de Estol  
 $V_{ST}$  – Velocidade de Estol de Decolagem

## SUMÁRIO

|   |    |
|---|----|
| RESUMO .....  | 6  |
| ABSTRACT .....  | 7  |
| LISTA DE FIGURAS.....                                       | 8  |
| LISTA DE TABELAS.....                                       | 10 |
| SÍMBOLOS.....   | 12 |
| INTRODUÇÃO.....   | 15 |
| REVISÃO DA LITERATURA .....                                 | 19 |
| 1 PROCESSO DE DECOLAGEM.....                                | 19 |
| 1.1 Velocidades de Decolagem .....                          | 19 |
| 1.2 Distâncias Declaradas de Decolagem.....                 | 21 |
| 2 DESEMPENHO EM DECOLAGEM .....                             | 23 |
| 2.1 Peso da Aeronave .....                                  | 24 |
| 2.2 Temperatura.....  | 26 |
| 2.3 Densidade do ar .....                                   | 26 |
| 2.4 Ventos .....  | 27 |
| 2.5 Configuração de flapes e contaminação da fuselagem..... | 27 |
| 3 CÁLCULO DO DESEMPENHO EM DECOLAGEM .....                  | 28 |
| 3.1 Método Simplificado .....                               | 31 |
| 3.1.1 Arrasto Parasita .....                                | 33 |
| 3.1.2 Arrasto Induzido .....                                | 34 |

|  |    |
|--|----|
|  | 14 |
| 3.1.3 Peso de Decolagem.....   | 36 |
| 3.1.4 Distância de Decolagem .....                                     | 37 |
| 4 AEROPORTO INTERNACIONAL DE FOZ DO IGUAÇU.....                        | 39 |
| 4.1 Condições Ambientais.....  | 41 |
| 4.2 Nova pista.....  | 42 |
| 4.3 Raios de alcance .....   | 45 |
| 5 AERONAVES DE FUSELAGEM LARGA.....                                    | 47 |
| 5.1 Airbus A330-200.....   | 48 |
| 5.1.1 Carga Paga.....  | 52 |
| 5.1.2 Peso de Decolagem.....   | 53 |
| 5.2 Boeing 777-200 .....   | 54 |
| 5.2.1 Carga Paga.....  | 57 |
| 5.2.2 Peso de Decolagem.....   | 59 |
| RESULTADOS E DISCUSSÃO .....   | 60 |
| 6 CÁLCULO DO DESEMPENHO EM DECOLAGEM PELO MÉTODO<br>SIMPLIFICADO ..... | 60 |
| 6.1 Airbus A330-200.....   | 61 |
| 6.2 Boeing 777-200 .....   | 65 |
| CONCLUSÕES.....  | 70 |
| REFERÊNCIAS.....   | 72 |

## INTRODUÇÃO

Para que uma aeronave decole de uma pista com segurança e eficiência, é necessário definir os parâmetros de desempenho que determinarão se tal operação é viável, como a distância de decolagem, velocidades de decisão e acelerações. As aeronaves são projetadas para que sejam capazes de decolar com seu peso máximo em uma distância não muito longa, caso contrário esta distância comprometeria a capacidade das companhias aéreas em gerar receita com carga paga transportada na maioria dos aeroportos do planeta. (FREITAS, 2004)

Entretanto, diversos fatores externos influenciam o desempenho das aeronaves, como a densidade, temperatura, umidade, altitude em relação ao nível do mar, ventos relativos e as condições da pista. É preciso levar em consideração também algumas características da própria aeronave, como motorização, pesos operacionais, dimensões e características aerodinâmicas. (SKYBRARY, 2016)

Para atender os mais diversos tipos de aeronaves comerciais, aeroportos ao redor do mundo geralmente possuem amplos sistemas de pistas, compostos por *taxiways* de saída rápida, cabeceiras e pistas com comprimento e largura suficientemente grandes para a operação de praticamente todos os tipos de aeronaves comerciais. (FREITAS, 2004)

O Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu possui atualmente uma pista de 2195 metros de extensão e 45 metros de largura, que é considerada limitada para receber aeronaves de fuselagem larga (*wide-body*) com capacidade de carga suficientemente lucrativa para a realização de voos de longo alcance. Para sanar esta limitação, o Fundo de Desenvolvimento e Promoção Turística do Iguaçu (Fundo Iguaçu) desenvolveu um novo Plano Diretor para o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu. O plano prevê três horizontes de expansão para o terminal (em 2019,

2029 e 2039), sendo que a primeira fase contempla a implantação de uma nova pista de pouso e decolagem de 3 mil metros de extensão e 45 metros de largura (com ampliação futura para 60 metros), paralela à pista atual – que será utilizada como *taxiway*.

A nova pista está orçada em R\$ 300 milhões e deve ampliar a capacidade do aeroporto para receber entre 4 e 6 milhões de passageiros por ano. Com isso, o aeroporto poderá atender sua vocação internacional, tornando-se um hub do Mercosul e dos países andinos, com voos diretos para a Europa, Estados Unidos e Caribe. (ITAIPU BINACIONAL, 2016)

Este trabalho busca verificar a viabilidade técnica de operação de aeronaves *wide-body* na nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (PR) a partir do estudo de duas das aeronaves comerciais de fuselagem larga mais utilizadas atualmente: Boeing 777-200ER e Airbus A330-200. A partir das dimensões da pista, as condições ambientais do local, pesos e características aerodinâmicas das aeronaves, serão calculados os parâmetros de desempenho em decolagem por meio de um método simplificado, em três diferentes raios de alcance (médio, longo e ultralongo) a partir do aeroporto. Além disso, serão apresentados gráficos que relacionem o desempenho em decolagem com as condições ambientais do aeroporto e os pesos de decolagem de cada aeronave.

Com isso, espera-se chegar a conclusões acerca do desempenho em decolagem das aeronaves, definindo a viabilidade ou possíveis limitações para voos de médio a ultralongo alcance a partir da nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu.



## **Objetivo Geral**

Avaliar quantitativamente o desempenho em decolagem de duas aeronaves comerciais de fuselagem larga para a nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu, a fim de determinar a viabilidade de voos de médio a ultralongo alcance com tais aeronaves.

## **Objetivos Específicos**

- Estudar os principais conceitos teóricos e regulamentos acerca do desempenho em decolagem;
- Apresentar o estado atual do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu e o cenário futuro com a implantação da nova pista de pouso e decolagem;
- Selecionar duas aeronaves de fuselagem larga, determinando suas especificações técnicas, características aerodinâmicas e traçando os pesos de decolagem necessários em três raios de alcance (médio, longo e ultralongo) a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu;
- Calcular os parâmetros de desempenho em decolagem para estas aeronaves com base nas condições ambientais e técnicas do local de estudo;
- Avaliar os resultados obtidos para cada aeronave, plotando gráficos que relacionem os parâmetros de desempenho com as condições ambientais e o peso de decolagem.

## **Justificativa**

A cidade de Foz do Iguaçu é um dos destinos turísticos mais visitados do Brasil e o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu é a principal porta de entrada para os turistas que visitam a região. Entretanto, todos os voos operados no aeroporto são de curto alcance, operados com aeronaves de fuselagem curta (*narrow-body*), como o Boeing 737-800 e o Airbus A320. Esporadicamente, o aeroporto recebe voos com aeronaves *wide-body*, porém, estas aeronaves fazem apenas escala no aeroporto e tem como origem e destino aeroportos relativamente próximos, não podendo perfazer voos de longo alcance devido às limitações da atual pista.

Para facilitar o acesso de turistas estrangeiros por meio de voos internacionais diretos para Foz do Iguaçu, o Fundo Iguaçu elaborou um novo Plano Diretor para o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu, no qual a primeira fase deste plano contempla a implantação de uma nova pista de pouso e decolagem com 3 mil metros de extensão e 45 metros de largura. Tal pista teria capacidade de operar com aeronaves *wide-body*, em voos internacionais de longo alcance para a Europa, EUA, Caribe e América Latina, transformando o aeroporto em um *hub*.

Este trabalho busca calcular o desempenho em decolagem de duas aeronaves *wide-body* perfazendo voos de médio a ultralongo alcance a partir da nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu. O objetivo é avaliar a viabilidade técnica de tais operações, verificando se a decolagem é possível para os pesos de decolagem definidos em cada aeronave e as condições ambientais do aeroporto.

## REVISÃO DA LITERATURA

### 1 PROCESSO DE DECOLAGEM

A decolagem de um voo é a distância desde a liberação dos freios até o ponto onde a aeronave atinge uma determinada altura a partir do solo. É uma das fases mais críticas do voo em função dos riscos que oferece, tanto na sua execução, quanto posteriormente, durante a subida. (FREITAS, 2004) Para qualquer decolagem, deve-se assegurar que a distância requerida para decolagem não exceda a distância de decolagem disponível no aeródromo. (SKYBRARY, 2016)

Órgãos de homologação aeronáutica como o FAA (Administração Federal de Aviação, dos EUA), impõem através de regulamentos vários limites para velocidades e acelerações, que devem ser atingidos em momentos pré-estabelecidos da trajetória da aeronave durante a decolagem. (FREITAS, 2004)

#### 1.1 Velocidades de Decolagem

De acordo com o FAR 25.107 (*Federal Aviation Regulations Part 25.107 – Takeoff Speeds*), as velocidades regulamentadas de decolagem para aeronaves bimotoras de transporte de passageiros são:

**Velocidade de Estol ( $V_s$ )** – corresponde à mínima velocidade na qual a aeronave é controlável com o trem de pouso recolhido, em um voo nivelado e equilibrado. Durante a decolagem, se torna a **Velocidade de Estol de Decolagem ( $V_{st}$ )**, que corresponde a  $1,2V_s$ .

**Velocidade Mínima de Controle no Solo ( $V_{MCG}$ )** – corresponde à mínima velocidade na qual a aeronave demonstra ser controlável no solo, utilizando apenas as superfícies de voo e com um dos motores inoperante.

**Velocidade de Falha do Motor ( $V_{EF}$ )** – corresponde à velocidade na qual é assumida a falha de um dos motores durante a decolagem e depende das distâncias percorridas pela aeronave antes e depois da falha. Deve ser maior ou igual a  $V_{MCG}$ .

**Velocidade de Mínimo Controle no Ar ( $V_{MCA}$ )** – corresponde à mínima velocidade na qual a aeronave demonstra ser controlável no ar com um dos motores inoperante, permitindo movimentos de até 5º de inclinação.

**Velocidade de Decisão ( $V_1$ )** – corresponde à velocidade na qual o piloto, após identificar a falha em um dos motores, deve decidir entre continuar ou abortar a decolagem. Após a  $V_1$ , a decolagem deve ser realizada, mesmo com um dos motores inoperantes, devido à falta de pista para a parada da aeronave. Deve ser maior ou igual a  $V_{EF}$ .

**Velocidade de Rotação ( $V_R$ )** – corresponde à velocidade em que a aeronave inicia a rotação em torno dos trens de pouso principais, ou seja, a aeronave pode ser arfada com segurança para a atitude de voo. Deve ser maior ou igual a  $V_1$ ,  $1,05V_{MCA}$  e  $1,2V_{ST}$ , o que corresponde a  $1,44V_S$ .

**Velocidade de Mínima Saída do Solo ( $V_{MU}$ )** – corresponde à velocidade mínima demonstrada para cada combinação de peso, empuxo e configurações, na qual uma decolagem segura pode ser realizada.

**Velocidade de Deslocamento ( $V_{LOF}$ )** – corresponde à velocidade na qual a aeronave perde completamente o contato com o solo, iniciando o voo.

**Velocidade Mínima de Decolagem com Segurança ( $V_{2MIN}$ )** – corresponde à velocidade na qual a aeronave pode prosseguir a decolagem com total segurança. Deve ser maior ou igual a  $1,1V_{MCA}$  ou  $1,2V_S$ .

**Velocidade Inicial de Subida ( $V_2$ )** – corresponde à velocidade na qual o ponto mais baixo da aeronave atinge uma altura regulamentar de 35 ft (10,66 m) em

relação ao solo. Esta velocidade deve permitir que a aeronave atinja uma razão de subida mínima exigida, de forma que consiga superar obstáculos após a pista. Deve ser maior ou igual a  $V_{2MIN}$ .

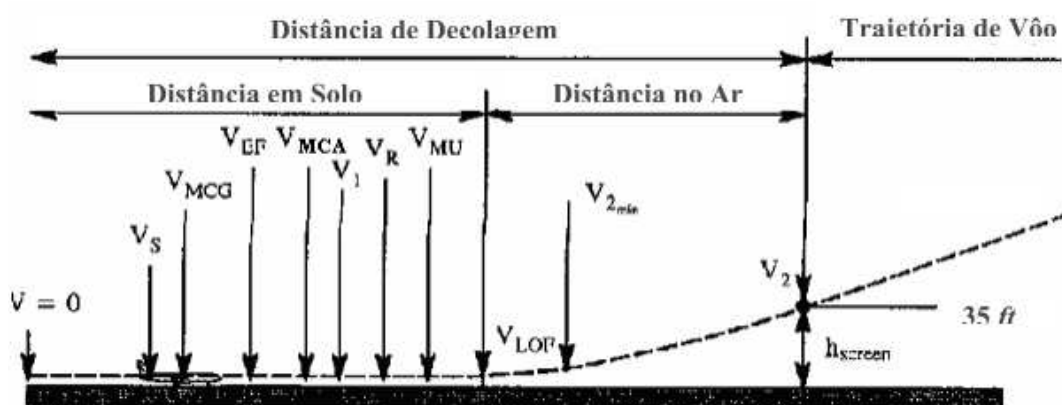


Figura 1 - Sequência das velocidades de decolagem de uma aeronave, segundo o requisito FAR 25.107 (FREITAS, 2004)

## 1.2 Distâncias Declaradas de Decolagem

Segundo o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) 154, as distâncias declaradas de decolagem na pista em um aeródromo são as distâncias utilizadas para efeito de cálculo de comprimento de pista disponível para as operações de decolagem. São elas: (ANAC, 2016)

**Pista Disponível para Corrida de Decolagem (TORA)** – comprimento declarado e disponível da pista para a corrida no solo de uma aeronave que decola;

**Distância Disponível para Decolagem (TODA)** – comprimento de pista disponível para a corrida de decolagem somado com a extensão da zona desimpedida de obstáculos (*clearway*), se existir;

**Zona Desimpedida (Clearway)** – uma área retangular, definida no solo ou na água, sob controle da autoridade competente, selecionada ou preparada como

área adequada sobre a qual uma aeronave pode realizar sua decolagem, iniciando-se no final da TORA;

**Distância Disponível para Aceleração e Parada (ASDA)** – comprimento de pista disponível para corrida de decolagem, somado ao comprimento da zona de parada (*stopway*), se existir.

**Zona de Parada (*Stopway*)** – área retangular definida, situada no prolongamento do eixo da pista no sentido da decolagem, destinada como zona adequada à parada de aeronaves em caso de decolagem abortada.

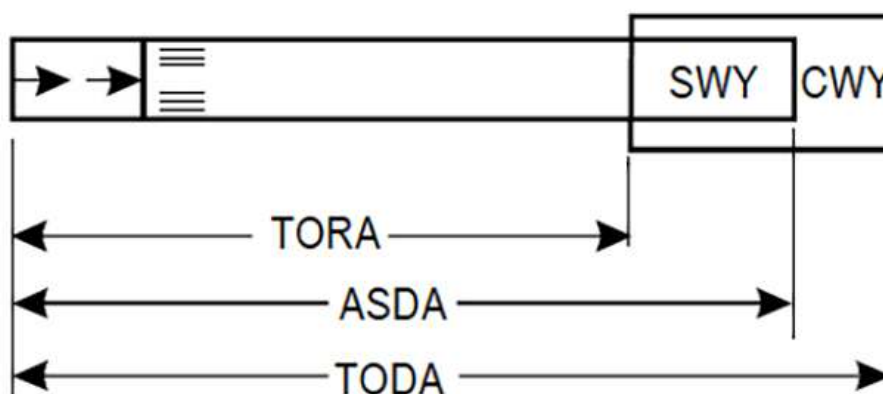


Figura 2 - Distâncias declaradas de decolagem em uma pista com cabeceira deslocada, zona desimpedida (CWY) e zona de parada (SWY) (ANAC, 2016)

A Figura 2 mostra um esquema de como são definidas as distâncias declaradas, que são utilizadas para determinar o desempenho em decolagem das aeronaves. Por exemplo, distâncias longas de TORA e TODA podem reduzir a potência necessária durante uma decolagem e, assim, preservar a vida útil dos motores. A TODA e a ASDA definem os valores de  $V_1$  possíveis para a pista. (ANAC, 2016)

## 2 DESEMPENHO EM DECOLAGEM

Durante uma decolagem, a sustentação é criada nas asas para superar o peso da aeronave, devido à aceleração direta da aeronave produzida pelo empuxo dos motores, que deve ser maior do que o arrasto. (FREITAS, 2004)

A distância de decolagem requerida por uma aeronave depende da interação das seguintes forças (SKYBRARY, 2016):

- O empuxo, que varia durante a decolagem, geralmente diminuindo conforme a aeronave acelera;
- O arrasto total da aeronave, que é uma resultante do arrasto aerodinâmico e do atrito dos pneus do trem de pouso com a superfície da pista. Conforme a aeronave ganha velocidade, o arrasto aerodinâmico aumenta. O atrito dos pneus depende do peso da aeronave e da resistência da superfície da pista. Porém, conforme a aeronave acelera, a força de sustentação aumenta, o que reduz o carregamento nos pneus e, portanto, reduz o atrito dos pneus gradualmente, até ser nulo;
- A sustentação, que aumenta conforme a aeronave acelera e aumenta sua velocidade;
- O peso da aeronave, que permanece constante.

Os fatores que afetam estas forças e suas interações são os fatores que afetam o desempenho em decolagem de uma aeronave (SKYBRARY, 2016):

- 1) Peso e equilíbrio da aeronave;
- 2) Temperatura;
- 3) Densidade do ar;
- 4) Ventos;

- 5) Condições da pista;
- 6) Configuração de flapes e a contaminação da fuselagem.

## 2.1 Peso da Aeronave

A massa e o equilíbrio da aeronave durante a decolagem determinam a força peso. Algumas limitações na massa são configuradas para garantir margens adequadas de desempenho, enquanto limitações na posição do centro de gravidade são definidas para garantir apropriadas condições de estabilidade e controle durante o voo. (SKYBRARY, 2016)

O peso de uma aeronave é um dos fatores preponderantes na análise do comprimento necessário de pista para as operações de decolagem. Para isso, são definidos os seguintes tipos de pesos (ALVES, 2014):

**Peso de Carga Paga (PLW)** – é composto pela soma dos pesos que produzem renda para o operador, tais como: passageiros, bagagens, carga e correio. É comum utilizar um cálculo de aproximadamente 100 kg por passageiro e bagagem.

**Peso de Carga Paga Máximo Estrutural (MPLW)** – é o máximo peso que a carga paga pode alcançar. Na prática, a carga paga máxima que se pode transportar é inferior a MPLW devido às restrições de espaço no interior da aeronave.

**Peso Operacional Vazio (OEW)** – é o peso próprio da aeronave, com todos os itens e equipamentos necessários ao voo, excluídos a carga paga e o combustível. Varia conforme a configuração de assentos e a quantidade de tripulantes.



**Peso Total Zero Combustível (TZFW)** – é o peso operacional vazio somado com a carga paga, sem o combustível, mas considerando os itens e equipamentos necessários ao voo.

**Peso Máximo Zero Combustível (MZFW)** – é o peso máximo da aeronave carregada com a máxima carga paga, sem combustível, dado em função do projeto estrutural da aeronave.

**Peso Total de Combustível (TFW)** – é o peso total do combustível carregado na aeronave, em todos os tanques de combustível, incluindo tanques externos. Pode ser alterado durante o voo, seja através do consumo de combustível pelos motores ou pelo alijamento de combustível.

**Peso de Decolagem (TOW)** – é o peso no início da corrida de decolagem, dado em função das condições atmosféricas, das condições da pista e do comprimento de pista disponível para a decolagem. É a soma entre o peso vazio (OEW), a carga paga (PLW) e o combustível.

**Peso Máximo Estrutural de Decolagem (MTOW)** – é o peso máximo autorizado para decolagem em condições seguras, por motivos de integridade estrutural. É a soma entre OEW, PLW e o TFW. Também conhecido como Peso Máximo para Liberação dos Freios (MBRW).

**Peso Máximo de Rampa (MRW)** – é o peso máximo autorizado para a aeronave iniciar a movimentação no solo, do táxi à cabeceira da pista. É ligeiramente superior ao MTOW, devido à queima de combustível durante o táxi.

Quanto maior o peso da aeronave, maior a força de sustentação necessária para superar o peso, portanto uma maior velocidade será necessária para decolar. Assim, uma maior distância de decolagem é requerida para atingir esta velocidade,

pois a aceleração é reduzida e o atrito dos pneus será maior devido ao maior peso. (SKYBRARY, 2016)

## **2.2 Temperatura**

A eficiência dos motores depende da temperatura do ar que circula por eles. Quanto maior a temperatura do ar, menor será a quantidade de empuxo produzida pelo motor. Com isso, a diferença entre o empuxo e o arrasto total durante a decolagem será menor. Logo, a aceleração é menor e a distância de decolagem aumenta. Além disso, a mudança na temperatura afeta a densidade do ar e a pressão atmosférica. (SKYBRARY, 2016)

## **2.3 Densidade do ar**

A densidade do ar afeta o empuxo, a sustentação e as forças de arrasto da seguinte forma: uma baixa densidade irá reduzir o empuxo criado pelos motores, o que requer uma maior velocidade de decolagem. A sustentação é proporcional à densidade. Então, uma maior velocidade é necessária para produzir a mesma sustentação quando a densidade é baixa. Uma menor densidade acarreta em um menor arrasto aerodinâmico. Entretanto, o efeito na sustentação e no empuxo é mais dominante porque o arrasto aerodinâmico é relativamente pequeno. Em geral, uma menor densidade requer uma maior distância de decolagem. (SKYBRARY, 2016)

A densidade é determinada pela pressão atmosférica, temperatura e umidade. Uma baixa pressão atmosférica fornece uma baixa densidade. Quanto mais elevado um aeródromo for, menor será a pressão atmosférica e,

conseqüentemente, menor será a densidade. Quanto maior a temperatura, menor é a densidade. E quanto maior a umidade, menor é a densidade. (SKYBRARY, 2016)

## **2.4 Ventos**

A sustentação e o arrasto durante a decolagem dependem da velocidade do ar, mas a distância requerida para decolagem depende exclusivamente da velocidade no solo. Um vento de proa (na direção oposta ao movimento da aeronave) reduz a velocidade no solo para uma determinada velocidade do ar na decolagem, reduzindo a distância de decolagem requerida. Por outro lado, um vento de cauda (na mesma direção do movimento da aeronave) aumenta a velocidade no solo, para a mesma velocidade do ar requerida na decolagem, aumentando a distância de decolagem. Ventos cruzados não possuem efeitos significativos na distância de decolagem. (SKYBRARY, 2016)

## **2.5 Configuração de flapes e contaminação da fuselagem**

A configuração de flapes influencia no coeficiente de sustentação da asa e no arrasto aerodinâmico. Ao aumentar o ângulo do flape, o coeficiente de sustentação aumenta, reduzindo assim a velocidade de estol e a velocidade requerida de decolagem (a mesma sustentação será criada para uma menor velocidade do ar devido ao maior coeficiente de sustentação). Com isso, a distância requerida para a decolagem será reduzida. Ao mesmo tempo, um maior ângulo de flape irá aumentar o arrasto, reduzindo a aceleração e aumentando a distância de decolagem. (SKYBRARY, 2016)

O efeito inicial é tal que a distância de decolagem será diminuída com o aumento do ângulo do flape, mas acima de um determinado ângulo o efeito do

arrasto será maior do que o aumento de sustentação, aumentando novamente a distância de decolagem. Uma configuração ideal de flape para a decolagem é determinada para cada tipo de aeronave. (SKYBRARY, 2016)

Ademais, se a fuselagem estiver contaminada com elementos como gelo ou neve durante a decolagem, o desempenho da aeronave será reduzido e a distância de decolagem requerida aumentará, pois o peso total da aeronave será maior do que o previsto sem a contaminação, bem como também aumenta o arrasto aerodinâmico. (SKYBRARY, 2016)

### 3 CÁLCULO DO DESEMPENHO EM DECOLAGEM

Durante a decolagem, a aeronave deve acelerar até atingir a velocidade mínima de segurança para alçar voo, a velocidade de rotação ( $V_R$ ). Com o ganho de velocidade, surgem forças que agem a partir do centro de gravidade da aeronave, a favor ou contrárias a seu movimento.

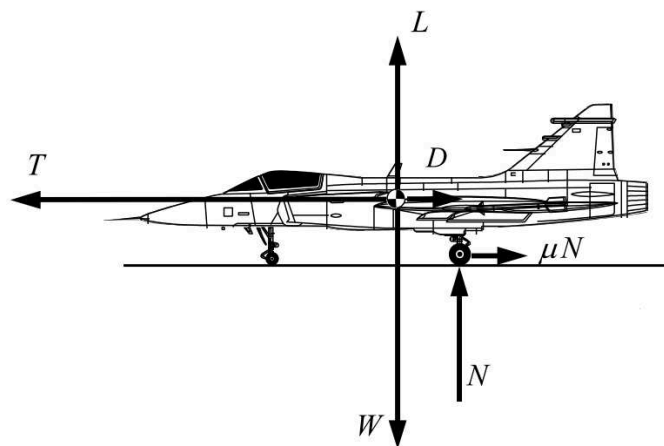


Figura 3 - Forças de interação em uma aeronave durante a decolagem (USAF, 1993)

Conforme a Figura 3, a força propulsiva gerada pelos motores da aeronave (empuxo,  $T$ ) deve ser superior à soma do arrasto aerodinâmico total ( $D$ ) e do arrasto de fricção gerado pelo contato das rodas da aeronave com o solo.

Este arrasto de fricção corresponde ao produto entre o coeficiente de atrito no pavimento ( $\mu$ ) e a força resultante vertical ( $N$ ), que é igual a diferença entre a peso da aeronave ( $W$ ) e a sustentação ( $L$ ). É possível demonstrar esta relação de acordo com o somatório das forças verticais igualado a zero:

$$\sum F_{vert} = 0 \quad (1)$$

$$L - W + N = 0 \quad (2)$$

$$N = W - L \quad (3)$$

Pela 1ª Lei de Newton, onde o somatório das forças horizontais, na direção de decolagem, deve ser igual ao produto entre a massa e a aceleração da aeronave:

$$\sum F_{horiz} = m a_T = T - D - \mu(W - L) \quad (4)$$

Substituindo a relação de massa pelo peso da aeronave:

$$a_T = \frac{T - D - \mu(W - L)}{m} = \frac{g[T - D - \mu(W - L)]}{W} \quad (5)$$

O coeficiente de atrito no pavimento ( $\mu$ ) depende do tipo de pavimento da pista e da condição de rolagem da aeronave, com ou sem frenagem. (USAF, 1993) A Tabela 1 apresenta alguns valores de referência.

Tabela 1 - Valores de referência para o coeficiente de atrito no concreto ou asfalto ( $\mu$ )  
(SANTOS, 2015)

| <b>Tipo de Pavimento</b>     | <b><math>\mu</math> sem frenagem</b> | <b><math>\mu</math> com frenagem</b> |
|------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|
| Concreto ou asfalto seco     | 0,02 – 0,03                          | 0,3 – 0,6                            |
| Concreto ou asfalto molhado  | 0,05                                 | 0,15 – 0,3                           |
| Concreto ou asfalto com gelo | 0,02                                 | 0,06 – 0,1                           |

Durante a aceleração da aeronave, o empuxo gerado pelos motores pode ser aproximado como constante em função da velocidade. Porém, a sustentação e o arrasto não são constantes, visto que ambos são função da velocidade, que não é constante durante o processo. (USAF, 1993)

A Equação 5 mostra que a aceleração da aeronave durante a decolagem também não é constante, pois na verdade diminui com o aumento da velocidade. Com isso, torna-se necessário recalcular a aceleração a cada nova velocidade. (USAF, 1993) Para tornar os cálculos mais práticos, será utilizada uma metodologia simplificada para determinar um valor de aceleração que represente um valor médio durante toda a decolagem. Para isso, serão utilizados os valores de sustentação e arrasto em uma velocidade igual a 70% da velocidade de rotação. (USAF, 1993)

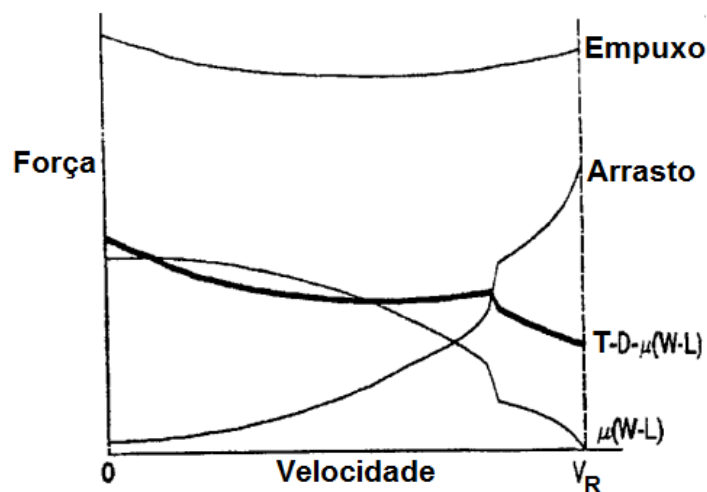


Figura 4 - Variação de forças durante a decolagem em aeronaves a jato (USAF, 1993)

A Figura 4 mostra que tal metodologia simplificada é válida para o cálculo da aceleração de decolagem em aeronaves a jato, pois boa parte das variáveis, como o Empuxo (T) e a relação  $T - D - \mu(W - L)$ , presente na Equação 5, apresentam pouca variação com o aumento da velocidade.

### 3.1 Método Simplificado

Durante a decolagem, a atitude de voo da aeronave não será, necessariamente, a atitude necessária para se obter o coeficiente de sustentação máximo da asa ( $C_{L,max}$ ). Portanto, pode-se estimar o coeficiente de sustentação durante a decolagem ( $C_{L,takeoff}$ ) através da relação entre a velocidade de estol de decolagem ( $V_{ST}$ ) e a velocidade de estol ( $V_S$ ). (SANTOS, 2015):

$$V_{ST} \geq 1,2V_S \quad (6)$$

Lembrando que a velocidade de estol ( $V_S$ ) é a velocidade mínima inferior à velocidade de rotação ( $V_R$ ), na qual a sustentação ( $L$ ) é igual ao peso ( $W$ ) da aeronave, o que permite um voo nivelado e equilibrado. (FREITAS, 2004)

$$L = W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L,takeoff} \cdot V_{ST}^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L,max} \cdot V_S^2 \quad (7)$$

Substituindo a relação da Equação 6 na Equação 7:

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L,takeoff} \cdot (1,2V_S)^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L,max} \cdot V_S^2 \quad (8)$$

Os termos iguais na Equação 8 são eliminados e o coeficiente de sustentação na decolagem ( $C_{L,takeoff}$ ) é isolado em função do coeficiente de sustentação máximo ( $C_{L,max}$ ):

$$1,44 C_{L,takeoff} = C_{L,max} \quad (9)$$

$$C_{L,takeoff} = \frac{C_{L,max}}{1,44} \quad (10)$$

O coeficiente de sustentação máximo ( $C_{L,max}$ ) independe das condições ambientais, mas depende da geometria do aerofólio e da asa da aeronave, portanto não existe um método analítico de chegar a este valor. A Tabela 2 mostra alguns valores de referência.

Tabela 2 - Valores típicos para o coeficiente de sustentação máximo da asa ( $C_{L,max}$ )  
(ROSKAM, 1985)

| <b>Tipo de aeronave</b> | <b><math>C_{L,max}</math></b> |
|-------------------------|-------------------------------|
| Aeronaves executivas    | 1,4 – 1,8                     |
| Aeronaves regionais     | 1,5 – 1,9                     |
| Aeronaves de transporte | 1,2 – 1,8                     |

A velocidade de rotação ( $V_R$ ), conforme definido anteriormente, tem a seguinte relação com a velocidade de estol na decolagem ( $V_{ST}$ ):

$$V_R \geq 1,2 V_{ST} \quad (11)$$

Relacionando com a Equação 6, tem-se:

$$V_R \geq 1,2 V_{ST} \geq 1,44 V_S \quad (12)$$

A velocidade de estol ( $V_S$ ) é calculada em função do coeficiente de sustentação máximo da asa ( $C_{L,max}$ ), através da seguinte relação (SANTOS, 2015):

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}} \quad (13)$$

A sustentação em 70% da velocidade de rotação ( $L_{0,7V_R}$ ) corresponde a:

$$L_{0,7V_R} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L,takeoff} \cdot (0,7V_R)^2 \quad (14)$$

Onde o coeficiente de sustentação na decolagem ( $C_{L,takeoff}$ ) deve ser medido conforme a atitude da aeronave, com ângulo de ataque praticamente nulo, e a utilização de dispositivos de hipersustentação como flapes e *slats*. (SANTOS, 2015)

Já o arrasto em 70% da velocidade de rotação ( $D_{0,7V_R}$ ) é igual a:

$$D_{0,7V_R} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_D \cdot (0,7V_R)^2 \quad (15)$$



Onde  $C_D$  é o coeficiente de arrasto, que representa o arrasto aerodinâmico total da aeronave. Este coeficiente possui duas parcelas independentes: uma corresponde ao coeficiente de arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) e outra ao coeficiente de arrasto induzido ( $C_{Di}$ ) (SANTOS, 2015), tal que:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (16)$$

A Equação 16 também é conhecida como Polar de Arrasto, pois representa de forma gráfica a correlação entre o coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) e o coeficiente de sustentação ( $C_L$ ). Reescrevendo-a em função do coeficiente de sustentação ( $C_L$ ), já que o arrasto induzido ( $C_{Di}$ ) depende da sustentação (SANTOS, 2015), tem-se:

$$C_D = C_{D0} + k_2 C_L^2 \quad (17)$$

Os valores de coeficiente de arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) e a constante  $k_2$  do Coeficiente de Arrasto Induzido são valores fixos para uma dada configuração de aeronave e serão determinados pelos métodos matemáticos apresentados a seguir.

### 3.1.1 Arrasto Parasita

O arrasto parasita é a força resistiva causada pelo movimento da aeronave em relação ao ar, gerado pelas partes da aeronave que não produzem sustentação. Este coeficiente depende, por exemplo, da forma geométrica da aeronave, da área exposta pela estrutura ao escoamento de ar e da qualidade superficial da estrutura. (SANTOS, 2015)

Será adotada uma simplificação onde o coeficiente de arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) é função do tamanho da área exposta da aeronave ao escoamento, denominada área molhada, e da qualidade superficial da estrutura. Além disso, a aeronave pode ser aproximada por uma placa plana de área molhada equivalente. (SANTOS, 2015)

Por meio da área molhada total da aeronave, é possível determinar o coeficiente de arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) utilizando uma correlação com o coeficiente de fricção de superfície equivalente ( $C_{fe}$ , vide Tabela 3) (SANTOS, 2015).

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{REF}} \quad (18)$$

Onde  $S_{REF}$  é a área de referência (em planta) da asa e  $S_{wet}$  é a área molhada total da aeronave, que consiste no somatório das áreas molhadas de partes geométricas relevantes da aeronave, como fuselagem ( $S_{wet,f}$ ), asa ( $S_{wet,w}$ ), empenagens horizontal ( $S_{wet,ht}$ ) e vertical ( $S_{wet,vt}$ ), nacele dos motores ( $S_{wet,eng}$ ) e dispositivos de ponta de asa ( $S_{wet,winglet}$ ). (SANTOS, 2015)

$$S_{wet} = S_{wet,f} + S_{wet,w} + S_{wet,ht} + S_{wet,vt} + S_{wet,eng} + S_{wet,winglet} \quad (19)$$

Tabela 3 - Valores de referência para o coeficiente de fricção equivalente ( $C_{fe}$ ) (SANTOS, 2015)

| <b>Tipo de aeronave</b>                                     | <b><math>C_{fe}</math></b> |
|---|----------------------------|
| Aeronave militar de combate aéreo                           | 0,0040                     |
| Aeronave militar bombardeiro e aeronave civil de transporte | 0,0030                     |
| Aeronave militar cargueiro ou de transporte                 | 0,0035                     |
| Aeronave supersônica de combate aéreo ou de transporte      | 0,0025                     |

### 3.1.2 Arrasto Induzido

O arrasto induzido é a força resistiva causada pela sustentação gerada pelas partes da aeronave que produzem sustentação, tal como asas e empenagens horizontal e vertical. (SANTOS, 2015)

Para a constante  $k_2$  do coeficiente de arrasto induzido ( $C_{Di}$ ), mostrada na Equação 17, será utilizada uma relação em função do alongamento da asa (AR) e do fator de eficiência aerodinâmica ( $e$ ) (SANTOS, 2015), tal que:

$$k_2 = \frac{1}{\pi AR e} \quad (20)$$

O alongamento da asa (AR) tem a seguinte relação:

$$AR = \frac{b^2}{S_{REF}} \quad (21)$$

Onde  $b$  é a envergadura da asa e  $S_{REF}$  é a área de referência da asa.

O fator de eficiência aerodinâmica ( $e$ ), ou eficiência aerodinâmica de Oswald, depende da geometria da asa, especialmente sua forma em planta. Asas elípticas têm um fator  $e$  igual a unidade, enquanto asas retangulares e trapezoidais possuem fatores menores do que a unidade. (SANTOS, 2015)

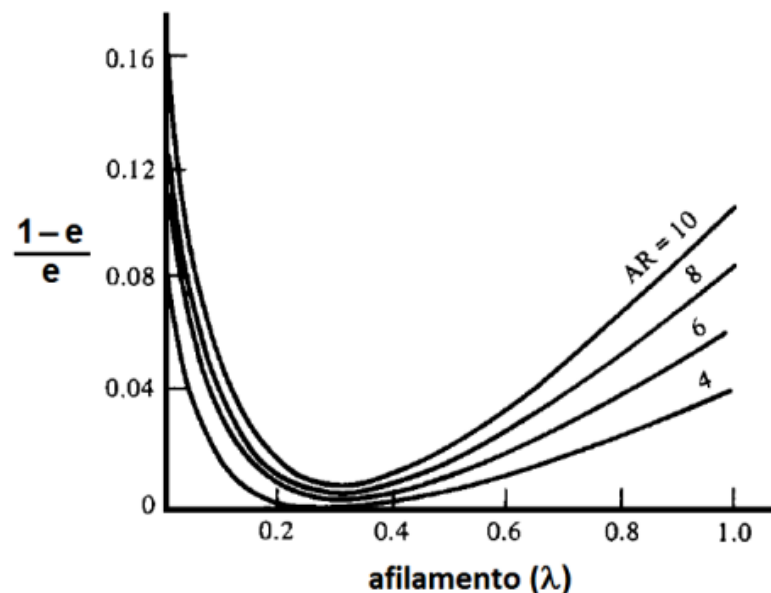


Figura 5 - Eficiência aerodinâmica ( $e$ ) em função do alongamento (AR) e do afilamento ( $\lambda$ ) (SANTOS, 2015)

Para determiná-lo, utiliza-se uma correção gráfica entre eficiência aerodinâmica, afilamento ( $\lambda$ ) e alongamento (AR) da asa, apresentada na Figura 5. O afilamento da asa ( $\lambda$ ) é igual a razão entre a corda geométrica na ponta da asa

( $c_{tip}$ ) e a corda na raiz da asa ( $c_{root}$ ), sendo esta projetada no eixo longitudinal da aeronave. (SANTOS, 2015)

### 3.1.3 Peso de Decolagem

O peso de combustível (FW) de uma aeronave para um determinado voo será estimado com base na distância a ser percorrida, no empuxo ( $T_{cruz}$ ), no consumo específico de combustível ( $TSFC_{cruz}$ ) e na velocidade ( $V_{cruz}$ ), todos em voo de cruzeiro, bem como requisitos de combustível que as aeronaves comerciais devem cumprir em qualquer voo.

$$FW = TSFC_{cruz} \cdot T_{cruz} \cdot t_{voo} \quad (22)$$

O tempo de voo ( $t_{voo}$ ) será calculado com base no requisito FAR 121.645, onde uma aeronave a jato deve ter combustível suficiente para cumprir a etapa prevista (de um ponto A para um ponto B), com um acréscimo de 10%, mais uma etapa até o aeroporto alternativo mais distante, se necessário (do ponto B para um ponto C) e mais 30 minutos que podem ser utilizados em um voo de espera, desvios em rota ou qualquer outra anormalidade.

$$t_{voo} = 1,1 \cdot t_{A-B} + t_{B-C} + 30 \text{ min} \quad (23)$$

O tempo de voo entre os pontos A e B ( $t_{A-B}$ ), em horas, será calculado em função da distância a ser percorrida ( $\Delta X_{A-B}$ ), em km, e da velocidade em voo de cruzeiro ( $V_{cruz}$ ), em km/h. Já o tempo de voo entre os pontos B e C ( $t_{B-C}$ ) será estimado com base em um percentual de 10% do tempo de voo entre os pontos A e B ( $t_{A-B}$ ).

$$t_{A-B} = \frac{\Delta X_{A-B}}{V_{cruz}} \quad (24)$$

$$t_{B-C} = 10\% \cdot t_{A-B} \quad (25)$$

Substituindo as Equações 24 e 25 na Equação 23, bem como transformando o tempo adicional de 30 minutos em horas, tem-se o tempo de voo ( $t_{voo}$ ) em horas.

$$t_{voo} = 1,1 \cdot \frac{\Delta X_{A-B}}{V_{cruz}} + 10\% \cdot \frac{\Delta X_{A-B}}{V_{cruz}} + 0,5 \quad (26)$$

$$t_{voo} = 1,2 \cdot \frac{\Delta X_{A-B}}{V_{cruz}} + 0,5 \quad (27)$$

Com o peso de combustível (FW) calculado, pode-se calcular o peso de decolagem (TOW), que é a soma entre o peso operacional vazio (OEW), o peso de combustível (FW) e a carga paga (PLW).

$$TOW = OEW + FW + PLW \quad (28)$$

É importante ressaltar que o TOW, em kg, deverá ser multiplicado pela força de gravidade ( $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ ) quando for utilizado nos cálculos de desempenho.

### 3.1.4 Distância de Decolagem

Com a aceleração de decolagem (Equação 7) e todas suas variáveis definidas, é possível utilizá-la para determinar o tempo necessário para atingir a velocidade de rotação ( $t_{VR}$ ), por meio da equação do movimento acelerado (SANTOS, 2015):

$$t_{VR} = \frac{V_R}{a_T} \quad (29)$$

De acordo com o regulamento FAR 25, o tempo necessário para a aeronave liberar as rodas do solo em uma decolagem, ou tempo em solo ( $t_{GND}$ ), é igual ao tempo necessário para atingir a velocidade de rotação ( $t_{VR}$ ) acrescido de dois segundos – que é o tempo de resposta médio de um piloto para arfar a aeronave.

$$t_{GND} = t_{VR} + 2 = \frac{V_R}{a_T} + 2 \quad (30)$$

A distância de decolagem ( $R_T$ ) é calculada desde o ponto em que a aeronave inicia a corrida de decolagem, no repouso, até o ponto em que atinge a altura regulamentar de 35 ft (10,67 m). (USAF, 1993) Para isso, ela é dividida em duas partes: a distância de decolagem em solo ( $R_{GND}$ ) e a distância de decolagem em voo ( $R_{AIR}$ ). (SANTOS, 2015)

A distância de decolagem em solo ( $R_{GND}$ ) é calculada em função da aceleração ( $a_T$ ) e do tempo em solo ( $t_{GND}$ ), tal que:

$$R_{GND} = \frac{1}{2} \cdot a_T \cdot t_{GND}^2 \quad (31)$$

Já a distância de decolagem em voo ( $R_{AIR}$ ), que começa no ponto onde as rodas da aeronave liberam o solo e vai até a altura regulamentar ( $h$ ), é calculada com base no ângulo de subida ( $\gamma$ ). Este ângulo depende do empuxo dos motores ( $T$ ), do arrasto na velocidade de rotação ( $D$ ), desconsiderando o atrito, e do peso da aeronave ( $W$ ). (SANTOS, 2015)

$$\gamma = \sin^{-1} \left( \frac{T-D}{W} \right) \quad (32)$$

Por meio da tangente do ângulo de subida ( $\gamma$ ), que fornece a altura regulamentar de decolagem ( $h$ ) e da distância de decolagem em voo ( $R_{AIR}$ ), é possível isolar  $R_{AIR}$ :

$$\tan \gamma = \frac{h}{R_{AIR}} \quad (33)$$

$$R_{AIR} = \frac{h}{\tan \gamma} \quad (34)$$

Logo, a Distância de Decolagem ( $R_T$ ) é a soma dos termos das Equações 31 e 34, tal que:

$$R_T = R_{GND} + R_{AIR} = \frac{1}{2} \cdot a_T \cdot t_{GND}^2 + \frac{h}{\tan \gamma} \quad (35)$$

#### 4 AEROPORTO INTERNACIONAL DE FOZ DO IGUAÇU

O Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu / Cataratas (código IATA: IGU; código ICAO: SBFI) está localizado na cidade de Foz do Iguaçu, Paraná, sendo o 20º aeroporto mais movimentado do país. Atende a uma população de 1,5 milhão de pessoas em um raio de 100 km, bem como é a principal porta de entrada para turistas do Brasil e do mundo para os atrativos turísticos da região, como as Cataratas do Iguaçu. (INFRAERO, 2017)



Figura 6 – Atual pista de pousos e decolagens do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu  
(Foto: Daniel Duarte)

A Figura 6 mostra o estado atual do aeroporto, que foi inaugurado em 1970 para atender à crescente demanda de aeronaves que não podiam operar no antigo campo de pouso da cidade. Em 1974, o aeroporto passou a ser administrado pela Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária, a Infraero. Passou por reformas de ampliação e modernização em 1989 e 2012. Em 2015, passaram pelo aeroporto 2.057.159 passageiros. (INFRAERO, 2017)

Tabela 4 - Características técnicas da atual pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (AIS, 2017)

| <b>Características Técnicas</b>                                   | <b>Dimensão</b>       |
|---|-----------------------|
| Comprimento Total x Largura                                       | 2195 x 45 m           |
| Pista Disponível para Corrida de Decolagem (TORA) <sup>1</sup>    | 2095 m                |
| Distância Disponível para Decolagem (TODA) <sup>1</sup>           | 2895 m                |
| Distância Disponível para Aceleração e Parada (ASDA) <sup>1</sup> | 2155 m                |
| Cabeceiras  | 14 / 32               |
| Tipo de Pavimento   | Asfalto (flexível)    |
| Número de Classificação do Pavimento (PCN)                        | 51                    |
| Resistência da camada subasfáltica                                | B (Médio)             |
| Pressão Admissível nos pneus da aeronave no pavimento             | X (Alta, até 254 psi) |
| Altitude (ASL)  | 239 m ou 784 ft       |

A Tabela 4 mostra as características técnicas da atual pista do aeroporto. Apesar de suportar pressões altas nos pneus das aeronaves e ter uma resistência asfáltica média, a pista é limitada tanto em comprimento quanto em PCN para a

<sup>1</sup> Distâncias declaradas para a cabeceira 14, que é a mais utilizada para decolagens no Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (AIS, 2017)



operação de aeronaves *wide-body* com carga paga e combustível suficientes para a realização de voos de longo alcance.

As aeronaves que são objeto de estudo neste trabalho, o Airbus A330-200 e o Boeing 777-200ER, possuem um ACN (Número de Classificação da Aeronave), número que deve ser igual ou menor do que o PCN para a operação segura, maior do que o PCN da atual pista, o que impossibilita uma operação sem grandes restrições de peso.

#### **4.1 Condições Ambientais**

Para o estudo do desempenho em decolagem, é necessário definir quais são as condições ambientais do local onde a aeronave decolará, especialmente a temperatura, a pressão atmosférica e a densidade do ar.

Em Foz do Iguaçu, a temperatura média registrada entre 1961 e 1990 é de 20,9°C (293,9 K), com uma temperatura mínima absoluta de -4,2°C (268,8 K) e uma temperatura máxima absoluta de 40°C (313 K). As estações são bem definidas, com verões bastante quentes e chuvosos e invernos frios e secos, inclusive com geadas. A umidade relativa média é de 80,3%. (INMET, 2017)

A pressão absoluta média registrada entre 02/03/2016 e 01/03/2017 é de 989,5 hPa, com uma pressão absoluta mínima de 978 hPa e uma pressão absoluta máxima de 1001 hPa. (INMET, 2017)

A densidade do ar depende diretamente da pressão absoluta, da temperatura e da umidade. Considerando o ar seco e as variações da temperatura ( $\zeta$ ) e da pressão absoluta ( $P_{abs}$ ) apresentadas, a densidade do ar ( $\rho$ ) pode ser calculada por meio da lei dos gases ideais.

$$\rho = \frac{P_{abs}}{R \cdot \zeta} \quad (36)$$

Onde R é a constante dos gases, igual a 287,058 J/kg.K.

Tabela 5 - Valores de temperatura, pressão absoluta e densidade do ar para o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu

| <b>Dimensão</b>                | <b>Valor médio</b>       | <b>Variação</b>  |
|--------------------------------|--------------------------|--|
| Temperatura ( $\zeta$ )        | 20,9°C ou 293,9 K        | -4,2°C < $\zeta$ < 40°C<br>293,4 K < $\zeta$ < 313 K         |
| Pressão absoluta ( $P_{abs}$ ) | 989,5 hPa                | 978 hPa < $P_{abs}$ < 1001 hPa                               |
| Densidade do ar ( $\rho$ )     | 1,1729 kg/m <sup>3</sup> | 1,1141 kg/m <sup>3</sup> < $\rho$ < 1,2675 kg/m <sup>3</sup> |

Por meio da Equação 36, chega-se ao valor médio de densidade, bem como a variação entre os valores mínimo e máximo, calculados com a variação da temperatura e da pressão absoluta. A Tabela 5 mostra os valores que serão utilizados no cálculo do desempenho em decolagem das aeronaves em estudo.

## 4.2 Nova pista

Em 2013, o Fundo de Promoção Turística do Iguaçu (Fundo Iguaçu) apresentou à Infraero um novo Plano Diretor para o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu. Nele estão previstas três ampliações do aeroporto (2019, 2029 e 2039) em um horizonte de 30 anos, com a ampliação e modernização do terminal de passageiros, e a implantação de uma nova pista de pousos e decolagens, com 3 mil metros de extensão por 45 metros de largura (com ampliação futura para 60 metros de largura). (ITAIPU BINACIONAL, 2013)

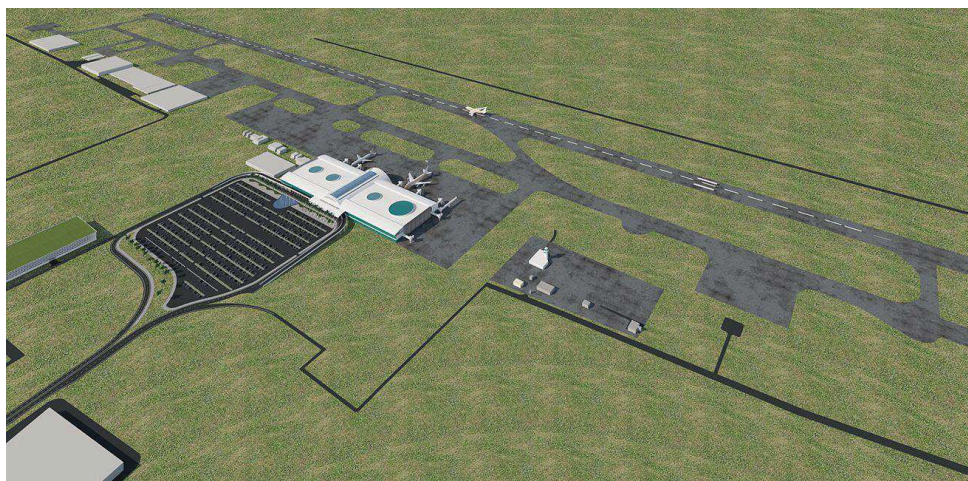


Figura 7 - Projeto conceitual da nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (ITAIPU BINACIONAL, 2016)

A Figura 7 mostra o projeto conceitual da nova pista, que será construída paralela à atual pista, que servirá como *taxiway* para acesso ao pátio de aeronaves. Em 2015, a Infraero recebeu do Fundo Iguaçu os projetos de engenharia da nova pista, juntamente com os estudos de impacto ambiental, levantamento aeroportuário, e os projetos de terraplenagem, geométrico, drenagem, elétrico e balizamento. O projeto tem um custo estimado de R\$ 300 milhões, incluindo as desapropriações, e os recursos para a construção devem provir do Fundo Nacional de Aviação Civil (Fnac). (ITAIPU BINACIONAL, 2015)

Em 2016, após ter o aval da Infraero e do Cindacta II, o Plano Diretor foi aprovado pela Agência Nacional de Aviação Civil (Anac), sendo composto de sete capítulos, acrescidos do relatório final, do relatório síntese e do anteprojeto do terminal de passageiros. Esta aprovação permite que as lideranças de Foz do Iguaçu se articulem para viabilizar a primeira fase do Plano Diretor, que prevê a implantação da nova pista. (ITAIPU BINACIONAL, 2016)

Segundo estudos feitos pelo Fundo Iguaçu, para a primeira etapa do Plano Diretor em 2019, já com a nova pista implantada, o aeroporto poderá receber entre 4

e 6 milhões de passageiros por ano, atendendo à sua vocação internacional, com voos diretos para o Caribe, Estados Unidos e Europa, tornando-se um hub do Mercosul e dos países andinos. (ITAIPU BINACIONAL, 2013)

Tabela 6 - Características técnicas estimadas para a nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu

| <b>Características Técnicas</b>                       | <b>Dimensão</b>                        |
|---|--|
| Comprimento Total x Largura                           | 3000 x 45 m                            |
| Pista Disponível para Corrida de Decolagem (TORA)     | 3000 m                                 |
| Distância Disponível para Decolagem (TODA)            | 3800 m                                 |
| Distância Disponível para Aceleração e Parada (ASDA)  | 3120 m                                 |
| Cabeceiras  | 14L / 32R                              |
| Tipo de Pavimento                                     | Asfalto (flexível)                     |
| Número de Classificação do Pavimento (PCN)            | > 60                                   |
| Resistência da camada subasfáltica                    | A (Alto) ou B (Médio)                  |
| Pressão Admissível nos pneus da aeronave no pavimento | W (Ilimitado) ou X (Alta, até 254 psi) |
| Altitude (ASL)  | 239 m ou 784 ft                        |

A Tabela 6 mostra algumas características técnicas estimadas para a nova pista e que serão consideradas nos cálculos de desempenho.

### 4.3 Raios de alcance

Tendo em vista que a construção da nova pista no Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu visa a operação regular de aeronaves *wide-body* capazes de perfazer voos de longo alcance, foram definidos três raios de alcance (médio, longo e ultralongo alcance) a partir do aeroporto. Para cada um destes raios será calculada a quantidade de combustível a ser carregada para que as aeronaves consigam percorrer tais distâncias, definindo assim o peso de decolagem (TOW) a ser utilizado nos cálculos de desempenho em decolagem.

Será considerado que as aeronaves *wide-body* em estudo possuem classificação ETOPS (do inglês, Operações de Longo Alcance com Aeronaves Bimotoras), ou seja, são certificadas e capazes de voar com apenas 1 dos motores funcionando entre 180 e 207 minutos. Isto permite que estas aeronaves façam voos transatlânticos, mais retilíneos e sem necessidade de voar sobre terra firme durante todo o percurso. (KLOTZEL, 2015)

Em todos os raios de alcance será utilizado o requisito FAR 121.645, onde cada voo deve ter combustível suficiente para percorrer a distância entre a origem e o destino final, com um acréscimo de 10%, somado com a distância entre o destino final e um aeródromo alternativo e mais 30 minutos de voo.

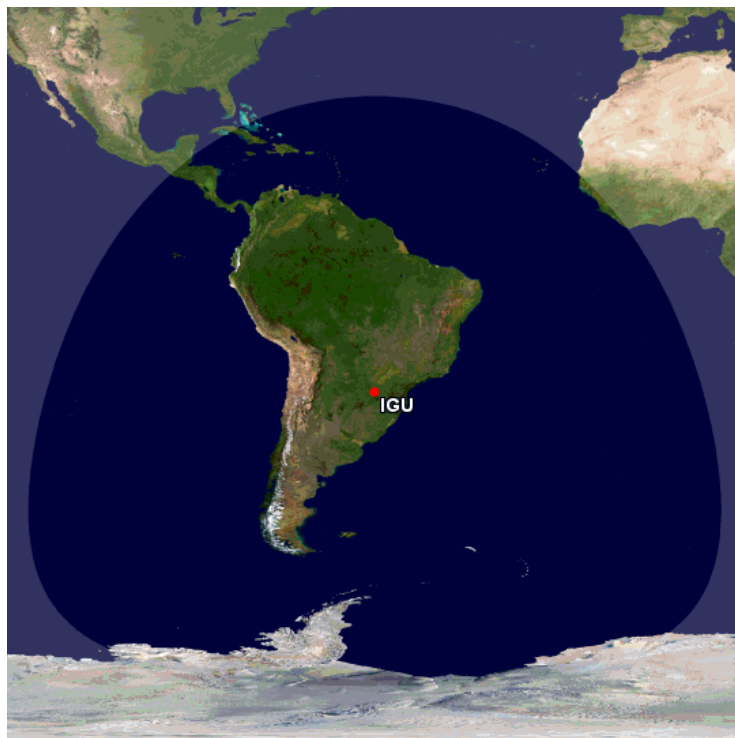


Figura 8 - Raio de 6 mil km para voos de médio alcance a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (Mapa criado em gcmmap.com)

O primeiro raio de alcance definido é de 6 mil km a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu, para voos de médio alcance, tal como mostrado na Figura 8. Dentro deste raio de alcance, a aeronave consegue atingir toda a América do Sul e parte da América Central, bem como chega à costa do norte da África.

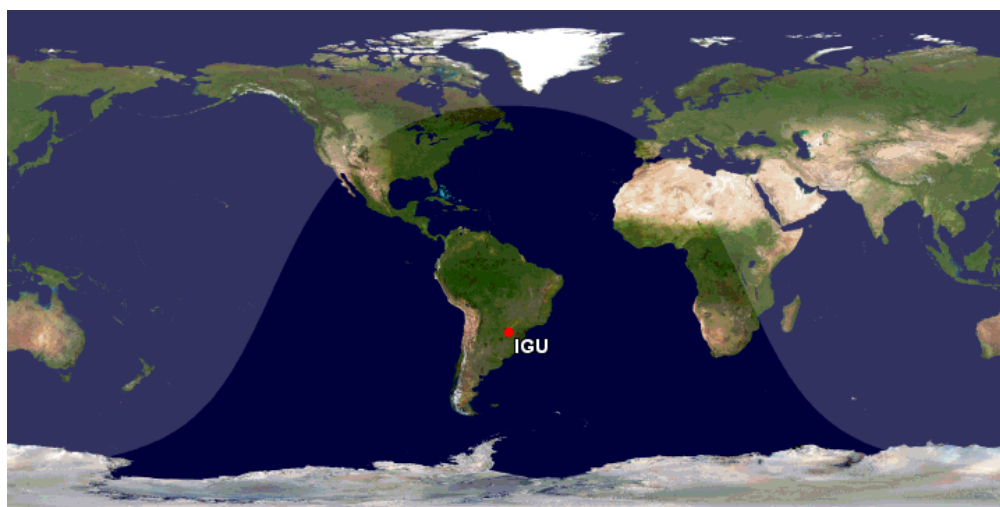


Figura 9 - Raio de 9 mil km para voos de longo alcance a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (Mapa criado em gcmmap.com)

Já o segundo raio de alcance é de 9 mil km a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu, para voos de longo alcance, conforme a Figura 9. Nele, a aeronave é capaz de voar para toda a América do Sul e Central, bem como atinge boa parte do meio-leste dos Estados Unidos e do Canadá. Além disso, é possível voar até o meio do continente africano, Portugal e parte da Espanha na Europa.

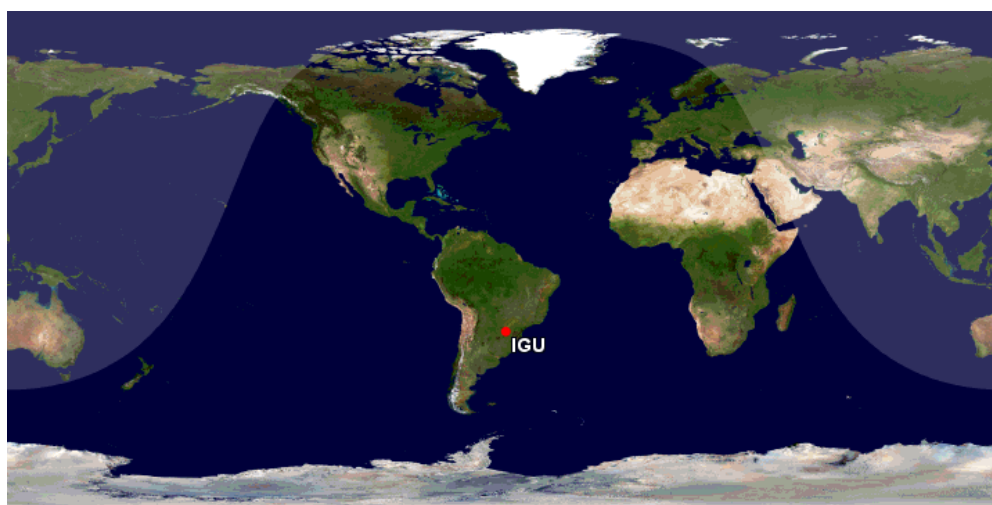


Figura 10 - Raio de 12 mil km para voos de ultralongo alcance a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu (Mapa gerado em gcmmap.com)

Por fim, o último raio de alcance, com uma distância de 12 mil km a partir do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu, vide Figura 10, para voos de ultralongo alcance. Dentro deste raio é possível voar para todas as Américas, África, quase toda a Europa e parte do Oriente Médio. Além disso, é possível voar até a Nova Zelândia.

## 5 AERONAVES DE FUSELAGEM LARGA

As aeronaves de fuselagem larga (*widebodies*) são aeronaves a jato de corredor duplo, onde as fileiras podem acomodar de sete a onze assentos, com capacidade total de passageiros entre 200 e 853, dependendo do tipo de aeronave.

São utilizadas em voos de longo alcance, pois acomodam um número de passageiros e uma capacidade de carga maior do que aeronaves de fuselagem estreita (*narrowbodies*), que possuem apenas um corredor. Além disso, os *widebodies* possuem uma motorização maior e adequada para voos de longa duração, podendo ser bi ou quadrimotores. (DOGANIS, 2002)

A primeira aeronave de fuselagem larga a entrar em operação foi o Boeing 747 Jumbo, em 1969, a maior aeronave já fabricada até então. Em seguida, surgiram o McDonnell Douglas DC-10, o Lockheed TriStar e, alguns anos depois, o Airbus A300. Nas décadas de 80 e 90, outras aeronaves foram entrando em operação, como Boeing 767, Boeing 777, Airbus A330 e Airbus A340. (DOGANIS, 2002) Em 2005, o Airbus A380 se tornou a maior aeronave comercial do planeta, com 2 andares e capacidade para até 853 passageiros. (AIRBUS, 2017)

Para este trabalho, foram selecionadas as aeronaves *wide-body* mais entregues dos dois maiores fabricantes mundiais até o momento: o Boeing 777-200 e o Airbus A330-200. A seguir serão revisadas as principais especificações de cada uma dessas aeronaves e seus motores.

### **5.1 Airbus A330-200**

O Airbus A330 é uma aeronave de fuselagem larga, bimotora, destinada a voos de médio a longo alcance, construída pela fabricante europeia Airbus. As versões do A330 possuem um alcance de 5000 a 13450 km, e podem acomodar até 335 passageiros em duas classes ou carregar 70 toneladas de carga. Nasceu na década de 70, onde seu projeto era uma de várias derivações do primeiro *wide-body* da Airbus, o A300. O A330 foi lançado em 1987, com sistemas de voo *fly-by-wire* e



possui três opções de motores: General Electric CF6, Pratt & Whitney PW4000 e Rolls-Royce Trent 700.



Figura 11 - Airbus A330-200 (AIRBUS, 2017)

O A330-300, a primeira versão do A330, voou pela primeira vez em 1992 e entrou em serviço em 1994. A segunda versão, ligeiramente menor, o A330-200 foi lançado em 1998, mostrado na Figura 11. Esta versão possibilitou à Airbus ampliar sua participação no mercado de aeronaves *wide-body*, concorrendo diretamente com os Boeings 767 e 777. Além desta, foram lançadas outras versões do A330 destinadas a operações cargueiras.

Até janeiro de 2017, o Airbus A330 recebeu 1686 encomendas, das quais 1326 foram entregues e 1296 aeronaves continuam em operação. O maior operador da aeronave é a Turkish Airlines, com 60 A330 em sua frota. Outros grandes operadores da aeronave são: Alitalia, Avianca, American Airlines, Air China e Etihad Airways.

Para este trabalho, será estudada a versão A330-200, equipado com o motor General Electric CF6-80E1A2, em uma configuração de 246 passageiros em duas classes.

Tabela 7 – Principais dimensões do Airbus A330-200 (AIRBUS, 2005)

| <b>Dimensões (em metros)</b>        |       |
|-------------------------------------|-------|
| Comprimento                         | 58,82 |
| Envergadura da asa (b)              | 60,30 |
| Alongamento da asa (AR)             | 10,06 |
| Corda na ponta da asa ( $c_{tip}$ ) | 2,46  |
| Corda na raiz da asa ( $c_{root}$ ) | 10,56 |

Tabela 8 - Áreas molhadas do Airbus A330-200 (AIRBUS, 2005)

| <b>Áreas (em m<sup>2</sup>)</b>                  |       |
|--|-------|
| Fuselagem  | 877   |
| Asa (área de referência)                         | 361,6 |
| Asa (superfície superior)                        | 306   |
| Empenagem Horizontal                             | 130   |
| Empenagem Vertical                               | 106   |
| Nacele dos motores                               | 154   |
| Dispositivos de ponta de asa ( <i>winglets</i> ) | 11    |

As Tabelas 7 e 8 definem as principais características geométricas da aeronave, que serão usadas no cálculo da Polar de Arrasto. As Tabelas 9, 10 e 11 contém, respectivamente, os pesos característicos, os parâmetros de desempenho e

as características do motor da aeronave, os quais serão utilizados para os cálculos do desempenho em decolagem.

Tabela 9 - Pesos característicos do Airbus A330-200 (AIRBUS, 2005)

| <b>Pesos</b>                        | <b>Dimensão<br/>(em kg)</b> |
|-------------------------------------|-----------------------------|
| Peso Máximo de Decolagem (MTOW)     | 233000                      |
| Peso Máximo de Rampa (MRW)          | 233900                      |
| Peso Máximo Zero Combustível (MZFW) | 173000                      |
| Peso Vazio Operacional (OEW)        | 120750                      |

Tabela 10 - Parâmetros de desempenho do Airbus A330-200 (AIRBUS, 2005)

| <b>Parâmetros de Desempenho</b>                                  | <b>Dimensão</b> |
|--|-----------------|
| Alcance máximo (no MTOW)   | 13450 km        |
| Velocidade de cruzeiro ( $V_{cruz}$ )                            | 871 km/h        |
| Distância de Decolagem (no MTOW, ao nível do mar, condições ISA) | 2200 m          |

Tabela 11 - Características do motor GE CF6-80-E1A2 do Airbus A330-200 (MEIER, 2005)

| <b>Características do motor</b>                         | <b>Dimensão</b> |
|---|-----------------|
| Empuxo (T, em cada motor)                               | 302400 N        |
| Empuxo em voo de cruzeiro ( $T_{cruz}$ , em cada motor) | 50803 N         |
| Consumo específico de combustível (TSFC)                | 0,0334 kg/N.h   |
| Consumo específico em voo de cruzeiro ( $TSFC_{cruz}$ ) | 0,0578 kg/N.h   |

### 5.1.1 Carga Paga

O valor mínimo de carga paga ( $PLW_{min}$ ) que a aeronave deverá carregar em cada um dos raios de alcance será o peso carregado pelo número máximo de passageiros (246). Considerando um peso médio de 100 kg para cada passageiro, incluindo a bagagem, o valor de  $PLW_{min}$  será igual a 24600 kg.

Já para estimar a carga paga máxima ( $PLW_{max}$ ) em cada um dos raios de alcance, será utilizado o gráfico carga paga x alcance para o motor GE CF6-80-E1A2. Este gráfico possui como referência as condições da Atmosfera Padrão Internacional – ISA ao nível do mar.

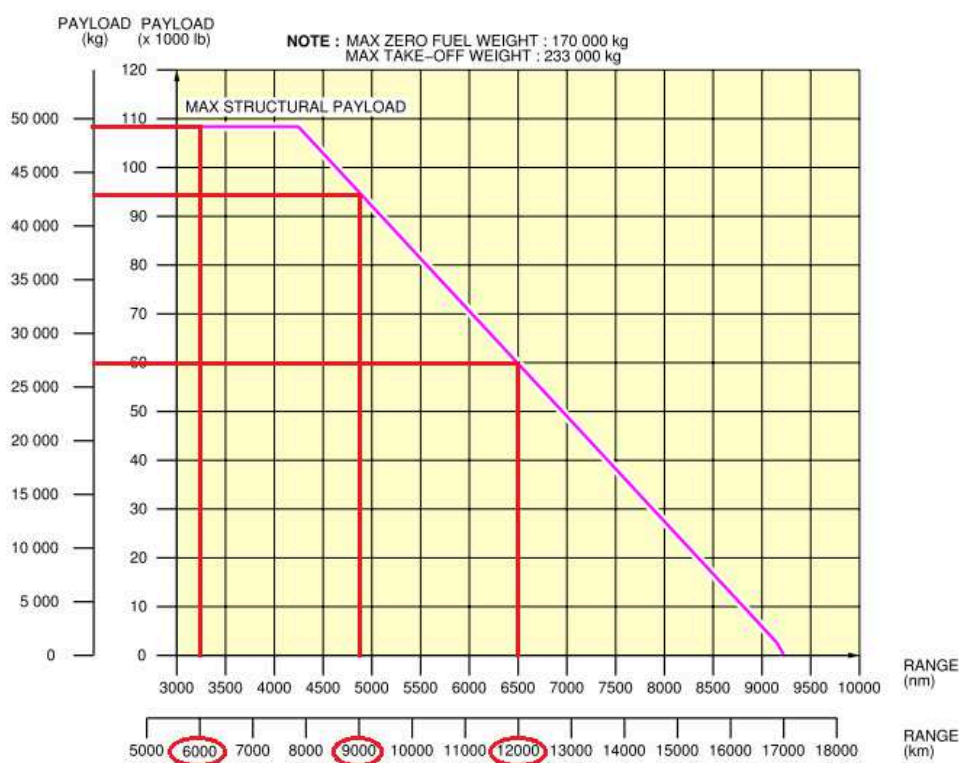


Figura 12 - Gráfico que relaciona a carga paga máxima ( $TOW_{max}$ ) com o alcance do Airbus A330-200, motor GE CF6-80-E1A2, em condições ISA ao nível do mar (AIRBUS, 2005)

Pela Figura 12, para um alcance de 6 mil km, a carga paga máxima que pode ser transportada é igual à carga paga máxima estrutural, de 49000 kg. Já no

alcance de 9 mil km, a carga paga máxima será de 43000 kg. E no alcance de 12 mil km, a carga paga máxima corresponde a 27000 kg.

### 5.1.2 Peso de Decolagem

Para o cálculo do peso de combustível (FW) em cada um dos três raios de alcance, serão utilizadas as Equações 23 (peso de combustível) e 27 (tempo de voo regulamentar), bem como os dados do motor GE CF6-80-E1A2 (Tabela 11). Já os pesos característicos da aeronave (Tabela 9) e os valores de OEW,  $PLW_{min}$ ,  $PLW_{max}$  e FW serão usados para calcular os pesos de decolagem mínimo e máximo ( $TOW_{min}$  e  $TOW_{max}$ ) pela Equação 28.

Tabela 12 - Pesos de combustível (FW), de decolagem mínimo ( $TOW_{min}$ ) e máximo ( $TOW_{max}$ ) calculados para o Airbus A330-200, nos três raios de alcance

| <b>Alcance (km)</b> | <b>OEW (kg)</b> | <b><math>PLW_{min}</math> (kg)</b> | <b><math>PLW_{max}</math> (kg)</b> | <b>FW (kg)</b> | <b><math>TOW_{min}</math> (kg)</b> | <b><math>TOW_{max}</math> (kg)</b> |
|---------------------|-----------------|------------------------------------|------------------------------------|----------------|------------------------------------|------------------------------------|
| 6000                | 120750          | 24600                              | 49000                              | 25742          | 171092                             | 195492                             |
| 9000                | 120750          | 24600                              | 43000                              | 37878          | 183228                             | 201628                             |
| 12000               | 120750          | 24600                              | 27000                              | 50015          | 195365                             | 197765                             |

A Tabela 12 mostra os valores de FW calculados para cada raio de alcance, bem como os  $TOW_{min}$  e  $TOW_{max}$  calculados com base no  $PLW_{min}$  e  $PLW_{max}$ , respectivamente.

## 5.2 Boeing 777-200

O Boeing 777 é uma família de aeronaves bimotoras, de fuselagem larga e de longo alcance desenvolvida e fabricada pela Boeing. É o maior bimotor do mundo e tem capacidade para levar entre 314 e 396 passageiros, com um alcance entre 9704 e 15844 km. Foi projetado para substituir aeronaves *wide-body* antigas e ser uma aeronave intermediária entre o Boeing 767 e o Boeing 747.



Figura 13 - Boeing 777-200 (BOEING, 1998)

A primeira versão do Boeing 777, o 777-200 (vide Figura 13), entrou em serviço em 1995, seguido pela versão ER (alcance estendido) em 1997. Em 1998, a versão mais comprida do 777, o 777-300, voou pela primeira vez. Todas estas versões iniciais podem ser equipadas com três tipos de motores: General Electric GE90, Pratt & Whitney PW4000 ou Rolls-Royce Trent 800.

As versões de alcance estendido da série -300 (777-300ER) e a versão de ultralongo alcance da série -200 (777-200LR) entraram em serviço em 2004 e 2006, respectivamente, enquanto a versão cargueira (777-200F) estreou em 2009. Todas estas versões mais recentes são motorizadas com o GE90, além de possuírem pontas de asa estendidas.

Até dezembro de 2016, 60 operadores fizeram 1902 pedidos de todas as versões do Boeing 777, com 1460 destes pedidos entregues, tornando-se o *wide-body* com o maior número de pedidos. Os maiores operadores do Boeing 777 são: Emirates (157 aeronaves), United Airlines (74), Cathay Pacific (70), Air France (70), American Airlines (67) e British Airways (58).

Para este trabalho, será estudada a versão Boeing 777-200ER, configurada para 313 passageiros em duas classes e equipada com dois motores General Electric GE90-85B. As tabelas a seguir apresentarão as principais características da aeronave e seus motores.

Tabela 13 – Principais dimensões do Boeing 777-200ER (HEINEMANN, 2001)

| <b>Dimensões (em metros)</b>        |       |
|-------------------------------------|-------|
| Comprimento                         | 62,94 |
| Envergadura da asa (b)              | 60,93 |
| Alongamento da asa (AR)             | 8,67  |
| Corda na ponta da asa ( $C_{tip}$ ) | 2,12  |
| Corda na raiz da asa ( $C_{root}$ ) | 12,83 |

Tabela 14 - Áreas molhadas do Boeing 777-200ER (HEINEMANN, 2001)

| <b>Áreas (em m<sup>2</sup>)</b> |        |
|---------------------------------|--------|
| Fuselagem                       | 1095,6 |
| Asa (área de referência)        | 427,80 |

|                           |        |
|---------------------------|--------|
| Asa (superfície superior) | 409,20 |
| Empenagem Horizontal      | 202,52 |
| Empenagem Vertical        | 106,46 |
| Nacele dos motores        | 181,63 |

Tabela 15 - Pesos característicos do Boeing 777-200ER (BOEING, 1998)

| <b>Pesos</b>                        | <b>Dimensão<br/>(em kg)</b> |
|-------------------------------------|-----------------------------|
| Peso Máximo de Decolagem (MTOW)     | 286900                      |
| Peso Máximo de Rampa (MRW)          | 287800                      |
| Peso Máximo Zero Combustível (MZFW) | 195000                      |
| Peso Vazio Operacional (OEW)        | 138100                      |

Tabela 16 - Parâmetros de desempenho do Boeing 777-200ER (BOEING, 1998)

| <b>Parâmetros de Desempenho</b>                                  | <b>Dimensão</b> |
|--|-----------------|
| Alcance (no MTOW)  | 13080 km        |
| Velocidade de cruzeiro ( $V_{cruz}$ )                            | 892 km/h        |
| Distância de decolagem (no MTOW, ao nível do mar, condições ISA) | 3000 m          |

As Tabelas 13 e 14 definem as principais características geométricas da aeronave, que utilizadas para calcular a Polar de Arrasto. As Tabelas 15, 16 e 17



contém, respectivamente, os pesos característicos, os parâmetros de desempenho e as características do motor da aeronave, os quais serão utilizados para os cálculos do desempenho em decolagem.

Tabela 17 - Características do motor GE90-85B do Boeing 777-200ER (MEIER, 2005)

| <b>Características do motor</b>                                       | <b>Dimensão</b> |
|---|-----------------|
| Empuxo (T, em cada motor)   | 379456 N        |
| Empuxo em voo de cruzeiro ( $T_{\text{cruz}}$ , em cada motor)        | 78400 N         |
| Consumo específico de combustível (TSFC)                              | 0,03254 kg/N.h  |
| Consumo específico em voo de cruzeiro ( $\text{TSFC}_{\text{cruz}}$ ) | 0,0522 kg/N.h   |

### 5.2.1 Carga Paga

A carga paga mínima ( $\text{PLW}_{\text{min}}$ ), em cada raio de alcance, será estimada com base na configuração de 313 passageiros da aeronave, com um peso médio por passageiro de 100 kg, incluída a bagagem. Logo, o valor de  $\text{PLW}_{\text{min}}$  será igual a 31300 kg.

Já para estimar a carga paga máxima ( $\text{PLW}_{\text{max}}$ ), será utilizado o gráfico que relaciona a soma do peso operacional vazio (OEW) com a carga paga (PLW) em função do alcance, para o motor GE90-85B. O gráfico tem como referência as condições da Atmosfera Padrão Internacional (ISA) ao nível do mar.

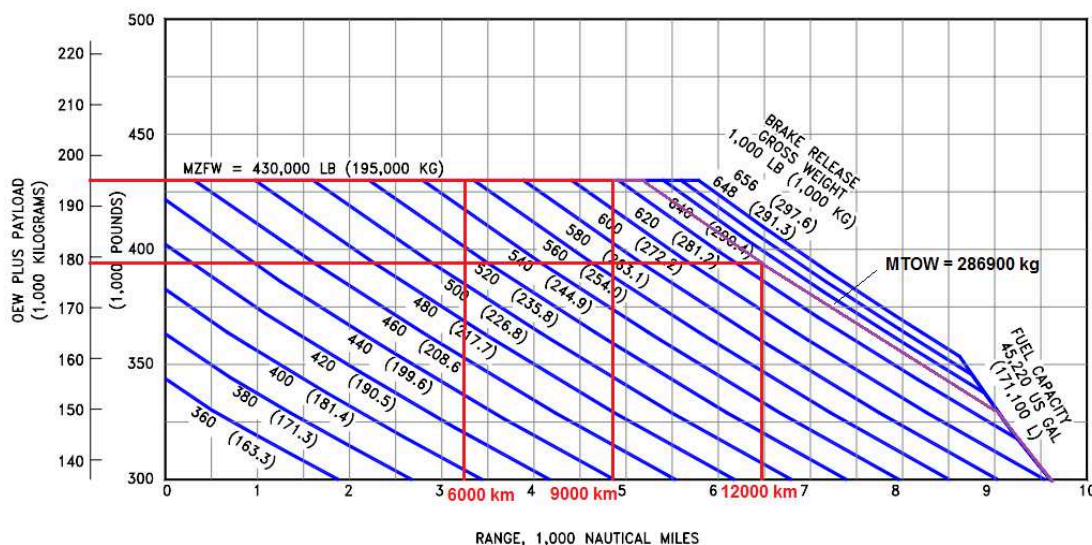


Figura 14 - Gráfico que relaciona o Alcance com a soma entre o Peso Operacional Vazio e a Carga Paga, para o Boeing 777-200 com o motor GE90-85B. (BOEING, 1998)

O gráfico da Figura 14 mostra uma relação entre o peso bruto de liberação dos freios, igual ao peso de decolagem (TOW), e a soma entre peso operacional vazio (OEW) e carga paga (PLW). As linhas em azul representam valores de TOW, e conforme o aumento deste peso de decolagem, maior é a soma entre OEW e PLW para um determinado alcance.

Tabela 18 - Soma do peso operacional com a carga paga (OEW+PLW) e carga paga máxima (PLW<sub>max</sub>) do Boeing 777-200ER, nos três raios de alcance

| Raio de Alcance (em km) | OEW+PLW (em kg) | PLW <sub>max</sub> (em kg) |
|-------------------------|-----------------|----------------------------|
| 6000                    | 196000          | 57900                      |
| 9000                    | 196000          | 57900                      |
| 12000                   | 178000          | 39900                      |

Para que a carga paga máxima (PLW<sub>max</sub>) varie em cada raio de alcance, foi escolhida a linha de TOW igual ao peso máximo de decolagem (MTOW) do 777-

200ER, de 286900 kg. A Tabela 18 mostra os valores de  $PLW_{max}$  que foram obtidos em cada um dos três raios de alcance.

### 5.2.2 Peso de Decolagem

Para o cálculo do peso de combustível (FW) em cada um dos três raios de alcance, serão utilizadas as Equações 23 (tempo de voo regulamentar) e 28 (peso de combustível), bem como os dados do motor GE90-85B na Tabela 17. Já os pesos característicos da aeronave (Tabela 15) e os valores de OEW,  $PLW_{min}$ ,  $PLW_{max}$  e FW serão usados para calcular os pesos de decolagem mínimo e máximo ( $TOW_{min}$  e  $TOW_{max}$ ) pela Equação 28.

Tabela 19 - Pesos de combustível (FW), de decolagem mínimo ( $TOW_{min}$ ) e máximo ( $TOW_{max}$ ) calculados para o Boeing 777-200ER, nos três raios de alcance

| <b>Alcance (km)</b> | <b>OEW (kg)</b> | <b><math>PLW_{min}</math> (kg)</b> | <b><math>PLW_{max}</math> (kg)</b> | <b>FW (kg)</b> | <b><math>TOW_{min}</math> (kg)</b> | <b><math>TOW_{max}</math> (kg)</b> |
|---------------------|-----------------|------------------------------------|------------------------------------|----------------|------------------------------------|------------------------------------|
| 6000                | 138100          | 31300                              | 57900                              | 37282          | 206682                             | 233282                             |
| 9000                | 138100          | 31300                              | 57900                              | 54900          | 224300                             | 250900                             |
| 12000               | 138100          | 31300                              | 39900                              | 72518          | 241918                             | 250518                             |

A Tabela 19 mostra os valores de FW calculados em cada raio de alcance, bem como os  $TOW_{min}$  e  $TOW_{max}$  calculados com base no  $PLW_{min}$  e  $PLW_{max}$ , respectivamente.

## RESULTADOS E DISCUSSÃO

### 6 CÁLCULO DO DESEMPENHO EM DECOLAGEM PELO MÉTODO SIMPLIFICADO

Os cálculos do desempenho em decolagem serão feitos considerando as condições ambientais médias em Foz do Iguaçu ( $\zeta = 20,9^{\circ}\text{C}$ ,  $P_{\text{abs}} = 989,50 \text{ hPa}$  e  $\rho = 1,1729 \text{ kg/m}^3$ ), com a pista seca ( $\mu = 0,025$ ) e o empuxo máximo dos motores, para os pesos de decolagem mínimo e máximo de cada aeronave, nos três raios de alcance. Em seguida, serão criados gráficos com a variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura e do peso de decolagem (TOW).

O primeiro passo é o cálculo da Polar de Arrasto ( $C_D$ ) das aeronaves. Com base na soma das áreas molhadas ( $S_{\text{wet}}$ ), na área de referência da asa ( $S_{\text{REF}}$ ) e o coeficiente de fricção ( $C_{fe}$ ) igual a 0,003 (valor de referência), tem-se o coeficiente de arrasto parasita ( $C_{D0}$ ). Já para o coeficiente de arrasto induzido ( $C_{Di}$ ), calcula-se a constante  $k_2$  com o alongamento da asa ( $AR$ ) e o fator de eficiência aerodinâmica ( $e$ ), que depende do afilamento da asa.

Tabela 20 - Valores de arrastos parasita, induzido e total para as aeronaves em estudo

| Aeronave         | $\Sigma S_{\text{wet}}$<br>( $\text{m}^2$ ) | $C_{D0}$ | $\lambda$ | $e$   | $K_2$  | $C_D$               |
|------------------|---|----------|-----------|-------|--------|---------------------|
| Airbus A330-200  | 1584,0                                      | 0,013    | 0,233     | 0,983 | 0,0322 | $0,013+0,0322C_L^2$ |
| Boeing 777-200ER | 1995,4                                      | 0,014    | 0,165     | 0,974 | 0,0377 | $0,014+0,0377C_L^2$ |

Com os dados da Tabela 20 e os pesos de decolagem mínimo e máximo, serão calculados a velocidade de rotação ( $V_R$ , Equação 12), a sustentação e o

arrasto em 70% da  $V_R$  ( $L_{0,7Vr}$  e  $D_{0,7Vr}$ , Equações 14 e 15) e a aceleração de decolagem ( $a_T$ , Equação 5). Todas estas variáveis serão usadas para calcular a distância de decolagem ( $R_T$ , Equação 35).

O Coeficiente de Sustentação Máximo ( $C_{L,max}$ ) é o mesmo para ambas as aeronaves (valor de referência igual a 1,8, vide Tabela 2), de forma que o Coeficiente de Sustentação na decolagem ( $C_{L,takeoff}$ ) também será o mesmo (1,25).

### 6.1 Airbus A330-200

Com os pesos de decolagem da aeronave (Tabela 12), foram calculados os seguintes parâmetros de desempenho.

Tabela 21 - Parâmetros de desempenho em decolagem para o Airbus A330-200

| Alcance<br>(km) | $TOW_{min}$ (kg) | $V_R$<br>(km/h) | $L_{0,7VR}$ (N)     | $D_{0,7VR}$ (N)     | $a_T$<br>(m/s <sup>2</sup> ) |
|-----------------|------------------|-----------------|---------------------|---------------------|------------------------------|
|                 | $TOW_{max}$ (kg) |                 |                     |                     |                              |
| 6000            | 171092           | 353,4           | $1,184 \times 10^6$ | $6,009 \times 10^4$ | 3,11                         |
|                 | 195492           | 377,7           | $1,353 \times 10^6$ | $6,866 \times 10^4$ | 2,67                         |
| 9000            | 183228           | 365,7           | $1,268 \times 10^6$ | $6,435 \times 10^4$ | 2,88                         |
|                 | 201628           | 383,6           | $1,396 \times 10^6$ | $7,081 \times 10^4$ | 2,58                         |
| 12000           | 195365           | 377,6           | $1,352 \times 10^6$ | $6,861 \times 10^6$ | 2,67                         |
|                 | 197765           | 379,9           | $1,369 \times 10^6$ | $6,945 \times 10^6$ | 2,63                         |

E a partir dos dados da Tabela 21, foram calculadas as distâncias de decolagem.

Tabela 22 - Distâncias de decolagem para o Airbus A330-200

| Alcance<br>(km) | TOW <sub>min</sub> (kg) | R <sub>gnd</sub> (m) | R <sub>air</sub> (m) | R <sub>T</sub> (m) |
|-----------------|-------------------------|----------------------|----------------------|--------------------|
|                 | TOW <sub>max</sub> (kg) |                      |                      |                    |
| 6000            | 171092                  | 1750,7               | 31,1                 | 1781,8             |
|                 | 195492                  | 2276,4               | 36,6                 | 2313,0             |
| 9000            | 183228                  | 2001,8               | 33,8                 | 2035,6             |
|                 | 201628                  | 2422,0               | 38,0                 | 2460,0             |
| 12000           | 195365                  | 2273,5               | 36,6                 | 2310,1             |
|                 | 197765                  | 2329,7               | 37,2                 | 2366,9             |

Os resultados da Tabela 22 mostram que todos os pesos de decolagem possuem uma distância de decolagem total ( $R_T$ ) menor do que o TORA da nova pista (3000 m). Entretanto, para todos os pesos máximos, nota-se que as distâncias são superiores ao TORA da atual pista (2095 m), o que penalizaria a carga paga em um voo mais longo.

Para verificar a variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) com as condições ambientais locais, foi criado um gráfico que relaciona a variação de  $R_T$  com a temperatura, na amplitude térmica registrada para o aeroporto (Tabela 5). Com a variação da temperatura, também variam a pressão absoluta e a densidade, sendo estas relacionadas por meio da lei dos gases ideais (Equação 36).

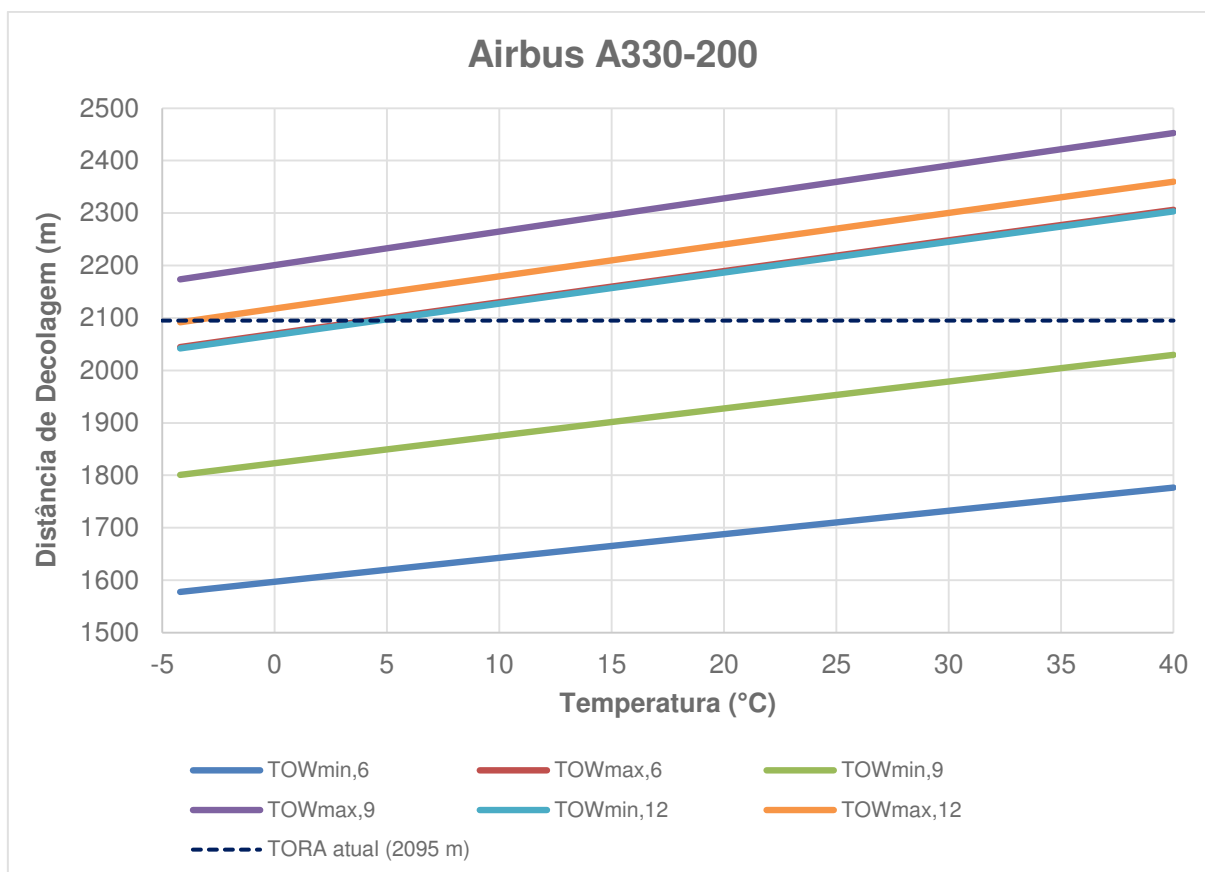


Figura 15 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura, para os pesos de decolagem mínimos e máximos do Airbus A330-200 em cada raio de alcance (6, 9 e 12 mil km)

Pela Figura 15 observa-se que todos os pesos de decolagem estão abaixo do TORA da nova pista (3000 m), ou seja, voos de médio a ultralongo alcance podem decolar com total segurança. Já considerando o TORA da atual pista (2095 m), nota-se que em apenas 2 pesos mínimos ( $TOW_{min,6}$  e  $TOW_{min,9}$ ) a decolagem seria possível. Nos demais pesos, ou a decolagem seria ou restrita por baixas temperaturas ou impossível.

O segundo gráfico mostra a variação da distância  $R_T$  com o peso de decolagem (TOW), que varia desde o menor valor registrado ( $TOW_{min,6}$ ) até o peso máximo (MTOW), para as condições ambientais médias do aeroporto.

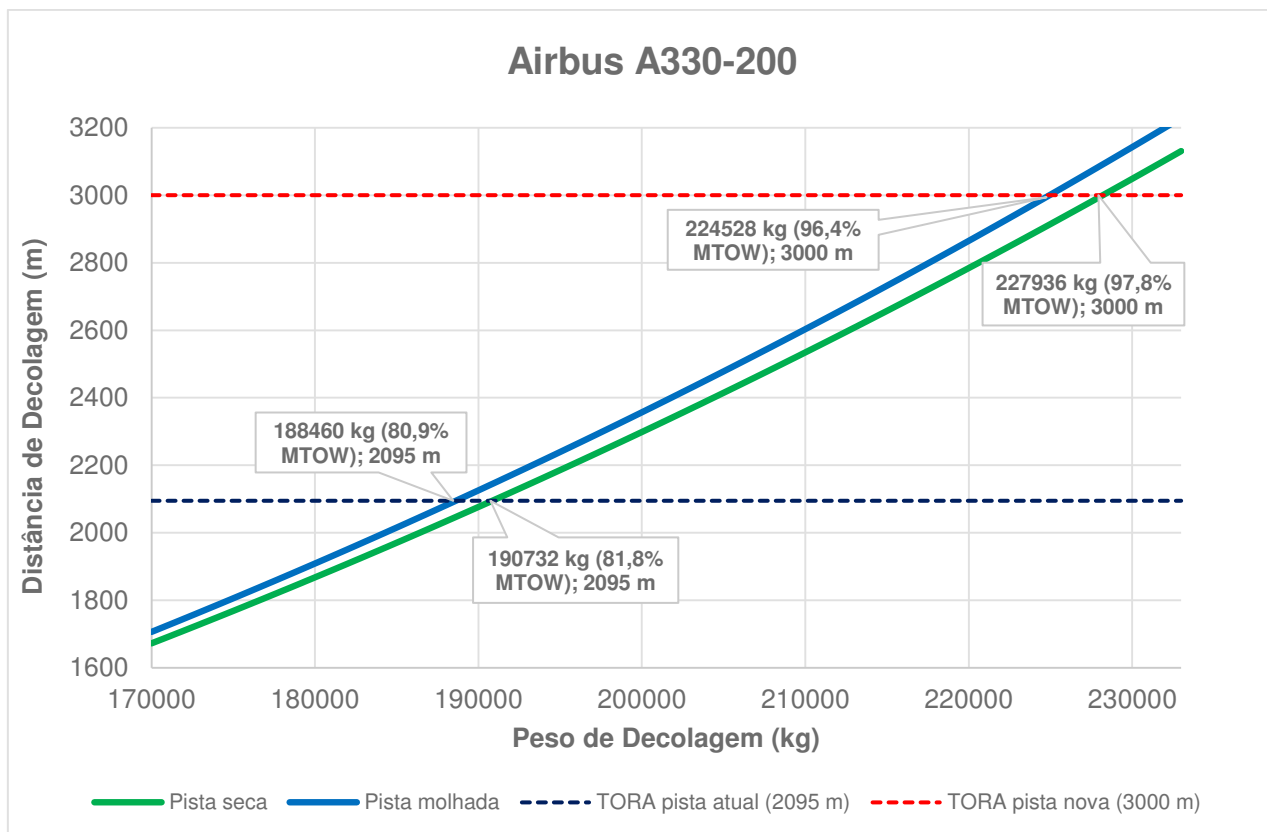


Figura 16 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função do peso de decolagem (TOW) para o Airbus A330-200

A Figura 16 mostra, principalmente, o ganho no peso de decolagem com a nova pista: uma decolagem em pista seca pode ser realizada com até 97,8% do MTOW da aeronave, enquanto na atual pista (2095 m), esse peso não deve ultrapassar 81,8% do MTOW. Já em pista molhada, ambos os percentuais são reduzidos: 96,4% do MTOW para a nova pista e 80,9% para a atual pista.

Por fim, em condições extremas, para decolagem com o peso máximo de decolagem (MTOW) da aeronave, em pista seca ou molhada, foi criado um gráfico que relaciona a distância de decolagem ( $R_T$ ) com a variação da temperatura no aeroporto.



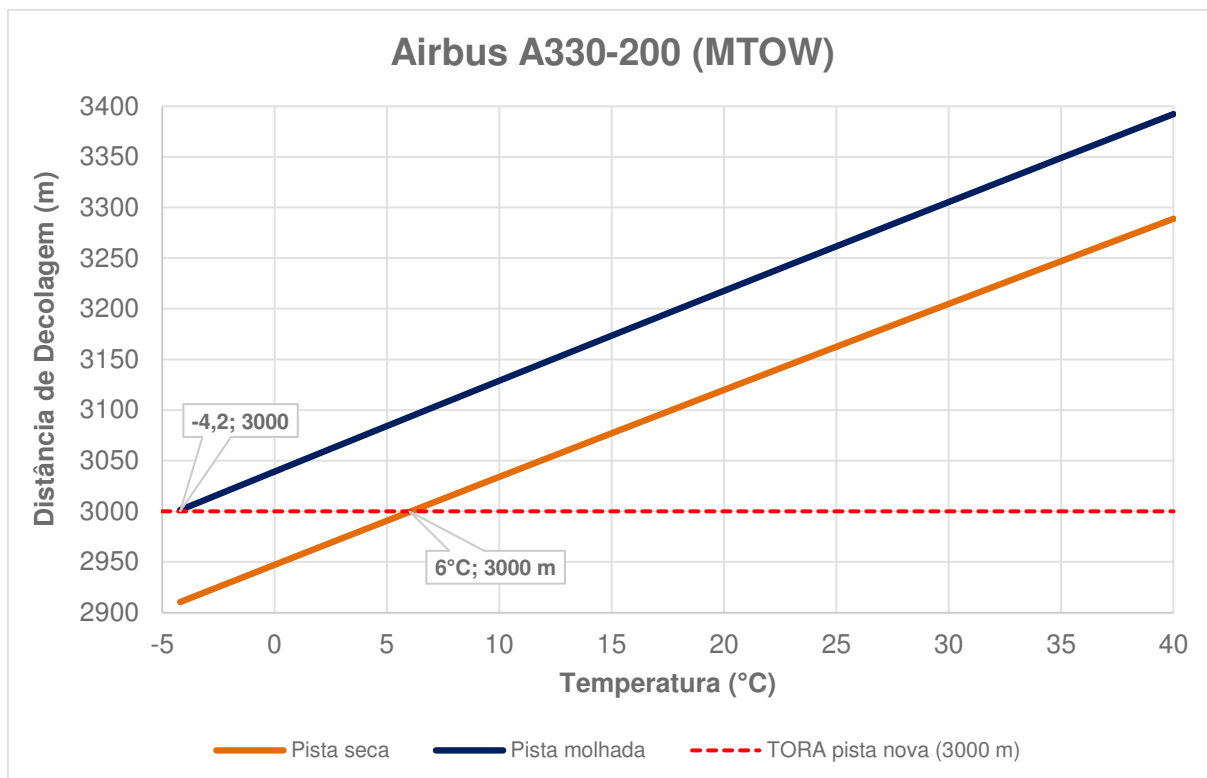


Figura 17 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura para o MTOW do Airbus A330-200

A Figura 17 mostra que a decolagem no MTOW para a nova pista só seria possível em uma condição de pista seca e em temperaturas menores do que 6°C. Mesmo assim, a distância  $R_T$  é muito próxima do TORA de 3000 m. Na condição de pista molhada, a decolagem não seria possível pois ultrapassa o TORA em qualquer temperatura acima de -4,2°C.

## 6.2 Boeing 777-200

Com os pesos de decolagem (Tabela 19), foram calculados os parâmetros de desempenho (Tabela 23) e as distâncias de decolagem (Tabela 24).

Tabela 23 - Parâmetros de desempenho em decolagem para o Boeing 777-200ER

| Alcance<br>(km) | $TOW_{min}$ (kg) | $V_R$<br>(km/h) | $L_{0,7VR}$ (N)     | $D_{0,7VR}$ (N)     | $a_T$<br>(m/s <sup>2</sup> ) |
|-----------------|------------------|-----------------|---------------------|---------------------|------------------------------|
|                 | $TOW_{max}$ (kg) |                 |                     |                     |                              |
| 6000            | 206682           | 347,4           | $1,431 \times 10^6$ | $8,344 \times 10^4$ | 3,20                         |
|                 | 233282           | 369,0           | $1,615 \times 10^6$ | $9,418 \times 10^4$ | 2,78                         |
| 9000            | 224300           | 361,9           | $1,553 \times 10^6$ | $9,056 \times 10^4$ | 2,91                         |
|                 | 250900           | 382,7           | $1,737 \times 10^6$ | $1,013 \times 10^5$ | 2,55                         |
| 12000           | 241918           | 375,8           | $1,675 \times 10^6$ | $9,767 \times 10^4$ | 2,66                         |
|                 | 250918           | 382,7           | $1,737 \times 10^6$ | $1,013 \times 10^5$ | 2,55                         |

Tabela 24 - Distâncias de decolagem para o Boeing 777-200ER

| Alcance<br>(km) | $TOW_{min}$ (kg) | $R_{gnd}$ (m) | $R_{air}$ (m) | $R_T$ (m) |
|-----------------|------------------|---------------|---------------|-----------|
|                 | $TOW_{max}$ (kg) |               |               |           |
| 6000            | 206682           | 1655,9        | 30,2          | 1686,1    |
|                 | 233282           | 2102,4        | 35,1          | 2137,5    |
| 9000            | 224300           | 1944,3        | 33,5          | 1977,8    |
|                 | 250900           | 2434,8        | 38,5          | 2473,2    |
| 12000           | 241918           | 2261,6        | 36,8          | 2298,4    |
|                 | 250918           | 2435,1        | 38,5          | 2473,6    |

Observa-se pelos resultados da Tabela 24 que todos os pesos de decolagem (TOW) possuem uma distância de decolagem total ( $R_T$ ) menor do que o TORA da nova pista (3000 m), o que garante uma operação segura. Em pesos maiores, nota-se que as distâncias  $R_T$  são próximas ou maiores do que o TORA da atual pista, o que já inviabilizaria ou penalizaria a carga paga em um voo de longo alcance.

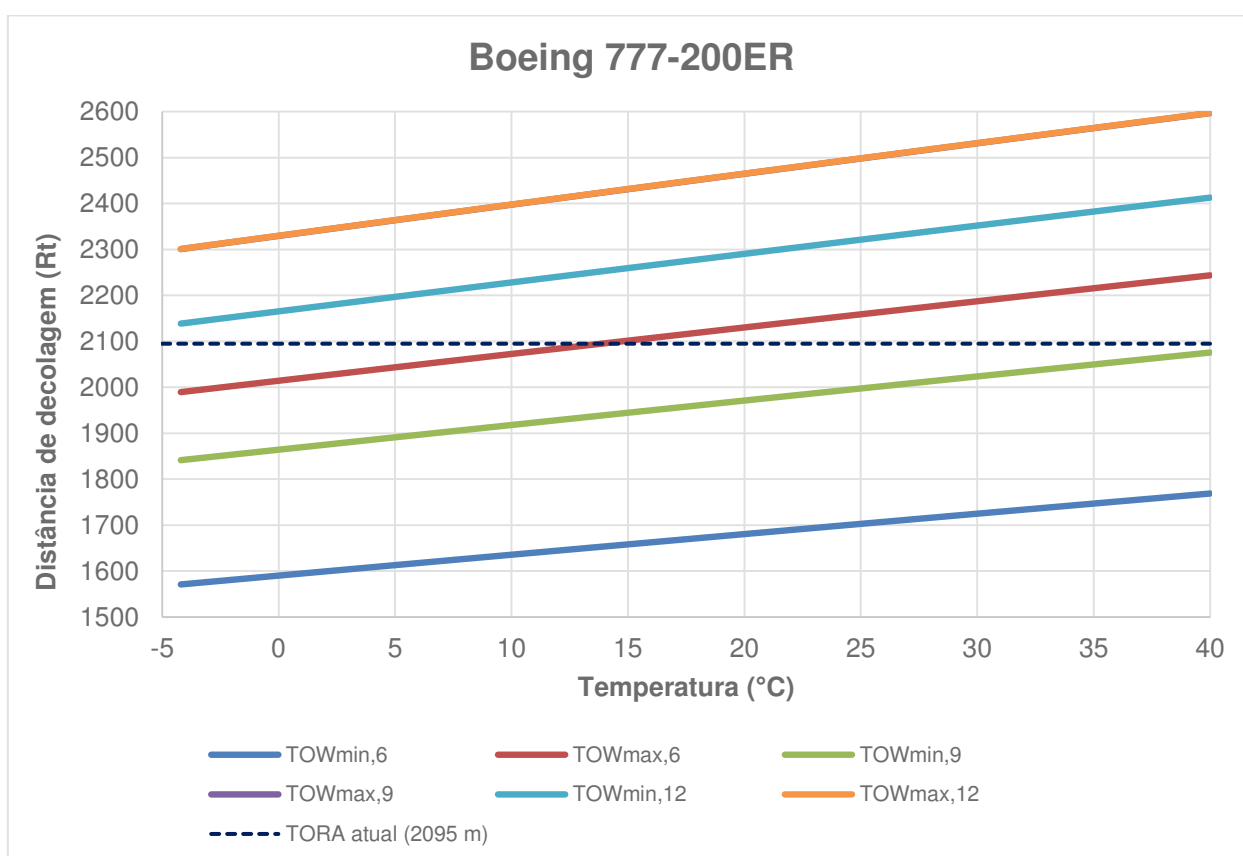


Figura 18 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura, para os pesos de decolagem mínimo e máximo do Boeing 777-200ER em cada raio de alcance (6, 9 e 12 mil km)

A Figura 18 mostra que em todos os pesos de decolagem, a distância  $R_T$  está dentro do TORA da pista nova (3000 m) para qualquer temperatura. Ao avaliar em relação a pista atual (2095 m), verifica-se que apenas  $TOW_{min,6}$  e  $TOW_{min,9}$

encontram-se abaixo deste limite, enquanto os demais pesos ou são limitados até determinada temperatura ou ultrapassam a TORA.

O segundo gráfico relaciona a distância  $R_T$  com a variação do peso de decolagem (TOW), para a pista seca ou molhada, em condições ambientais médias.

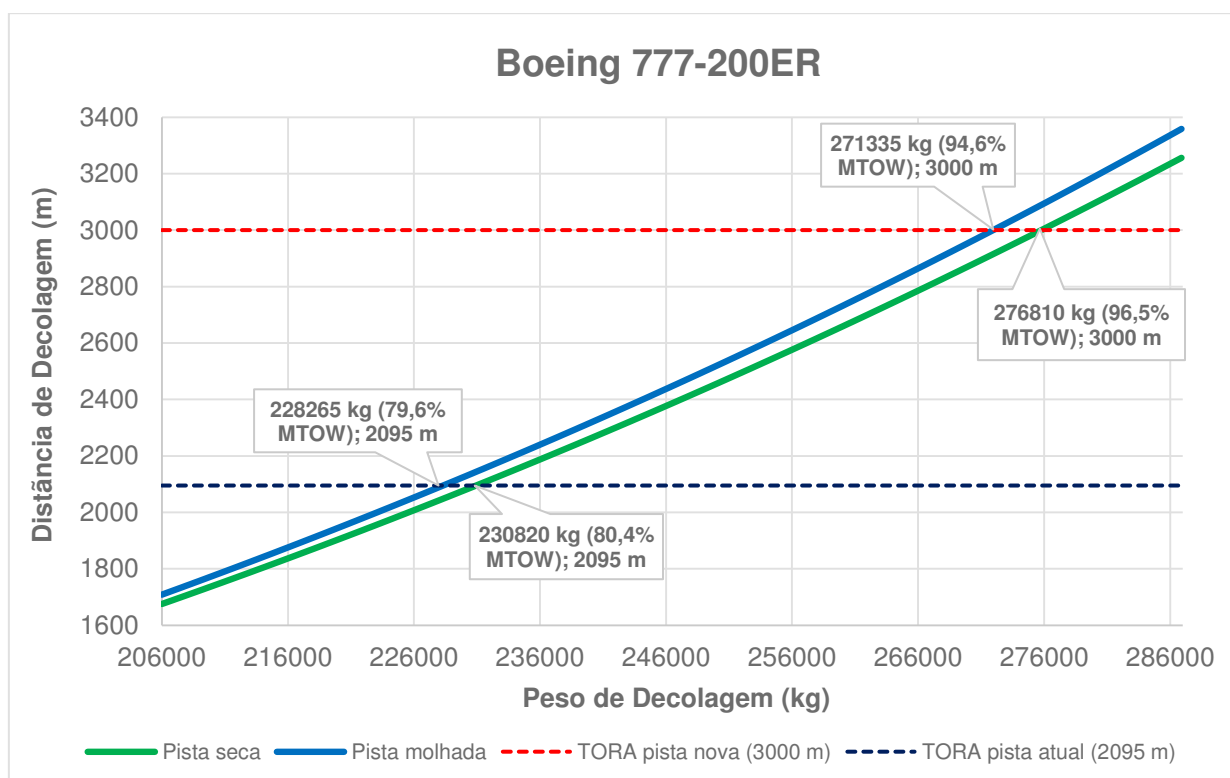


Figura 19 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) com o peso de decolagem (TOW), em pista seca e molhada, para o Boeing 777-200ER

Pela Figura 19 observa-se que, em pista seca, a aeronave conseguiria decolar da pista nova com até 96,5% do MTOW, enquanto que na pista atual o peso seria de 80,4% do MTOW. Já em pista molhada, os pesos diminuem devido à diminuição da aceleração de decolagem ( $a_T$ ), com até 94,6% do MTOW para a pista nova e 79,6% para a pista atual.

Por último, a avaliação da situação mais crítica de desempenho em decolagem. Para tanto, foi criado um gráfico que relaciona a distância  $R_T$  em função

da temperatura, em uma decolagem com o peso máximo (MTOW), com pista seca e molhada.

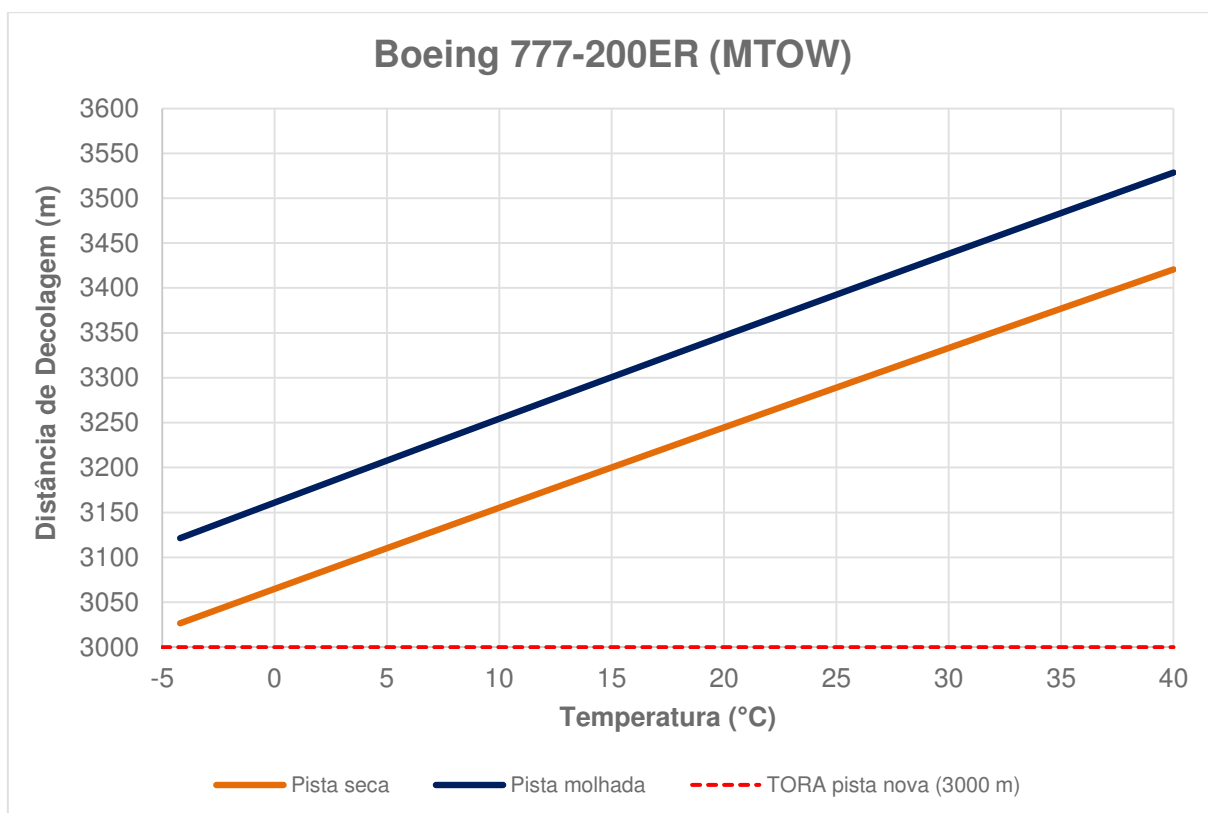


Figura 20 - Variação da distância de decolagem ( $R_T$ ) em função da temperatura para o MTOW do Boeing 777-200ER

A Figura 20 mostra que em nenhuma temperatura, seja em pista seca ou molhada, a decolagem no MTOW do Boeing 777-200ER seria possível a partir do TORA disponível na pista nova (3000 m).

## CONCLUSÕES

Este trabalho realizou uma avaliação do desempenho em decolagem de duas aeronaves *wide-body* (Airbus A330-200 e Boeing 777-200ER) para a nova pista do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu. A partir das especificações das aeronaves e seus motores, bem como das condições ambientais locais, foram calculados as variáveis e os parâmetros de desempenho por meio de um método simplificado. Como resultado, foram obtidas as velocidades, acelerações e distâncias de decolagem necessárias para cada peso de decolagem, em determinada temperatura, pressão e densidade do ar.

Os resultados mostraram que, no geral, a nova pista projetada para o Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu é adequada para a decolagem de aeronaves *wide-body* em voos de médio a ultralongo alcance. Suas únicas limitações se dão em condições extremas, quando a decolagem é feita com o peso máximo da aeronave (MTOW), geralmente em pista molhada e sob altas temperaturas. No caso do Boeing 777-200ER, que é a aeronave maior e mais pesada, a decolagem no MTOW não é possível em nenhuma situação, porém no Airbus A330-200, que é mais leve, já é possível decolar no MTOW desde que sob baixas temperaturas e pista seca.

Foram criados gráficos que relacionam a distância de decolagem ( $R_T$ ) com a temperatura e o peso de decolagem (TOW), para comprovar que a nova pista é adequada sob qualquer situação climática e também mostrar as limitações da atual pista, que se mostrou inadequada para a decolagem na maioria das situações. As únicas exceções foram em casos de pesos de decolagem menores, para voos de alcance médio, sob baixas temperaturas e pista seca.

Portanto, os resultados comprovam e validam a necessidade de uma nova pista no Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu onde aeronaves *wide-body* possam decolar com segurança. A implantação desta nova pista traria um grande leque de destinos que poderiam ser servidos com *widebodies* em um raio de até 12 mil km a partir de Foz do Iguaçu. Isto representaria um grande salto na atração de voos internacionais, o que elevaria o número de turistas estrangeiros, conseqüentemente, impulsionando o desenvolvimento econômico da região.

## REFERÊNCIAS

AIRBUS. **A330 - Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning**. Airbus. Blagnac, p. 544. 2005.

AIRBUS. Airbus Commercial Aircraft. **A380 Family**, 2017. Disponível em: <<http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a380family/>>. Acesso em: 16 Fevereiro 2017.

AIS. Serviço de Informação Aeronáutica. **Cataratas (SBFI)**, 2017. Disponível em: <<http://www.aisweb.aer.mil.br/?i=aerodromos>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

ALVES, C. J. P. Módulo 2 - Aeronaves e Comprimento de Pistas. **ITA**, 2014. Disponível em: <<http://www2.ita.br/~claudioj/aeron.pdf>>. Acesso em: 14 Dezembro 2016.

ANAC. Agência Nacional de Aviação Civil. **Distâncias Declaradas de Decolagem**, 2016. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/assuntos/setor-regulado/aerodromos/certificacao/runway-safety/distancias-declaradas>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

BOEING. **777-200/300 - Airplane Characteristics for Airport Planning**. Boeing Commercial Airplanes. Seattle, p. 170. 1998.

DOGANIS, R. **Flying Off Course: The Economics of International Airlines**. 3<sup>a</sup>. ed. [S.l.]: Routledge, 2002.

FAA. Flightsim Aviation Zone. **FAR 25.107 - Takeoff Speeds**, 2005. Disponível em: <[http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part\\_25-107.html](http://www.flightsimaviation.com/data/FARS/part_25-107.html)>. Acesso em: 13 Dezembro 2016.



FREITAS, F. G. R. **Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves**. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. São José dos Campos, p. 138. 2004.

HEINEMANN, B. Civil Jet Aircraft Design. **Aircraft Data File, Table 4: Boeing Aircraft - Boeing 777**, 2001. Disponível em: <<https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/table-4/table.htm>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

INFRAERO. Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu - Histórico, 2017. Disponível em: <<http://www4.infraero.gov.br/aeroportos/aeroporto-internacional-de-foz-do-iguacu-cataratas/sobre-o-aeroporto/historico/>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

INMET. Instituto Nacional de Meteorologia. **BDMEP - Banco de Dados Meteorológicos para Ensino e Pesquisa**, 2017. Disponível em: <<http://www.inmet.gov.br/portal/index.php?r=bdmep/bdmep>>. Acesso em: 25 Fevereiro 2017.

ITAIPU BINACIONAL. Foz do Iguaçu terá novo aeroporto em cinco anos. **Itaipu Binacional**, 2013. Disponível em: <<https://www.itaipu.gov.br/sala-de-imprensa/noticia/foz-do-iguacu-tera-novo-aeroporto-em-cinco-anos>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

ITAIPU BINACIONAL. Fundo Iguaçu entrega à Infraero projeto da nova pista do aeroporto. **Itaipu Binacional**, 2015. Disponível em: <<https://www.itaipu.gov.br/sala-de-imprensa/noticia/fundo-iguacu-entrega-infraero-projeto-da-nova-pista-do-aeroporto?page=173>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

ITAIPU BINACIONAL. Anac aprova novo Plano Diretor do Aeroporto Internacional de Foz do Iguaçu. **Site da Itaipu Binacional**, 3 Agosto 2016.

Disponível em: <<https://www.itaipu.gov.br/sala-de-imprensa/noticia/anac-aprova-novo-plano-diretor-do-aeroporto-internacional-de-foz?page=5>>. Acesso em: 25 Novembro 2016.

KLOTZEL, E. Aero Magazine. **Voos ETOPS**, 2015. Disponível em: <[http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/voos-etops\\_2181.html](http://aeromagazine.uol.com.br/artigo/voos-etops_2181.html)>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

MEIER, N. Civil Turbojet/Turbofan Specifications, 2005. Disponível em: <<http://www.jet-engine.net/civtfspec.html>>. Acesso em: 20 Fevereiro 2017.

ROSKAM, J. **Airplane Design - Part I: Preliminary Sizing of Airplanes**. 1<sup>a</sup> ed. Ottawa: Roskam Aviation and Engineering Corporation, v. I, 1985.

SANTOS, A. A. **Desempenho de Decolagem**. Universidade de Taubaté. Taubaté, p. 83. 2015.

SKYBRARY. Factors Affecting Aircraft Performance During Takeoff and Climb. **SKYbrary Articles**, 2016. Disponível em: <[http://www.skybrary.aero/index.php/AP4ATCO\\_Factors\\_Affecting\\_Aircraft\\_Performance\\_During\\_Takeoff\\_and\\_Climb](http://www.skybrary.aero/index.php/AP4ATCO_Factors_Affecting_Aircraft_Performance_During_Takeoff_and_Climb)>. Acesso em: 12 Dezembro 2016.

USAF. **Takeoff & Landing Performance**. United States Air Force. Edwards, p. 29. 1993.