



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Engenharia

**Utilização dos dados de voo para prevenção
de saídas de pista
(Runway excursion)**

(versão final após defesa)

João André Troncho Amaral dos Reis Gonçalves

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor José Manuel Mota Lourenço da Saúde
Coorientador: Eng. Tiago António Inácio Nunes Duarte
Coorientador: Eng. Hélder António Silva Mendes

Covilhã, dezembro de 2017

Agradecimentos

Antes de mais começo por agradecer a quem me orientou nas pessoas do Prof. Doutor José Manuel Mota Lourenço da Saúde e dos dois diretores do gabinete de *flight data* da TAP, Eng. Tiago António Inácio Nunes Duarte e Eng. Hélder António Silva Mendes por todos os ensinamentos transmitidos que me permitiram realizar este trabalho.

Deixo também o meu agradecimento aos restantes elementos do gabinete de *flight data*, Eng. Pedro Soares, Eng. João Silva, Eng. Luís Varguas e Sr. Ribeiro por todo o apoio dado e pela calorosa receção, bem como a todas as restantes pessoas que conheci no seguimento do meu estágio e que me permitiram uma experiência tão boa na TAP, a todos eles o meu muito obrigado.

Aos meus amigos que me deram todo o apoio para concluir esta fase da minha vida com sucesso.

À minha namorada Tânia, por todo o apoio, paciência e compreensão nesta fase bastante importante do meu percurso académico

Por último deixo o meu agradecimento aos meus pais, irmã e avós, por me terem permitido realizar um curso superior e por todo o apoio dado durante todo este percurso.

Resumo

Aeronaves de tipo A320 disponibilizam dados de voo que podem ser utilizados para um conjunto alargado de atividades, desde o controlo de sistemas com implicações na manutenção até ao uso para efeitos da determinação do desempenho da aeronave em determinadas situações das operações - como é o caso de aterragens e descolagens.

Neste contexto, os gabinetes de segurança de voo beneficiam da existência de dados de voo e do seu tratamento, nomeadamente para identificar e aprofundar as situações específicas que envolvem risco operacional.

Partindo do que anteriormente foi referido, o objetivo deste trabalho e com base nos dados de voo provenientes de aeronaves operadas pela TAP - Transportes Aéreos de Portugal, foi a melhoria da prevenção de saídas de pista (*runway excursions*) para aumentar a segurança operacional.

Com base na análise dos dados provenientes da operação das aeronaves da companhia e através da utilização do programa AGS, identificaram-se e implementaram-se vários percursos de eventos recomendados pela EASA com vista a reduzir o risco de saídas de pista.

Paralelamente à implementação e validação dos percursos de eventos propostos, estabeleceu-se metodologia de análise do risco de ocorrência de saídas de pista recorrendo ao programa “Rstudio” o que permite, para além da análise direta do risco diário, a confirmação dos percursos de eventos implementados no programa *Analysis Ground System*, AGS.

Com o trabalho acima descrito a capacidade do gabinete de *flight data* em mitigar situações de risco relacionado com saídas de pista foi aumentada, quer através da melhoria dos métodos utilizados, quer através do desenvolvimento de novos métodos.

Palavras Chave

Saídas de Pista, Dados de Voo, Análise de Dados de Voo, Airbus

Abstract

A320 aircraft provide flight data that can be used for a wide range of activities, from control of systems with maintenance implications to use for the purpose of determining the performance of the aircraft in certain operating situations - such as landings and take-offs.

In this context, flight safety departments benefit from the availability of flight data and their handling, in particular to identify and deepen specific situations involving operational risk.

Based on the above, the objective of this work and based on the flight data from aircraft operated by TAP - Transportes Aéreos de Portugal, was to improve runway excursions to increase operational safety.

Based on the analysis of data from the company's aircraft operation and through the use of the AGS program, several event precursors recommended by the EASA were identified and implemented to reduce the risk of runway excursions.

Parallel to the implementation and validation of the proposed event precursors, a methodology was established for the analysis of the risk of occurrence of runway excursions using the "Rstudio" program, which allows, in addition to direct daily risk analysis, confirmation of event precursors implemented in AGS, Analysis Ground System.

With the work described above, the availability of the flight data to mitigate risk situations related to runway excursions has increased due to implementation of additional capacity of analysis.

Key Words

Runway Excursions, Flight Data, Flight Data Analysis, Airbus

Índice

Índice	ix
1- Introdução	1
1.1- Enquadramento.....	1
1.2- Objetivo do trabalho	5
1.3- Metodologia	5
1.4- Limites do trabalho	6
1.5- Estrutura do trabalho	7
2- A TAP e o Gabinete de SSM.....	9
3- FDM e saídas de pista	15
3.1- Sistemas de FDM	15
3.1.1 Legislação aplicada e entidades reguladoras	17
3.1.2- Sistemas de indicação e gravação de dados de voo.....	19
3.1.3- Software de análise de dados de voo.....	23
3.2 Saídas de pista	25
3.3 Fatores causais de saídas de pista	31
3.3.1 Over-runs na aterragem	31
3.3.2 Over-runs na descolagem	36
3.3.3 Veer-offs na Aterragem	38
3.3.4 Veer-offs na descolagem	41
3.3.5- Riscos Múltiplos.....	43
4 Percursos de saídas de pista	45
4.1 RE01 - Monitorização da performance na descolagem	45
4.1.1 RE01a Aumento de potência durante a descolagem	47
4.1.2 RE01b Redução de potência durante a descolagem	48
4.1.3 RE01a&RE01b- Implementação dos percursos dos eventos	48
4.2 RE02- Verificar as configurações da aeronave para a descolagem	49
4.2.1 RE02a- Master Warning na descolagem.....	50
4.2.2 RE02b- Master caution na descolagem	50
4.2.3 RE02c - Configuração fora dos limites de descolagem	50
4.2.4 RE02d - Autobrakes não selecionados no máximo.....	51
4.2.5 RE02e- Spoilers acionados e pelo menos um distendido	52
4.2.6 RE02f- Stabilizer trim fora da configuração de descolagem	52
4.2.7 RE02g- Travões sobreaquecidos na descolagem	52
4.2.8 RE02h- Falha no Side Stick	56
4.2.9 RE02i-Slat/Flap mudam durante a descolagem.....	57
4.2.10 RE02j-Slat/Flap mudam nos 60 segundos antes da descolagem.....	57
4.3 RE03- Autoridade reduzida do leme de profundidade	58
4.4 RE04- Baixa aceleração	59
4.5 RE05- Baixa rotação	59
4.6 RE06- Rotação lenta	59
4.7 RE07- Descolagem tardia	60
4.8 RE08- Pista que sobra depois de uma descolagem abortada.....	60
4.8.1 RE08a Curta distância remanescente.....	61
4.8.2 RE08b - Longa distância de descolagem abortada	63
4.9 RE09-Uso inadequado dos dispositivos de travagem	64
4.9.1 RE09a - Extensão dos spoilers de solo	65
4.9.2 RE09b- Tempo para aplicação dos reversores.....	65
4.9.3 RE09c - Tempo para aplicação dos travões.....	66
4.9.4 RE09d - Travões aerodinâmicos desarmados antes da aterragem	67

4.9.5 RE09e - Assimetria nos reversores de fluxo	68
4.10 RE10- Desaceleração insuficiente	68
4.10.1 RE10a - Desaceleração insuficiente na aterragem	69
4.11 RE11- Aumento da potência dos motores.....	70
4.12 RE12- Pista que resta após a descolagem.....	71
4.13 RE13- Uso inadequado dos controlos da aeronave	71
4.13.1 RE13a- Aplicação dos travões durante a descolagem	71
4.13.2 RE13b- Leme de Direção Utilizado a Baixa Velocidade	71
4.13.3 RE13c -Side-stick não inclinado para a frente na descolagem	73
4.13.4 RE13d- Ailerons a favor do vento	73
4.13.5 RE13e- Assimetria de travagem.....	74
4.13.6 RE13f - RTO Depois de V1	74
4.14 RE14- Ventos cruzados.....	76
4.15 RE15- Desvio lateral	80
4.16 RE16- Assimetria de travagem	81
5 Diagramas de avaliação de risco de RE	83
5.1 Ferramenta de análise geral de voos.....	85
5.1.1 Introdução.....	85
5.1.2 Ferramentas utilizadas na implementação e desenvolvimento.....	85
5.1.3 Desenvolvimento	85
5.1.4 Zonas de risco dos diagramas e mensuração do risco	87
5.1.5 Integração de dados e da ferramenta	89
5.1.6 Análise de dados	91
5.1.7 Verificação dos dados	93
5.2 Ferramenta de análise individual de voos	94
5.2.1 Introdução.....	94
5.2.2 Desenvolvimento e integração.....	95
5.2.3 Análise dos Dados	99
6 Conclusões e trabalhos futuros	101
6.1 Conclusões.....	101
6.2 Trabalhos Futuros	103
Bibliografia	105
Anexo A	109
Anexo B	113

Índice de Tabelas

Tabela 3. 1- Runway excursions por tipo e a respetiva percentagem relativa	27
Tabela 3. 2- Principais Fatores de Landing Over-runs.....	31
Tabela 3. 3- Principais fatores de landing veer-offs.....	38
Tabela 3. 4- Principais Fatores de Takeoff Over-runs.....	37
Tabela 3. 5- Principais Fatores de Takeoff Veer-offs	41
Tabela 4. 1- Posições da manete de potência (Airbus, 2015).....	47
Tabela 4. 2-Parâmetros usados na implementação dos percursos 5210 e 5211.....	49
Tabela 4. 3-Configuração de slat/flap para Aaaves A320 (Airbus, 2015).....	51
Tabela 4. 4-Média das temperaturas máximas dos travões	53
Tabela 4. 5- Desvio padrão das temperaturas máximas dos travões	53
Tabela 4. 6- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6309.....	56
Tabela 4. 7- Média e desvio padrão do parâmetro $d_{remaining}$	62
Tabela 4. 8- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6321.....	63
Tabela 4. 9- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6322.....	64
Tabela 4. 10- Média e desvio padrão da distância até atingirem 80 Nós	69
Tabela 4. 11- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6328.....	70
Tabela A. 1-Características técnicas dos modelos CFM-56-5A1 e CFM-56-5B4.....	109
Tabela A. 2- Características Gerais das Aeronaves da Família A320.....	110
Tabela B. 1- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6301.....	113
Tabela B. 2- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6302.....	114
Tabela B. 3- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6303.....	114
Tabela B. 4- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6304.....	115
Tabela B. 5- Médias da posição de cada um dos spoilers durante a descolagem.....	115
Tabela B. 6- Desvio padrão da posição de cada um dos spoilers durante a descolagem.....	116
Tabela B. 7- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6305.....	120
Tabela B. 8- Média e desvio padrão do parâmetro STAB	120
Tabela B. 9- Parâmetros Usados no Evento 6306.....	121
Tabela B. 10- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6310.....	122
Tabela B. 11- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6312.....	122
Tabela B. 12- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6313.....	123
Tabela B. 13- Média e desvio padrão dos inputs de pitch do comandante	123
Tabela B. 14- Média e desvio padrão dos inputs de pitch do primeiro-oficial	123
Tabela B. 15- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6315.....	125
Tabela B. 16- Média e Desvio Padrão do Parâmetro t_{lo}	126
Tabela B. 17- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6317.....	127
Tabela B. 18- Média e Desvio Padrão dos Valores da Variável PITCH_RATE_MIN.....	127
Tabela B. 19- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6318.....	128
Tabela B. 20- Média e Desvio Padrão do Parâmetro t_{gs}	129
Tabela B. 21- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6319.....	130
Tabela B. 22- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6323.....	131
Tabela B. 23- Média e Desvio Padrão da Parâmetro local $time_{dif}$	132
Tabela B. 24- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6324.....	133
Tabela B. 25- Média e Desvio Padrão do Pressão dos Travões	134
Tabela B. 26- - Média e Desvio Padrão da variável $time_{dif}_{brk}$	134
Tabela B. 27- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6325.....	135
Tabela B. 28- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6326.....	136

Tabela B. 29- Média e desvio padrão da diferença das manetes de potência	136
Tabela B. 30- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6327	137
Tabela B. 31- Média e desvio padrão da dist_rto	138
Tabela B. 32- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6329	138
Tabela B. 33- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6329	139
Tabela B. 34- Média e Desvio Padrão da dist_remain	140
Tabela B. 35- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6331	140
Tabela B. 36- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6332	141
Tabela B. 37- Média e desvio padrão do parâmetro RUDPP	141
Tabela B. 38- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6333	142
Tabela B. 39- Média e desvio padrão do parâmetro ail_som.....	143
Tabela B. 40- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6334	144
Tabela B. 41- Média e desvio padrão de dif_brake	144
Tabela B. 42- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6336	145
Tabela B. 43- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6337	146
Tabela B. 44- Média e Desvio Padrão de DIF_AOA na Aterragem	146
Tabela B. 45- Média e Desvio padrão de DIF_AOA na descolagem	147
Tabela B. 46- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6338	148
Tabela B. 47- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6340	149
Tabela B. 48- Média e Desvio Padrão do Parâmetro brake_pres_dif	150
Tabela B. 49- Parâmetros usados na implementação dos cursores 6342	150

Índice de Gráficos

Gráfico 4. 1- Curva da Distribuição Normal do Parâmetro Brake_T1	54
Gráfico 4. 2- Curva da Distribuição Normal do Parâmetro Brake_T2	54
Gráfico 4. 3- Curva da Distribuição Normal do Parâmetro Brake_T3	55
Gráfico 4. 4- Curva da Distribuição Normal do Parâmetro Brake_T4	55
Gráfico 4. 5- Distribuição Normal da distância até atingir 80 nós	70
Gráfico B. 1- Curva de Distribuição normal do spoiler número 2 esquerdo	116
Gráfico B. 2- Curva de Distribuição normal do spoiler número 2 direito	117
Gráfico B. 3- Curva de Distribuição normal do spoiler número 3 esquerdo	117
Gráfico B. 4- Curva de Distribuição normal do spoiler número 3 direito	118
Gráfico B. 5- Curva de Distribuição normal do spoiler número 4 esquerdo	118
Gráfico B. 6- Curva de Distribuição normal do spoiler número 4 direito	119
Gráfico B. 7- Curva de Destribuição Normal	121
Gráfico B. 8- Distribuição normal dos valores de pitch input do comandante	124
Gráfico B. 9- Distribuição normal do parâmetro t_liftoff	126
Gráfico B. 10- Distribuição normal dos valores do PITCH_RATE_MIN	128
Gráfico B. 11- Distribuição normal do parâmetro t_gs	129
Gráfico B. 12- Curva de Distribuição normal do parâmetro t_dif	132
Gráfico B. 13- Curva da distribuição normal da variável time_dif_brake	134
Gráfico B. 14- Curva da distribuição normal da variável Distance Remaining	140
Gráfico B. 15- Curva da distribuição normal do parâmetro RUDPP	142
Gráfico B. 16- Distribuição normal do parâmetro ail_som	143
Gráfico B. 17- Distribuição normal do dif_brake	145
Gráfico B. 18- Distribuição normal da DIF_AOA na aterragem	147
Gráfico B. 19- Distribuição normal da DIF_AOA na aterragem	148
Gráfico B. 20- Distribuição normal do parâmetro brake_pres_dif	150

Índice de Figuras

Figura 1. 1- Impacto Económico do Transporte Aéreo (IATA, 2016)	1
Figura 1. 2- Percentagem de acidentes ocorridos entre 2006 e 2015 por fase de voo (Boeing, 2015)	3
Figura 1. 3- Percentagem e as principais causas de acidentes entre 2010 e 2014 (IATA, 2015) .	3
Figura 2. 1- Primeira aeronave da TAP, Douglas DC-3	9
Figura 2. 2- Primeira aeronave a jato da TAP, <i>Sud Aviation Caravelle</i>	10
Figura 2. 3- Boeing 747-200	10
Figura 2. 4- Airbus A319	11
Figura 2. 5- Airbus A330	12
Figura 2. 6- Organograma da Área de Safety and Security Management (TAP, 2017)	13
Figura 3. 1- Airbus A320	15
Figura 3. 2- Diagrama dos Diferentes Patamares do Programa de FDM (ATR, 2016).....	16
Figura 3. 3- Diagrama de funcionamento de programa de FDM (Lau, 2007)	17
Figura 3. 4- Esquema do FDMU, representados os Inputs e os Outputs (Airbus, 2006)	20
Figura 3. 5- Esquema da localização dos sistemas de gravação de dados de voo (SAGEM, 2006)	21
Figura 3. 6- Unidades do Display no Cockpit (Airbus, 2006).....	22
Figura 3. 7- Organograma de funcionamento do AGS (SAGEM, 2006)	24
Figura 3. 8- Proporção de runway related acidentes e tipo de propulsão (FSF, 2009)	26
Figura 3. 9- Percentagem de Runway Excursion por Fase de Voo (FSF, 2009)	27
Figura 3. 10- Percentagem de Runway Excursion por localização da saída de pista (FSF, 2009)	28
Figura 3. 11- Valor absoluto e tendência de acidentes relacionados com saídas de pista na descolagem (FSF, 2009).....	28
Figura 3. 12- Valor absoluto e tendência de acidentes relacionados com saídas de pista na aterragem (FSF, 2009)	29
Figura 3. 13- Rácio anual de runway related accidents por milhão de voos (NLR, 2010)	29
Figura 3. 14- Percentagem de RE por Área Geográfica (ATSB, 2008).....	30
Figura 3. 15- Efeito na distância de aterragem de uma “aterragem longa” (ATSB, 2008).	33
Figura 3. 16- Principais erros dos pilotos em Runway Related Accidents (IATA, 2015)	35
Figura 3. 17- Eficiência dos diferentes controlos direcionais da aeronave no solo (NLR, 2010).....	40
Figura 3. 18- Aterragem com múltiplos fatores de risco combinados	44
Figura 4. 1- Manete de potência de Airbus A320	47
Figura 4. 2- <i>Layout</i> do AGS no Evento 5210	48
Figura 4. 3- <i>Layout</i> do AGS no Evento 5211	48
Figura 4. 4- Luz de Master Warning, cockpit de um A320	50
Figura 4. 5- Manete dos spoilers A320.....	52
Figura 4. 6- Side-stick Airbus A320	56
Figura 4. 7- Comprimentos de pista disponíveis definidos pelo ICAO (Airbus, 2002)	60
Figura 4. 8- Reversor de um motor a ser aplicado	65
Figura 4. 9- Pedais de travão de um A320.....	66
Figura 4. 10- Tambores dos travões de uma aeronave A320	67
Figura 4. 11- Spoilers a serem aplicados durante a aterragem de uma aeronave A321	67

Figura 4. 12- Controlo da direcção da roda de nariz de um A320, “ <i>tiller</i> ”	72
Figura 4. 13- Velocidade e ângulos de utilização do leme de direcção e do tiller (Airbus, 2015)	72
Figura 4. 14- Principais fatores para RTO a alta velocidade antes e depois 1993 (FSF, 2009 (II))	75
Figura 4. 15- Efeitos de ventos cruzados nas forças de travagem (FSF, 2005).....	76
Figura 4. 16- Diagrama de aproximações com ventos cruzados (FSF, 2005)	77
Figura 4. 17- Sensores de ângulo de ataque	78
Figura 4. 18- Condições de pista e velocidade máxima de ventos cruzados correspondentes (FSF, 2005).....	79
Figura 4. 25- Exemplo de <i>layout</i> da aplicação.....	99
Figura 5. 1- Exemplo de diagrama de saídas de pista (Fàbregas, 2011)	87
Figura 5. 2- Identificação das zonas de saídas de pista (Fàbregas, 2011)	88
Figura 5. 3- Distância do centróide à curva pretendida	88
Figura A. 2- Motor CFM-56	109
Figura A. 3- Comparação em tamanho das aeronaves da família A320 (Airbus, 2017)	111
Figura A. 4- Superfícies de controlo das aeronaves da família A320 (Airbus, 2015)	111

Lista de Siglas

AGS	Analysis Ground System
AIDS	Aircraft Integrated Data System
AMC	Acceptable Means of Compliance
ANAC	Autoridade Nacional de Aviação Civil
AOA	Angle of Attack
AOC	Air Operator Certificate
ASDA	Accelerate Stop Distance Available
ATC	Air Traffic Controller
ATIS	Automatic Terminal Information System
BSCU	Brake and Steering Control Unit
CAS	Crew Alerting Message
CLOCK	Relógio
DAR	Digital Aids Recorder
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DMC	Data Management Computer
DMU	Data Management Unit
DU	Display Unit
EASA	European Aviation Safety Agency
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitor
EFIS	Electronic Flight Instrument System
EIS	Electronic Instruments System
EOFDM	European Operators Flight Data Monitoring
FAA	Federal Aviation Agency
FBW	Fly-by-Wire
FCDC	Flight Control Data Concentrator
FCOM	Flight Crew Operation Manual
FDM	Flight Data Monitoring

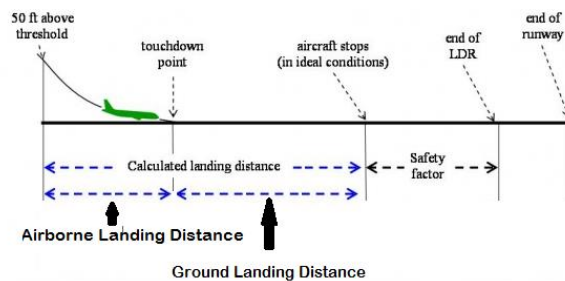
FDMIU	Flight Data Interface Management Unit
FDR	Flight Data Recording
FLX-MCT	Flex/Maximum Continuous Thrust
FMS	Flight Management System
FOQA	Flight Operations Quality Assurance
FSF	Flight Safety Foundation
FWC	Flight Warning Computer
GSC	Ground Speed Corrected
IATA	International Air Transport Association
ICAO	International Civil Aviation Organization
LA	Triaxial Linear Accelerometer
MCTOM	Maximum Certified Take-Off Mass
NLR	National Aerospace Laboratory of Netherlands
OPS	Air Operations
ORO	Organisation Requirements for Air Operations
PEP	Performance Engineer Program
PFD	Primary Flight Display
QAR	Quick Access Recorder
RE	Runway Excursion
RPM	Rotações por Minuto
RTO	Rejected Takeoff
SAFO	Safety Alert for Operators
SDAC	System Data Acquisition Concentrator
SGDV	Sistema de Gravação de Dados de Voo
SI	Sistema de Indicação
SOP	Standard Operational Procedures
SSM	Safety and Security Management
TAS	True Airspeed
THS	Trim Horizontal Stabilizer
TODA	Take Off Distance Available

TOGA	Take-off/Go Around
TORA	Takeoff Run Available
V₁	Velocidade de Decisão
V_{mca}	Velocity of Minimum Control in the Air
V_{mCG}	Velocity, Minimum Control (Ground)
V_R	Velocidade de Rotação
V_{ref}	Velocity Reference

Definições

Acidente- Ocorrência associada com a operação de uma aeronave, que ocorre entre o momento em que qualquer pessoa embarca numa aeronave com a intenção de voar até ao momento em que todas as pessoas abandonam a aeronave, onde: uma pessoa tenha sofrido ferimentos graves ou até mesmo fatais que não advenham de causas naturais e estejam relacionados com a presença dessa pessoa dentro da aeronave, a aeronave tenha sofrido danos estruturais, ou quando a aeronave se encontra desaparecida ou completamente inacessível (ICAO, 2014).

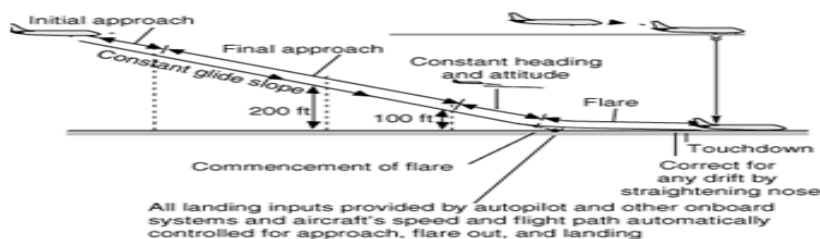
Airborne Landing Distance- Distância na aterragem entre o *threshold* e o *touchdown* (EASA, 2016).



Fatores Causais- Um ou mais elementos relativos à operação de aeronaves que despoletam eventos que constituem desvios ao padrão de funcionamento normal de uma aeronave.

Evento de FDM- Situação relativa a certo momento de utilização de uma aeronave que inclui parâmetros específicos da respetiva operação os quais, uma vez tratados, permite monitorizar procedimentos, limitações, ocorrências, excedências, etc... incluindo definir tendências estatísticas ou avaliar casos isolados (ATR, 2016).

Flare- Transição entre a fase da aproximação final e o toque da aeronave no solo. Esta sub-fase normalmente envolve um aumento da atitude de *pitch* da aeronave e a redução da potência dos motores, resultando na diminuição do rácio de descida e no *airspeed* da aeronave (Airbus, 2005)

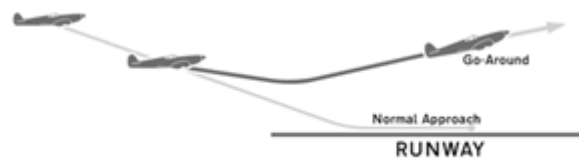


Floating- Situação na aterragem na qual o *flare* é estendido consequentemente demorando mais tempo, devendo-se normalmente a velocidade elevada aquando da passagem no *threshold* (Airbus, 2005).

Glide Path- Perfil de descida determinado para servir de guia vertical durante a fase da aproximação fina (ICAO, 2008 (II)).



Go-Around Situação que acontece quando a tripulação toma a decisão de não continuar a aproximação, conseqüentemente não continuando a aterragem, seguindo procedimentos para tentar outra aterragem ou divergir para outro aeroporto (Airbus, 2008 (II)).



Ground Landing Distance- Distância na aterragem entre o *touchdown* e o ponto em que a velocidade da aeronave no solo é igual ou inferior a 20 nós (EASA, 2016).

Hull Loss- Aeronave completamente destruída ou danificada, incluindo também as situações em que aeronave se encontra desaparecida ou quando estas se encontram completamente inacessíveis (Boeing, 2015 (II)).

Incidente- Evento que não um acidente, associado com a operação da aeronave e que pode afetar a segurança das operações normais (ICAO, 2014).

METAR- Formato normalizado para transmitir informações meteorológicas (FAA, 2016 (III)).

Ocorrência- Evento relacionado com a segurança que ponha em perigo eminente ou possa vir a por em perigo uma aeronave, os seus passageiros, a sua tripulação ou alguma pessoa que se encontrem no solo (ICAO, 2014).

Pista Contaminada- Situação de pista completamente ou parcialmente coberta de águas paradas (mais de 3 mm), de neve, de gelo ou a combinação de múltiplos destes fatores. Do ponto de vista da *performance*, considera-se contaminada a partir do momento em que as porções de contaminantes excedem 25% da superfície da pista (FSF, 2000).

Risco - É a probabilidade de ocorrência de danos pessoais ou materiais. Este elemento é calculado em termos de severidade e probabilidade de ocorrência (ICAO, 2008 (II)).

Stable Approach- Série de linhas guia que definem 500 pés acima da pista, *threshold*, se a aproximação final está a ser realizada de um modo estabilizado. Considera-se estabilizada se cumprir os seguintes requisitos: os pilotos realizarem todos os *briefings* e *checklists*, a aeronave encontra-se na configuração adequada para a aterragem, encontra-se no *flight path*

correto e a potência dos motores é adequada para a configuração escolhida para a aterragem (Airbus, 2006).

Threshold- O *threshold* da pista consiste em marcações que denotam o fim e o início do espaço designado para aterragens e descolagens em situações de não emergência, este ponto deve ser cruzado a uma altitude de 50 pés (ICAO, 1999).



1- Introdução

1.1- Enquadramento

Desde de meados do século XX a indústria aeronáutica e em especial o mercado civil de transporte de cargas e de passageiros, na forma de companhias aéreas, passaram e continuam a passar por um grande desenvolvimento. Na atualidade a indústria aeronáutica representa uma das maiores indústrias a nível global, apresentando um crescimento anual contínuo, com perto de 100.000 voos diários que ligam cerca de 18.000 cidades (IATA, 2016).

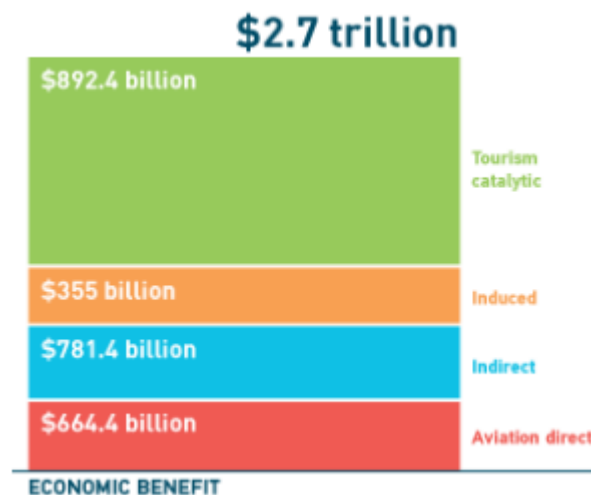


Figura 1. 1- Impacto Económico do Transporte Aéreo (IATA, 2016)¹

Atualmente, 2017, considera-se que 3.5% da economia mundial esteja dependente da aviação, o lucro das companhias aéreas no ano de 2016 ascendeu ao valor de 39.4 milhares de milhões de dólares sendo estimado que nesse mesmo ano cerca de 1% do PIB mundial tenha sido gasto em transporte aéreo totalizando cerca de 740 milhares de milhões de dólares.

No total em 2016 a nível mundial foram transportados cerca de 3.6 milhares de milhões de pessoas, dando uma média de cerca de 9 milhões de passageiros por dia e cerca de 18.6 milhares de milhões de dólares de bens o que corresponde a 1/3 do comércio mundial em termos de valor. Para além dos lucros, dos passageiros e dos bens transportados a indústria aeronáutica é também responsável pela criação, direta e indireta de 63 milhões de empregos (IATA, 2017).

¹ Tratando-se de gráfico original, manteve-se “triliões” sendo em termos europeus “milhares de milhão”.

Pode-se afirmar que esta indústria é um dos motores da economia global e é parte integrante do estilo de vida moderno, sendo responsável pelo transporte de pessoas e bens de um modo rápido, eficiente e seguro, tornando o mundo um lugar “mais pequeno”.

A segurança, uma das pedras basilares da indústria aeronáutica e em particular das companhias de transporte civil de passageiros, reveste-se de extrema importância devido ao peso desta indústria para a economia mundial e também à reduzida taxa de sobrevivência aquando da ocorrência de acidentes.

Esta área conheceu um grande desenvolvimento ao longo das últimas décadas acompanhando passo a passo o desenvolvimento e o aumento crescente da importância da indústria aeronáutica, levando a que atualmente seja considerado como um dos fatores preponderantes no sucesso ou insucesso de uma companhia aérea, pois a cada acidente a confiança numa dada companhia aérea é drasticamente reduzida e as repercussões podem mesmo ser notadas para além da companhia em particular no mercado como um todo.

Estatisticamente o aumento da segurança aeronáutica pode ser comprovada nos seguintes dados (Boeing, 2015 (I)):

- entre 1959 e 1997 36% de todos os acidentes, analisados no estudo supracitado, com perda da aeronave, *hull loss*, foram fatais;
- enquanto de 1998 a 2007 apenas 25%, dos acidentes analisados, com perda de aeronave foram fatais.

A redução do número de fatalidades durante os dois períodos de tempo considerados no estudo, deve-se a uma série de fatores, nomeadamente à introdução de avanços tecnológicos e a melhoria do treino de tripulações, à melhor regulação da atividade e a uma maior preocupação por parte dos operadores e reguladores no reforço de boas práticas de segurança, através da melhoria de aspetos organizacionais, operacionais e de suporte das operações de voo.

Ainda que os resultados sejam encorajadores, demonstram também tendências preocupantes nomeadamente, que a maior percentagem de acidentes ocorrem com as aeronaves na pista ou perto dela e que mesmo com todos os esforços feitos na tentativa de redução do número de acidentes relacionados com operações na pista (*runway related accidents*) estes não apresentaram uma variação significativa, representando as fases mais próximas da pista, a aterragem, a subida inicial, a descolagem e a aproximação final como as fases mais perigosas do voo, com especial incidência na aterragem (FSF, 2009 (II)), como pode ser observado na figura 1.2.

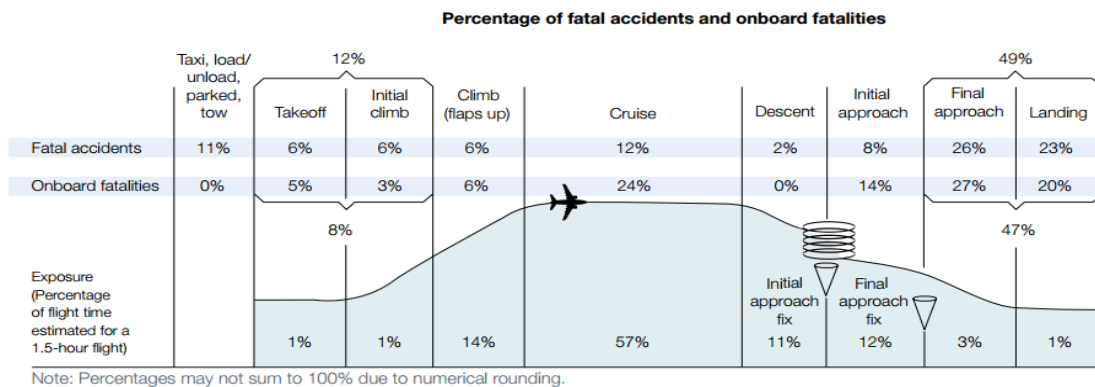


Figura 1. 2- Percentagem de acidentes ocorridos entre 2006 e 2015 por fase de voo (Boeing, 2015 (I))

No total de 415 acidentes, com aeronaves acima de 5700 kg², ocorridos no período de tempo entre janeiro de 2010 e dezembro de 2014, 22% ou seja 90 acidentes são classificados como saídas de pista, *runway excursions*, resultando numa grande perda de vidas, mesmo que a percentagem de saídas de pista fatais seja relativamente pequena, tendo uma taxa de sobrevivência de 98%; no entanto, devido ao elevado número de ocorrências mesmo uma elevada taxa de sobrevivência resulta num grande número de fatalidades. No período de tempo considerado as 90 saídas de pista resultaram num total de 174 vítimas (IATA, 2015).

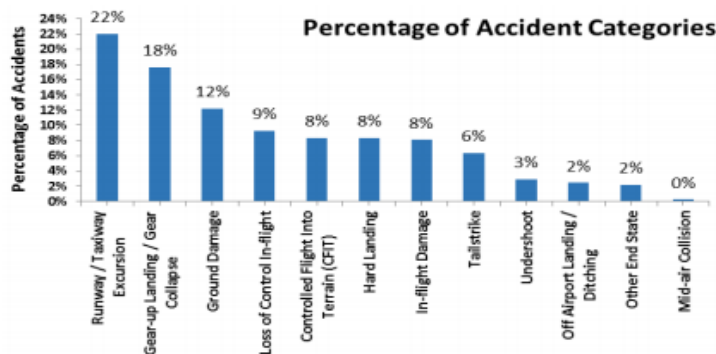


Figura 1. 3- Percentagem e as principais causas de acidentes entre 2010 e 2014 (IATA, 2015)

Outra consequência deste tipo de acidentes prende-se com os custos de reparação de danos, que para além das aeronaves envolvidas contam também os danos às infraestruturas aeroportuárias, totalizando um valor de 900 milhões de dólares por ano (FAA, 2007).

No sentido de prevenir os acidentes relacionados com operações de pista e em particular as saídas de pista mitigando assim a perda de vidas humanas bem como danos materiais, foram criados grupos de trabalho constituídos por múltiplas entidades com o fim de melhorar a segurança nas fases de voo mais próximas da pista dos aeroportos.

² Valor que está relacionado com a certificação de aeronaves, por exemplo CS-25 e FAR 25, legislação europeia e americana, respetivamente.

Estes grupos de trabalho são equipas multidisciplinares que incluem fabricantes de aviões, operadores, gestores, pilotos, reguladores, aeroportos e organizações de gestão de controladores de tráfego aéreo, cada um deles com os seus conhecimentos específicos trabalha no sentido de prevenir os *runway related accidents*.

Esta prevenção é feita utilizando os conhecimentos dos diferentes constituintes dos grupos de trabalho, nomeadamente através de melhoramento e desenvolvimento de novas tecnologias que poderão ser utilizadas pelos pilotos, como por exemplo o calculador da distância de aterragem desenvolvido pela Boeing (2012) dos procedimentos de operação, da melhoria da segurança do espaço aéreo e acima de tudo no treino das tripulações que pode estar direta ou indiretamente ligado a este tipo de ocorrências.

Resumidamente, são utilizados a perícia e experiência de todos os constituintes dos grupos de trabalho para serem enfrentados os desafios dos *runway related accidents* e em particular das saídas de pista (FSF, 2009 (II)).

Mas mesmo com todo o esforço aplicado, que se traduziu numa acentuada melhoria na vertente da segurança, o número de acidentes durante a descolagem e a aterragem e particularmente as saídas de pista integra uma área que na década passada, na prática, mostrou poucas ou nenhuma melhorias (ATSB, 2008).

As diferentes agências e companhias aéreas continuam a desenvolver esforços com vista à realização de mais estudos e procedimentos, que levem à redução do número e do impacto que as saídas de pista têm.

Parte dos esforços para atingir as melhorias esperadas prende-se com análise dos dados de voo nomeadamente com a verificação de parâmetros e a tentativa de encontrar denominadores comuns, permitindo assim verificar as condições que poderão levar a uma saída de pista, tentando-se de um modo proactivo evitar a ocorrência deste tipo de incidentes/acidentes.

1.2- Objetivo do trabalho

Identificar e analisar os fatores percursores relacionados com ocorrências relativas a saídas de pista de aeronaves operadas pela TAP, de modo a definir o conjunto de procedimentos em termos de operação e outros que habilitem a reduzir o número de eventos e assim aumentar a segurança operacional da empresa.

Os objetivos passaram ainda pelo desenvolvimento e integração de ferramentas que permitem a análise do risco de saídas de pista.

1.3- Metodologia

A fim de cumprir com o objetivo proposto, numa primeira fase, na identificação dos percursores de eventos aconselhados pela EASA, com os dados de voo fornecidos pela empresa foi utilizada uma abordagem fundamentalmente estatística que permitiu definir limites através de um método quantitativo, bem como validar os parâmetros percursores implementados quer através dos referidos estudos estatísticos, como através de experimentação.

Numa segunda fase, para o desenvolvimento das ferramentas de análise de risco de saídas de pista, foi utilizada uma metodologia mista para a análise dos dados de voo, por um lado quantitativa, nomeadamente no que toca à pista utilizada pela aeronave e ao peso desta na aterragem, como por outro lado, para a validação dos valores encontrados procedeu-se a uma análise qualitativa, através da análise estatística dos dados de voo.

No sentido de validar o trabalho realizado na implementação de percursores de eventos foi efetuada a análise estatística dos resultados obtidos, nomeadamente quanto à prevalência de determinado evento ou a gravidade relativa destes. No desenvolvimento das ferramentas em R, os resultados obtidos foram validados através de análise estatística dos resultados, bem como com a simulação de casos particulares no AGS e a confrontação destes com os resultados da aplicação em R (nomeadamente no que concerne às distâncias de aterragem).

Para ambas as fases do trabalho, as principais fontes de informação foram os dados de voo obtidos da aeronave, ainda que sempre suportados teoricamente com dados retirados de literatura.

1.4- Limites do trabalho

Devido a constrangimentos temporais e aos recursos afetos ao trabalho, encontrou-se a necessidade de estabelecer restrições, que se apresentam como os limites do trabalho desenvolvido.

Um dos primeiros limites definidos prende-se com o modelo de aeronaves com que se trabalhou, a saber Airbus A320; este trabalho incidiu sobre a totalidade da frota destas aeronaves.

Outro aspeto levado em consideração foi o das janelas de monitorização para cada um dos percursos de evento. Estas janelas de monitorização são limites inerentes à natureza do trabalho, pois a cada uma delas corresponde uma fase de voo.

As fases de voo da aeronave apresentam-se como uma limitação quanto à extensão do trabalho, pois a natureza das saídas de pista, ocorrem apenas nas fases de voo em que a aeronave se encontra na pista, limitando a análise às fases do táxi, aterragem e descolagem.

Terá de se ter sempre em consideração as limitações técnicas inerentes aos sistemas de FDM, pois, ainda que estes programas apresentem bastantes vantagens para o operador, não deixam de apresentar falhas, nomeadamente no que concerne à fiabilidade dos gravadores de voo, ou seja são sistemas suscetíveis a avarias.

As falhas encontradas com maior regularidade prendem-se com erros na leitura e na gravação de dados de voo, originando cenários de valores incoerentes, situação essa que com alguma frequência prende-se com a perda de dados de voo durante algum tempo do voo ou em casos extremos, mesmo de voos completos. Apresentando-se estes erros como limite para o trabalho, pois se os dados não estão gravados, ou o estão incorretamente, não podendo ser analisados.

Por último, no desenvolvimento das ferramentas de análise geral e individuais estas apenas incidiram sobre as aterragens, apresentando-se como limite os dados necessários para a construção destas ferramentas e que na atualidade apenas permitem calcular o risco de saídas de pista para a aterragem.

1.5- Estrutura do trabalho

Esta dissertação consiste em 6 capítulos estruturados de modo a que este trabalho esteja organizado de uma forma lógica e concisa.

O Capítulo 1 - Introdução, inclui o enquadramento e os objetivos para a realização deste trabalho, assim como a metodologia e os limites para a concretização dos objetivos propostos.

O Capítulo 2 - TAP e o gabinete de SSM, dá a nota introdutória da empresa e da área desta no qual o trabalho foi desenvolvido.

O Capítulo 3 - FDM e saídas de pista, apresenta-se a base de funcionamento do sistema de monitorização dos parâmetros de voo, nomeadamente dos sistemas de gravação utilizados na TAP, bem como os procedimentos e programa utilizado para o estudo destes parâmetros. Será também enquadrada a questão das saídas de pista a nível global.

O Capítulo 4 - Percursos de eventos de saídas de pista, neste capítulo será descrito o trabalho realizado na melhoria do programa utilizado para a análise de dados de voo, AGS, através do desenvolvimento e integração do programa de percursos de eventos referentes a saídas de pista.

O Capítulo 5 - Diagramas de avaliação do risco de RE, descreve-se todo o processo de desenvolvimento e integração no serviço da TAP de duas ferramentas desenvolvidas aquando da realização deste trabalho.

O Capítulo 6 - Conclusões e trabalho futuro, concluí este trabalho, apresentando as conclusões retiradas bem como sugestões de trabalhos futuros.

2- A TAP e o Gabinete de SSM

A TAP é criada a 14 de março de 1945 pela mão do celebrado General Humberto Delgado; à data diretor do Secretariado da Aeronáutica Civil, com sede em Lisboa no aeroporto Humberto Delgado; desde a sua fundação tornou-se a mais prestigiada companhia aérea nacional, bem como a partir de 2005 membro integrante da *Star Alliance*.



Figura 2. 1- Primeira aeronave da TAP, Douglas DC-3 (Hoppe, 2000)

A operação desta empresa foi iniciada com dois aviões Douglas DC-3 com capacidade para 21 passageiros voando duas rotas: Lisboa- Madrid e Lisboa- Luanda- Lourenço Marques (Maputo). Até ao fim da década de quarenta viu o número de rotas aumentar; até ao final da década já voava para cinco destinos, incluindo Londres e Paris (Pinheiro, 2015).

Na década seguinte verificou-se um crescimento da companhia, sendo que no ano de 1954 pela primeira vez a sua frota incluía aeronaves quadrimotoras, *Lockeed Constellation*, que permitiam efetuar rotas mais longas e o transporte de um maior número de passageiros; nesta década são abertas as rotas para Casablanca e Tânger (TAP, História da TAP, 2014).

A década de sessenta foi uma época de rápida expansão para TAP com a abertura em 1960 da rota da amizade, entre Lisboa e o Rio de Janeiro, bem como a rota Lisboa-Goa, para além do aumento do número de rotas na Europa e do incremento das ligações com as ilhas e com as ex-colónias de África. A nível tecnológico foi durante esta década que a companhia entra na era a jato com a aquisição do *Sud-Aviation Caravelle IV*. No ano de 1964 a TAP atinge o primeiro milhão de passageiros e em 1965 começa a operar o icónico Boeing 707 e a partir do ano de 1967 torna-se na primeira companhia europeia a voar exclusivamente aeronaves a jato (TAP, História da TAP, 2014).



Figura 2. 2- Primeiro aeronave a jato da TAP, *Sud Aviation Caravelle* (Leite, 2012)

Na década de 70 a TAP recebeu o seu primeiro prémio de reconhecimento mundial, a Medalha de Ouro de Mérito Turístico. Continuando a expansão das suas rotas, começando a voar Lisboa- Montreal e de Lisboa para Ponta Delgada e para a Terceira. A par com a expansão das rotas continuou a expansão e modernização da frota com a aquisição de 4 aeronaves Boeing 747-200 (Pinheiro, 2015).

O aumento de frota obrigou à expansão dos serviços de terra, expansão esta marcada pela construção e subsequente transferência de todos os serviços para o reduto TAP localizado no aeroporto de Lisboa. A década de 70 é também marcada pelo 25 de Abril de 1974, acontecimento este transversal a todos os quadrantes da sociedade portuguesa, nomeadamente à TAP, que no ano seguinte à revolução é arrastada para um processo de nacionalização, transformando-se assim numa empresa pública. O final desta década é marcado por uma modernização da empresa e alteração de designação para TAP Air Portugal.



Figura 2. 3- Boeing 747-200 (TAP, 2012)

A década de 80 inicia-se de forma conturbada para a empresa, que regista um período de prejuízos avultados, que se devem de entre outros fatores, ao constante aumento do preço do petróleo. O ano de 1980 coincide com uma mudança de figura da companhia aérea, através da renovação dos uniformes das tripulações, logotipo e pintura das aeronaves, coincidindo estas alterações com a transposição da fasquia dos dois milhões de passageiros

transportados. Nesta década continua também a expansão das rotas, com a inauguração da rota Porto-Caracas, bem como a modernização da frota de aeronaves, passando-se a operar aeronaves Airbus, com o início de operação das aeronaves A310-300 em 1988. No final desta década, mais precisamente em 1989, a TAP assumindo-se na vanguarda da tecnologia de comunicações torna-se na primeira companhia aérea a estabelecer ligações terra-ar via satélite (Ho, 2015).

A década de noventa é marcada pelo aumento do fluxo de passageiros da TAP que em apenas um ano transporta mais de três milhões de passageiros; a par com o aumento de passageiros aumenta também o número de rotas através da criação de voos Porto-Barcelona e Porto-Basileia, sendo também reaberta a linha Lisboa-Baía. A nível de modernização de aeronaves, a Airbus assume-se como a principal fornecedora de aeronaves da TAP, ao conseguir oferecer aviões mais económicos e versáteis; até ao final desta década praticamente todos os Boeings deixam de voar, restando apenas o modelo 737-300 que irá ser finalmente retirado em 2001 e concluindo a consolidação da Airbus como única fornecedora de aeronaves da TAP (TAP, História da TAP, 2014).



Figura 2. 4- Airbus A319 (TAP, 2014)

O início da década de 2000 afirma-se com um período de franca recuperação económica da TAP, que pela primeira vez em vários anos apresenta lucros de vários milhões de euros. A par desta recuperação, a frota é também aumentada atingindo-se as 40 aeronaves e as instalações de apoio em terra são também melhoradas através da inauguração de um novo hangar de manutenção, o Hangar 6, a 1 de fevereiro de 2004. O ano de 2005 é também marcado pela apresentação de um novo logotipo da companhia e pela alteração da designação para TAP Portugal, bem como um novo grafismo na pintura das aeronaves, na tentativa de dar à companhia um aspeto de maior modernidade e leveza (TAP, História da TAP, 2014).

O ano de 2005 foi marcado pela entrada da TAP na *Star Alliance*, bem como pela aquisição do maior centro de manutenção da América do Sul. Durante o fim desta década a

TAP é considerada a “Melhor Companhia Aérea” e no ano de 2008 é batido o recorde de passageiros transportados num só dia, atingindo o valor de 33.464 pessoas (TAP, História da TAP, 2014).



Figura 2. 5- Airbus A330 (TAP, 2014)

Na atualidade a TAP voa para mais de 80 destinos com a seguinte frota:

- 21x A319
- 19x A320
- 3x A321
- 16x A330
- 4x A340

No que toca a segurança, em 2016 a TAP é distinguida como a décima companhia aérea mais segura do mundo, tendo atingido em 2012 o melhor *record* sendo considerada a quarta companhia mais segura, ficando apenas atrás da Qantas, Finnair e Air New Zealand. Esta distinção é comprovada pelo único acidente com consequência graves de uma aeronave da companhia, ocorrido no aeroporto do Funchal em 1977, por coincidência uma saída de pista, sendo este o tema central deste trabalho.

Em parte este nível de segurança é atingido pelo constante investimento da empresa no que concerne as questões de segurança de voo, uma das áreas centrais para este sucesso é a área do *Safety and Security Management (SSM)*, que tem como principais objetivos a implementação e manutenção de um *Safety Management System (SMS)*, isto é, um sistema de gestão transversal, que permite através da gestão de risco a definição e manutenção de um *Acceptable Level of Safety Performance*, possibilitando à TAP atingir os seus objetivos respeitantes às questões segurança de voo, com a referência à divisão desta área na figura 2.6.

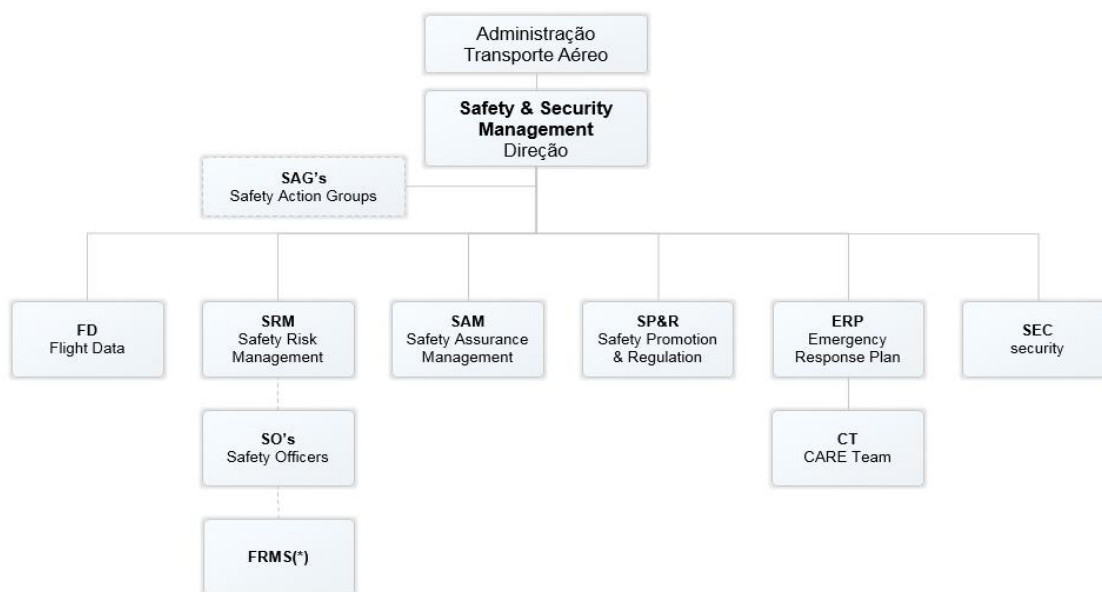


Figura 2. 6- Organograma da área de Safety and Security Management (TAP, 2017)

Dentro das diferentes áreas deste gabinete, irá apenas ressaltar o gabinete de *Flight Data* visto ter sido aqui que realizei o meu estágio. A TAP foi uma empresa pioneira a nível mundial na utilizao de dados de voo e na implementao do programa de FDM, sendo que a gnese desta área remonta  década de sessenta. Tendo como principal objetivo a recolha, processamento e análise contínua dos dados de voo, permitindo assim de uma forma clara e objetiva, que sejam identificadas ameaas  normal operao, bem como reduzidos ou até mesmo eliminados os riscos inerentes  operao.

O trabalho desenvolvido por este gabinete  sempre realizado na mais estreita colaborao com outros gabinetes da área de SSM bem como com outras áreas da empresa. Na atualidade  considerada uma das peas fundamentais de *safety and security management* devido  quantidade e assertividade do *feedback* fornecido que de um modo pr-ativo permite a melhoria contínua da segurana das operao de voo, sendo parte integrante do sistema de gesto de segurana (SMS) da empresa.

No seguinte capítulo iro ser apresentados de um modo geral os sistemas de FDM, bem como uma situao no que se refere a saídas de pista e os principais factores causias deste tipo de ocorrências.

3- FDM e Saídas de Pista

Neste capítulo apresenta-se a base de funcionamento do sistema de monitorização dos parâmetros de voo, nomeadamente dos sistemas de gravação utilizados nas aeronaves A320 da TAP, semelhantes à apresentada na figura 3.1. Será também descrito o sistema de análise de dados de voo, passando pela apresentação do programa utilizado, AGS, bem como pelos procedimentos de recolha e análise de dados. Será ainda feito o enquadramento global da questão das saídas de pista.



Figura 3. 1- Airbus A320

Será ainda contextualizada a situação das saídas de pista, mormente no que toca à análise que é feita desta problemática a nível internacional, bem como os principais fatores causais destas situações.

3.1- Sistemas de FDM

Define-se como atividade de monitorização de dados de voo (vulgo FDM): “(...) A utilização proactiva de parâmetros de voo digitais de operações de rotina para melhorar a segurança da aviação.” (ANAC, 2008, p. 6).

Neste contexto, recorda a ANAC (2008, p. 6) que “(...) O programa de análise dos parâmetros de voo deve ser não punitivo e conter salvaguardas adequadas para proteger a(s) fonte(s) dos parâmetros”.

Resumidamente, um sistema de análise de dados de voo, assiste o operador a identificar, quantificar, avaliar e direccionar meios para mitigar riscos operacionais, podendo ser efetivamente usado para apoiar a tomada de decisões operacionais no que concerne a questões de segurança.

O sistema de FDM é também conhecido como FOQA, sendo as siglas equivalentes, podendo a estrutura destes sistemas ser dividida em 4 patamares diferentes, em inglês conhecidos como os “4 R’s”, a saber:

- Gravação (“*Record*”):
 - Gravadores de Voo;
 - Gravação, Indicação e Armazenamento.
- Transmissão de Dados (“*Retrieve*”):
 - Transmissão de Dados para Terra via Wireless;
 - Recepção de Dados nos Servidores da empresa.
- Revisão de Dados (“*Review*”)- Converter os Dados em Informação Utilizável:
 - *Software* de Análise de Dados de Voo.
- Reportar (“*Report*”)- Fornecer Informações Significativas para a Operação:
 - Análise dos Dados e Ferramentas de Visualização;
 - Gerar Relatórios, Gráficos e Animações.

Na seguinte figura serão esquematizados os 4 patamares do programa de FDM anteriormente apresentados.



Figura 3. 2- Diagrama dos Diferentes Patamares do Programa de FDM (ATR, 2016)

Os pilares para o funcionamento destes programas são os seguintes:

- 1 Conversão de dados gravados em voo em informação;
- 2 Análise da informação para conversão em conhecimento;
- 3 Conhecimento utilizado para melhorar a segurança das operações de voo através de recomendações;
- 4 Conversão dos conhecimentos em procedimentos e percursos de eventos que possam ser monitorizados pelo programa de FDM.

O funcionamento de um programa desta natureza será sempre contínuo, como pode ser verificado na figura 3.3.

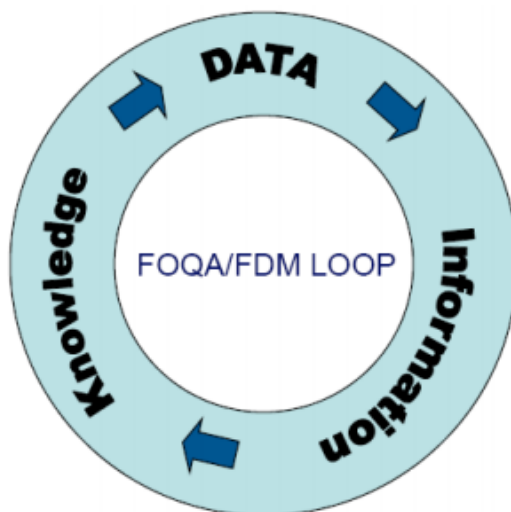


Figura 3. 3- Diagrama de funcionamento de programa de FDM (Lau, 2007)

Tendo-se sempre em atenção que o sistema de monitorização dos dados de voo é complementado, quando possível, pelos relatórios e opiniões partilhados pelos pilotos nomeadamente através de *reports* confidenciais enviados para os gabinetes de segurança de voo, permitindo assim a verificação da assertividade dos dados retirados dos gravadores de voo da aeronave.

Nos seguintes subcapítulos descreve-se o funcionamento dos principais constituintes do programa de monitorização de dados de voo implementado pela TAP, incluindo os sistemas de indicação e gravação dos dados de voo e o *software* de análise de dados de voo.

3.1.1 Legislação aplicada e entidades reguladoras

A implementação e utilização de sistemas de FDM começou nas “companhias de bandeira” dos países europeus (incluindo a TAP) remontando a sua génese ao fim da década de 60.

Até meados dos anos 90 existiam poucos países, França e Índia, com legislação que obrigasse as companhias aéreas a manter sistemas de FDM. Situação alterada no final dessa década pela ICAO que introduziu uma séria de legislação que obrigava os membros desta organização a monitorizar os dados de voo.

Como resultado da legislação implementada pela ICAO, desde 2005 verificou-se uma significativa adoção de sistemas de monitorização de dados de voo, tornando-se estes sistemas de cariz obrigatório na maioria dos países.

Neste parágrafo serão apresentadas as legislações que regem a atividade dos sistemas de FDM bem como as principais entidades reguladoras:

EASA:

Parágrafo ORO.AOC.130 da comissão de Regulação (UE) 965/2012, Anexo III (Part ORO) que contém as regras de implementação requeridas para um programa FDM para aeronaves acima de 27 000 kg MCTOM e operadores comerciais. Esta regulamentação é aplicada a todos os membros da EASA desde 29 de outubro de 2014.

AMC1 ORO.AOC.130 do Diretor Executivo da EASA decisão 2012/017/R, que contém métodos de conformidade para aceitação da implementação descrita ORO.AOC.130.

ICAO:

Flight Data Analysis Program Manual / DOC 10000.

FAA:

Circular No 120-82: fornece o guia para o desenvolvimento, implementação e operação de um programa FOQA, bem como boas práticas para a supervisão de um programa de FDM (Versão 1, janeiro 2015).

ANAC:

Parágrafo OPS 1.037 do REGULAMENTO (CE) No 859/2008 DA COMISSÃO de 20 de agosto de 2008, que fornece as linhas guias para um programa de prevenção de acidentes e de segurança de voo, nomeadamente o estabelecimento e manutenção de um programa de prevenção de acidentes com base nos parâmetros de voo digitais de operação, mandatório para todos os operadores com aeronaves acima de 27.000 Kg de MCTOM.

3.1.2- Sistemas de indicação e gravação de dados de voo

Neste subcapítulo é apresentado o funcionamento dos Sistemas de Indicação (SI) e o Sistema de Gravação de Dados de Voo (SGDV). Antes de mais, terá de se ter em conta que os dados são gravados de um modo cíclico, sendo estes recolhidos no decurso da normal operação das aeronaves.

O SGDV e o SI então intimamente ligados um ao outro, sendo que o primeiro lê e armazena os parâmetros de voo, enquanto o outro apresenta estes parâmetros aos pilotos.

Este sistema deve estar otimizado no sentido de cumprir os requerimentos de FDR, devendo ter a capacidade mínima de poder adquirir e gravar os parâmetros da aeronave definidos como de carácter obrigatório.

O sistema de gravação é constituído por 3 elementos principais:

- *Flight Data Interface and Management Unit (FDIMU)*;
- *Digital Flight Data Recorder (DFDR)*;
- *Triaxial linear accelerometer (LA)*.

O FDMIU é um tipo de arquitetura que inclui dois antigos sistemas separados; o FDIU (*Flight Data Interface*), esta unidade pertence àquilo que era conhecido como arquitetura de carácter obrigatório; isto é, processava os parâmetros a serem obrigatoriamente gravados no DFDR. O outro sistema aglomerado no FDMIU é o DMU (*Data Management Unit*) o qual pertence à arquitetura de carácter não obrigatório, logo esta unidade tratava os parâmetros a serem gravados no DAR, ou seja, parâmetros não definidos pela entidade reguladora, mas sim pela companhia aérea, no sentido de gravar dados considerados importantes para a operação das aeronaves.

O FDMIU recolhe e processa informação de vários sistemas: SDAC, DMC, FWC, FCDC, BSDU e do relógio, enviando estes dados para gravação nos sistemas DFDR, DAR e QAR. Podendo ser observado na figura 3.4 o esquema desta estrutura.

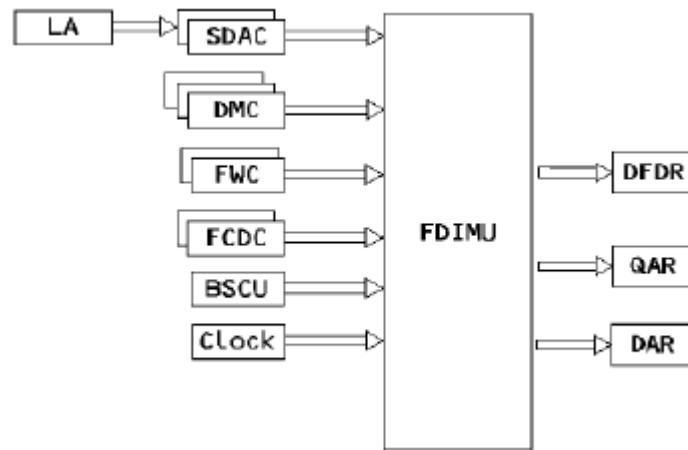


Figura 3. 4- Esquema do FDIMU, representados os Inputs e os Outputs (Airbus, 2006)

Os dados originários dos sistemas SDAC, DMC, FWC, FCDC, BSDU e relógio são transmitidos para o FDIMU através do protocolo ARINC 429. O ARINC 429 é um protocolo de transmissão de dados, que define como os sistemas de aviónicos comunicam uns com os outros, bem como com o sistema de processamento de dados (Airbus, 2006).

Os sistemas de aviónicos e o sistema de processamento de dados encontram-se conectados por cabagem e o protocolo ARINC 429 define as características do sinal elétrico e conseqüentemente da informação a ser transmitida, permitindo assim uma transmissão fiável desta informação. O protocolo ARINC 429 opera sobre um barramento de dados (*data bus*) unidirecional (conseqüentemente a transmissão e a recepção de dados são feitas em portas diferentes) e as informações são transmitidas a um rácio de 12.5 por 100 Kilobits por segundo. Este protocolo é padrão em todas as aeronaves ocidentais³ sendo o protocolo utilizado nas aeronaves da família A320 e por todos os aviões comerciais da Airbus (Simões, 2010).

O sistema de gravação DFDR é normalmente conhecido por “caixa negra” tendo, por norma, a capacidade mínima de gravação de 25 horas e armazena os parâmetros de voo caracter obrigatório. Os parâmetros a serem gravados são definidos pelo ICAO e no mínimo têm de incluir o rumo da aeronave, a velocidade, altitude, potência dos motores e configuração dos dispositivos de sustentação e arrasto (ICAO, 2008 (I)).

O sistema QAR grava a mesma informação que o sistema DFDR, mas encontra-se numa localização mais acessível no avião, sendo mais fácil de aceder quando necessário e, para além disso, pode ser manuseada e analisada pela companhia aérea, ao contrário do DFDR que apenas pode ser analisada pelas entidades reguladoras.

³ Aeronaves que não foram projetados na ex- União Soviética.

Por último o sistema DAR é usado para supervisionar um grande número de parâmetros, visando permitir uma manutenção mais fácil e ainda uma melhor formulação das funções operacionais da aeronave.

No conjunto, os sistemas DFDR e QAR gravam exatamente os mesmos dados. A única diferença entre eles consiste na facilidade de acesso físico ao sistema QAR para além da permissão deste em ser manuseado e analisado pela companhia aérea, permitindo um mais fácil processamento e análise dos dados recolhidos.

O sistema DAR ao contrário dos dois anteriores é programado pela companhia aérea, permitindo que esta defina os parâmetros que num dado momento são importantes para a operação da companhia e necessitam de ser gravados, permitindo assim a sua posterior análise. Alguns dados poderão ser coincidentes entre os sistemas DAR e QAR (Simões, 2010).

Na figura 3.5 pode ser observada a localização dos sistemas de gravação de dados de voo bem como os sistemas que fornecem os dados a estes sistemas de gravação. Esta figura não é referente a nenhum modelo de aeronave específico, podendo a localização dos equipamentos ser considerada genérica.

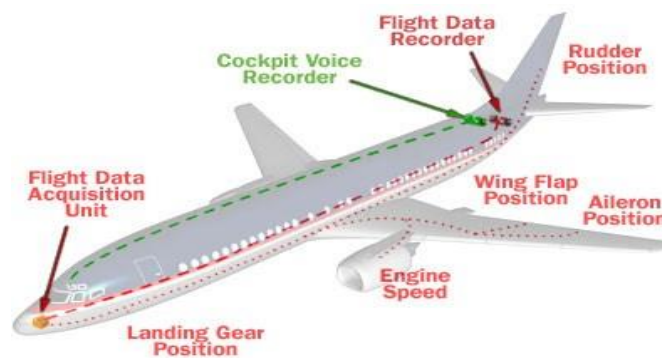


Figura 3. 5- Esquema da localização dos sistemas de gravação de dados de voo (SAGEM, 2006)

O SI consiste num grupo de componentes que providenciam informação visual e auditiva aos pilotos dos diferentes parâmetros de voo, que se traduzem na operação dos sistemas e na configuração da aeronave (Canadair, 2010).

O SI da família A320 é denominado de *Electronic Instrument System* (EIS) e apresenta os dados em seis unidades DU, sendo este sistema constituído pelo *Electronic Flight Instrument Systems* (EFIS) e pelo *Electronic Centralized Aircraft Monitor* (ECAM).

O *Electronic Flight Instrument Systems* (EFIS) exibe a informação referente aos parâmetros de voo e de navegação nos *displays* de voo primários (PFD) e nos *displays* de navegação (NDs).

O *Electronic Centralized Aircraft Monitor* (ECAM) apresenta a informação referente aos motores e avisos nos *displays* E/WD e SD.

Na figura 3.6 observa-se o esquema do painel de instrumentos de uma aeronave Airbus A320, encontrando-se identificadas as unidades de display referidas anteriormente, bem como as unidades que lhes fornecem informação.

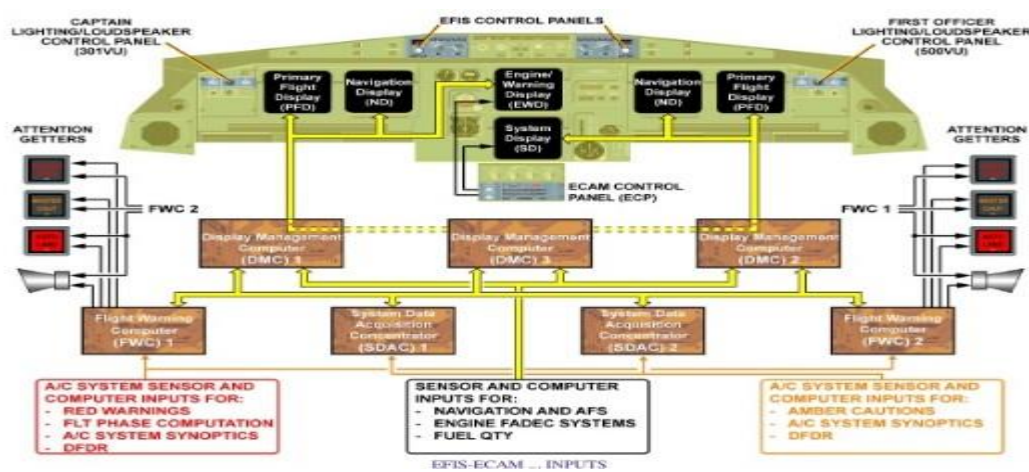


Figura 3. 6- Unidades do Display no Cockpit (Airbus, 2006)

Cada aeronave é equipada com três *Display Management Units* (DMU) idênticos, que recolhem dados dos computadores de bordo e dos sensores com o intuito de os apresentar nas unidades de display. Cada DMC tem dois canais independentes, um canal EFIS e um canal ECAM (Airbus, 2006).

Existem dois sistemas de aquisição de dados (SDACs) que adquirem sinais e geram dados. Alguns desses sinais vão para os DMCs que os usam para gerar *displays* sobre o sistema e sobre os parâmetros do motor, enquanto que outros vão para o *Flight Warning Computer*, que os usa para gerar mensagens ECAM e alertas (Airbus, 2006).

Convém ainda referir que o sistema de indicação reveste-se de extrema importância devido a ser o sistema da aeronave que permite a transmissão e a apresentação para os pilotos da informação de um elevado número de sensores localizados nos mais variados sistemas da aeronave.

Na TAP a informação recolhida no sistema de gravação de dados de voo é transmitida

para terra através de um sistema de rede *wireless*. Este sistema permite uma rápida e fiável transmissão dos dados, independentemente da localização geográfica da aeronave.

Após o término do voo, assim que a aeronave é energizada no solo, o sistema de *wireless* é automaticamente ativado, permitindo a transferência direta dos dados para o gabinete de *flight data*, no qual posteriormente serão decodificados e analisados com o programa AGS.

Na próxima secção apresenta-se o *software* e os procedimentos utilizados para o tratamento dos dados de voo obtidos dos sistemas de gravação instalados a bordo da aeronave, descrevendo-se como se transformam os dados de voo em informação.

3.1.3- Software de análise de dados de voo

O AGS (*Analysis Ground System*) é um programa desenvolvido pela empresa francesa SAGEM que entretanto foi adquirida pela SAFRAN. A SAFRAN é de origem francesa e é uma empresa de renome nas áreas da tecnologia militar e comunicações. O AGS engloba-se na área dos *software de flight operation monitoring* ou FOQA, sendo um programa de bastante sucesso comercial, utilizado por mais de 160 operadores; na atualidade é considerado como um programa de referência no campo da análise de dados de voo (SAFRAM, 2017).

A principal função deste programa, no que toca à análise de dados de voo passa pela decodificação e posterior processamento destes dados, tornando-se assim, uma ferramenta bastante útil que permite ao utilizador melhorar a segurança de voo e o treino dos pilotos ao transformar informação em conhecimento.

Este melhoramento na segurança é garantido pela rápida análise dos dados de voo, que permitirão elaborar relatórios estatísticos de operação, melhorando a eficiência do operador e possibilitando uma fácil gestão e acesso à informação.

No que concerne ao treino dos pilotos, a melhoria é alcançada graças à ferramenta complementar deste programa, que permite a transferência direta da informação recolhida e analisada para ser utilizada na atividade de simulação de voo (quer de formação base de pilotos para obter o *type rating* da aeronave quer para formação recorrente), tendo assim a tripulação das aeronaves um maior conhecimento e uma visão mais abrangente no que toca a manobras realizadas e potenciais riscos durante o voo, devido à visão de “terceira pessoa” que esta ferramenta disponibiliza. Graças a este método pró-ativo os pilotos poderão minimizar riscos e até mesmo otimizar custos operacionais (SAGEM, 2006).

Para além de todas as razões citadas anteriormente, a grande vantagem deste programa e que é apontada como um dos principais fatores para o seu sucesso comercial, é a alta adaptabilidade deste e a fácil reconfiguração para as necessidades específicas de cada operador.

A utilização deste programa pela TAP remonta a 2006 e desde então este tem evoluído bastante, no sentido de cumprir com todas as exigências da empresa. Desde a sua introdução verificou-se uma melhoria continua na segurança de voo, nomeadamente na coerência dos resultados apresentados, bem como na rapidez com que estes dados são processados.

Parte fulcral da análise de dados de voo passa pelo modo como é feito o armazenamento e transferência destes dados. No passado foram utilizados vários métodos desde cassetes, discos óticos, cartões PCMCIA, sendo que todos estes métodos pressupunham uma análise física dos dados. A partir de 2015, na TAP, todos os dados são transmitidos via *wireless*, permitindo assim um rápido envio dos parâmetros armazenados no gravador QAR e DAR para a sede da empresa.

Depois da informação armazenada e transferida, a *raw data*, isto é, os dados em bruto são decodificados, lidos e analisados, utilizando para isso o programa AGS resultando na saída de relatórios, que posteriormente são utilizados para a construção de estudos estatísticos.

A figura 3.7 destaca o fluxo de dados desde a recolha na aeronave até à saída de informação do AGS.

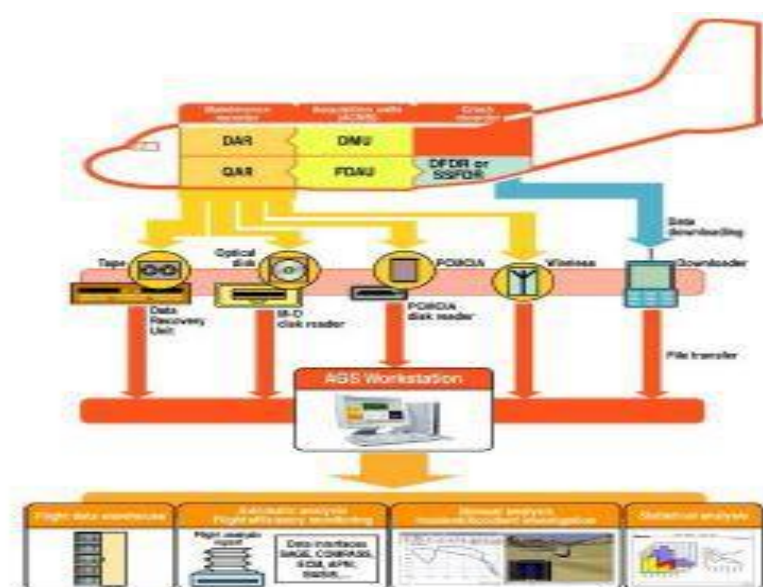


Figura 3. 7- Organograma de funcionamento do AGS (SAGEM, 2006)

Com base nos dados analisados no AGS, este cria dois tipos principais de eventos com base nos percursos implementados, os eventos de *flight operations* e os eventos de *maintenance*.

Os eventos podem ser explicados como situações ou condições que não se enquadram num determinado número de parâmetros; estes cobrem um grande leque de situações desde mau tempo, a procedimentos defeituosos durante a aterragem e descolagem, etc.

Neste trabalho de investigação os eventos a ter em conta serão os que eventualmente poderão conduzir a saídas de pista e se incluem no tipo *flight operation*.

A geração de eventos pelo AGS é considerada uma ferramenta bastante importante na estratégia do gabinete de segurança de voo que passa pela prevenção ativa que evite incidentes/acidentes; um dos mais recentes esforços deste gabinete e, em particular, da área de *flight data* passou pela tentativa de prevenção de saídas de pista, possibilitando que com base nos eventos, estudos sejam efetuados.

Estes estudos permitem que a empresa afete os recursos necessários e estude as situações específicas que geram faltas na operação das aeronaves, prevenindo assim situações mais graves, que potencialmente levariam a incidentes/acidentes relacionados com saídas de pista.

3.2 Saídas de pista

A definição de saída de pista (*Runway Excursion*) consiste num evento no qual uma aeronave se desvia ou ultrapassa a superfície da pista de aterragem, quer durante a fase da descolagem quer da aterragem (ICAO, 2014). As saídas de pista são os acidentes mais comuns reportados a nível mundial, sendo eventos que advêm de uma multiplicidade de fatores, abrangendo desde aproximações não estabilizadas às condições de pista.

Devido à grande incidência deste tipo de eventos, bem como das graves consequências que por vezes deles resultam, as saídas de pista são um dos temas mais debatidos na atualidade no seio das entidades ligadas à segurança de voo. No sentido de se minimizar os números de ocorrências, foram criados *taskforces* ou grupos de trabalho que aglomeram as várias entidades envolvidas nas fases de voo suscetíveis de resultarem em saídas de pista, maioritariamente a descolagem e a aterragem (pilotos, controladores de tráfego aéreo, autoridades aeroportuárias, etc), para que trabalhem em conjunto no sentido de mitigar os fatores de risco que poderiam levar à ocorrência destas situações.

Tal como referido anteriormente, os *runway related accidents* são a principal causa de *hull losses* de aviões comerciais, representando 52% do total de acidentes e 33% dos acidentes fatais.

Os *runway related accidents* subdividem-se em 3 tipos: Entradas na Pista (*Runway Incursions*) que se caracterizam pela presença de uma aeronave num local onde não deveria estar, por exemplo uma pista que está ser utilizada por outra aeronave para descolar ou aterrar (ICAO, 2014); *Runway Confusions*, que se caracterizam pelo uso não intencional de uma pista ou de um *taxiway* errado para a descolagem ou aterragem (ICAO, 2014); e Saídas de Pista (*Runway Excursions*), o último tipo, no universo dos *runway related accidents*, é o predominante em termos de percentagem de acidentes, e alguns estudos chegam mesmo a considerar que as saídas de pista são responsáveis por 24% de todos os acidentes com aeronaves (FSF, 2009 (II)).

Na figura 3.8 são representadas graficamente os diferentes tipos de *runway related accidents*, apresenta-se também a divisão deste tipo de acidentes/incidentes pelo tipo de propulsão da aeronave.

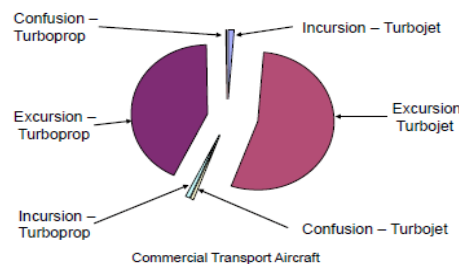


Figura 3. 8- Proporção de runway related accidents e tipo de propulsão (FSF, 2009 (II))

Como pode ser observado na figura anterior e indo ao encontro do que foi exposto neste trabalho, as saídas de pista (*Runway Excursions*) apresentam-se como dominantes em termos de percentagem de *runway related accidents*. A análise da figura 3.8 permite ainda concluir que a percentagem de acidentes entre aviões com propulsão a jato (*turbojet*) e propulsão a hélice (*turboprop*) é bastante semelhante, verificando-se uma diferença mais significativa nas saídas de pista, com uma maior percentagem de acidentes com aeronaves a jato. Esta diferença entre outros fatores poderá ser explicada pela maior velocidade no solo nas aeronaves com este tipo de propulsão.

De 1995 até 2008 na aviação civil ocorreram 1429 acidentes dos quais 431 são considerados *runway related*, isto é, acidentes que ocorrem quando a aeronave se encontra no solo (saídas de pista, entradas de pista e *runway confusion*); 417 destes acidentes são saídas de pista, totalizando 31% de todos os acidentes ocorridos durante o período de tempo

considerado e 97% de todos os *runway related accidents*. Durante os 14 anos considerados neste estudo ocorreram cerca de 30 *runway excursions* por ano, daqui resultando cerca de 1 RE por cada semana e meia (FSF, 2009 (II)).

As RE podem ser divididas de acordo com fases de voo, quer elas ocorram:

- na Decolagem;
- na Aterragem.

Como pode ser observado na figura 3.9 existe uma predominância de RE na aterragem, em comparação com a decolagem.

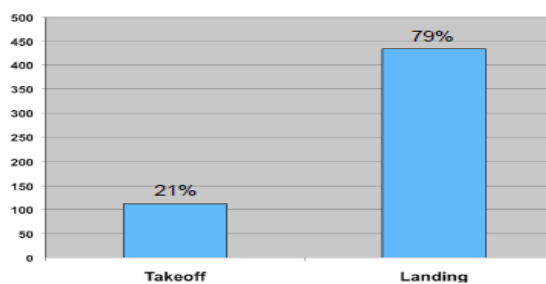


Figura 3. 9- Percentagem de Runway Excursion por Fase de Voo (FSF, 2009 (II))

As saídas de pista podem ser classificadas para além da fase de voo, pela localização na pista em que ocorreram:

- Veer-off: Saída de pista de uma aeronave pela sua lateral;
- Over-run: Saída de pista de uma aeronave pelo fim da pista.

Observando os dados do estudo do instituto holandês NLR sobre saídas de pista compilados na tabela 3.1, no qual foram analisados voos desde 1980 até 2008.

Tabela 3. 1- Saídas de pista por tipo e a respetiva percentagem relativa (NLR, 2010)

Tipo de RE	Fase da RE	Percentagem de Ocorrências
Over-run	Aterragem	38%
Over-run	Decolagem	11%
Veer-off	Aterragem	39%
Veer-off	Decolagem	12%

Pela análise do gráfico da Figuras 3.10 verifica-se que a percentagem de *Veer-offs* e *Over-runs* não apresentam uma diferença significativa, cerca de 6%, não se observando uma tão grande discrepância, em comparação com as saídas de pista divididas através da fase de voo.

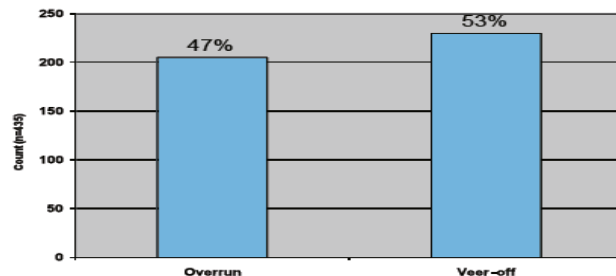


Figura 3. 10- Percentagem de Runway Excursion por localização da saída de pista (FSF, 2009 (II))

Durante o período de 14 anos expresso nos gráficos das figuras 3.11 e 3.12 com a análise destes pode-se concluir que o número de acidentes relacionados com saídas de pista na descolagem diminuiu; no entanto, verifica-se também que a tendência geral (linha preta no gráfico) para este tipo de acidentes/incidentes quase que estabilizou.

No que toca a saídas de pista durante a aterragem, constata-se que tanto o número de acidentes como a tendência geral destes aumentaram ao longo da primeira década dos anos 2000.

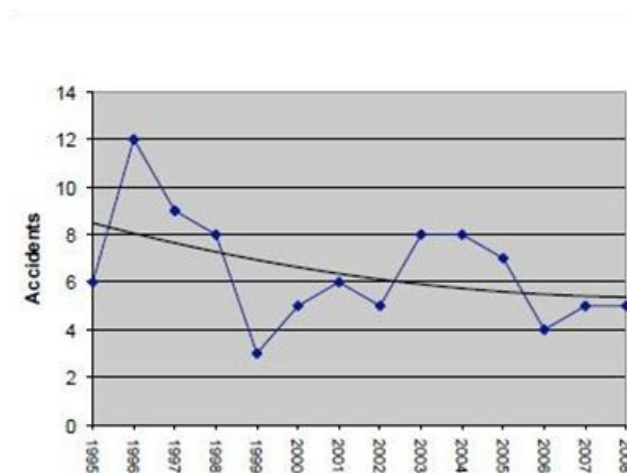


Figura 3. 11- Valor absoluto e tendência de acidentes relacionados com saídas de pista na descolagem (FSF, 2009 (II))

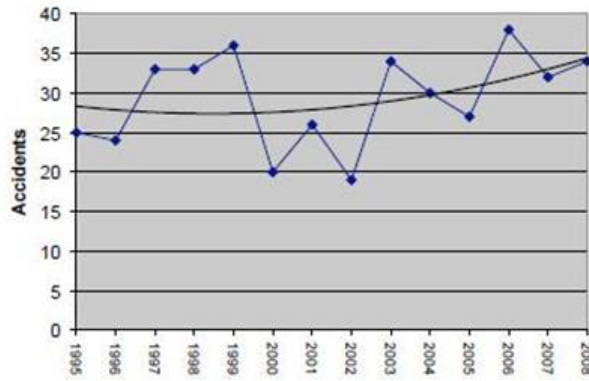


Figura 3. 12- Valor absoluto e tendência de acidentes relacionados com saídas de pista na aterragem (FSF, 2009 (II))

De acordo com os dados revelados pelo (ICAO, 2011), no período temporal de 1980 até 2008, o rácio total de saídas de pista não baixou consideravelmente, mostrando mesmo uma tendência de quase estagnação durante o período de tempo considerado, como pode ser observado na figura 3.13.

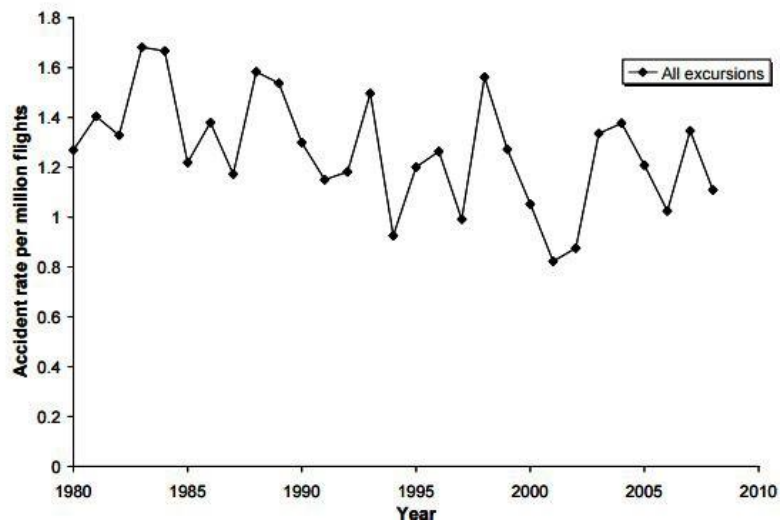


Figura 3. 13- Rácio anual de *runway related accidents* por milhão de voos (NLR, 2010)

Com base em dois estudos distintos, um realizado pelo instituto NLR e outro pelo ICAO, verifica-se que a tendência de ocorrência de *runway related accidents* apesar dos esforços realizados apresentou pouca variação ao longo das últimas décadas, apresentando ainda valores elevados de rácio de acidente por milhão de voos, como pode ser observado na figura 3.13.

Donde se alcança uma reduzida tendência de alteração deste tipo de acidentes, ainda que medidas tenham sido tomadas para minorar tais situações.

Outra conclusão que pode ser retirada pela análise da informação disponível e, utilizando a Europa como exemplo, é que as causas de ocorrência de saídas de pista, são basicamente as mesmas face ao observado no resto do mundo.

Verifica-se também que a percentagem de ocorrência deste tipo de acidentes apresenta uma pequena variação relativa, entre as diferentes regiões do globo.

A grande diferença em percentagem de saídas de pista verifica-se na Ásia, podendo esta diferença ser explicada pelos mais baixos padrões de manutenção e operação, que aliados a condições meteorológicas adversas, por exemplo a época das monções, provocam um maior número de RE, tal como pode ser observado na figura 3.14 (ATSB, 2008).

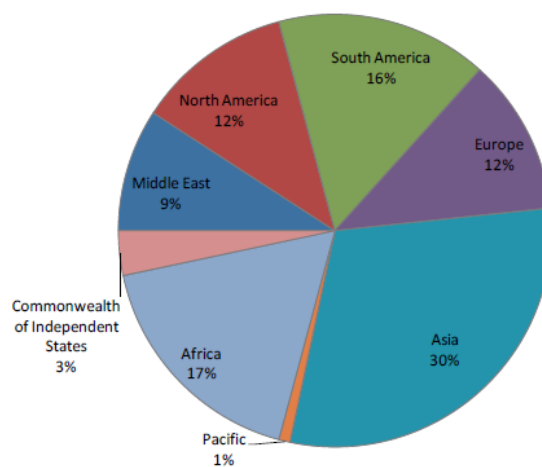


Figura 3. 14- Percentagem de RE por Área Geográfica (ATSB, 2008).

O estudo realizado pelo instituto NLR sobre saídas de pista na Europa (2010) identificou 450 fatores causais que contribuíram para a cadeia de acontecimentos que leva à ocorrência de saídas de pista, e destes 450 foram destacados 10 considerados preponderantes, e que estiveram presentes na maioria das saídas de pista.

Na secção seguinte irão ser descritos os principais fatores causais encontrados no estudo do instituto NLR sobre saídas de pista sob uma perspetiva europeia, dividido de acordo com fase de voo e tipo de saída de pista.

3.3 Fatores causais de saídas de pista

3.3.1 Over-runs na aterragem

Baseado no estudo *Runway Excursions from a European Perspective* (NLR, 2010), na tabela 3.2 são apresentados os principais fatores identificados no estudo como predominantes em saídas de pista do tipo de *over-runs* durante a fase de voo da aterragem, bem como a sua percentagem relativa no que toca às 417 saídas de pista consagradas no estudo⁴. Analisando a tabela 3.2.

Tabela 3. 2- Principais Fatores de *Over-runs* na Aterragem

Over-runs na Aterragem	
Fator	Percentagem
Pista Molhada/Contaminada	58.8%
Aterragem Longa	38.9%
Velocidade Demasiado Elevada	19.9%
Decisão Incorreta de Aterrizar	16.3%
Aquaplanagem	13.8%
Vento de Cauda	13.6%
Uso Tardio ou Incorreto dos Travões	11.3%
Uso tardio ou Incorreto do Inversor de Impulso (thrust reverse)	11.1%
Altitude Demasiado Elevada na Aproximação	6.1%

3.3.1.1 Condições da pista

O fator com a maior preponderância nas *over-runs* na aterragem foram as condições da pista. Estas condições estão relacionadas com a redução do coeficiente de atrito no momento da travagem, quando comparado com uma pista seca.

Sempre que as condições da superfície da pista foram identificadas como um fator de saída de pista a sua influência prende-se com a redução dos níveis de fricção, nomeadamente

⁴ A soma das percentagens das tabelas não é 100%, pois cada voo analisado pode ter a influência de mais que um fator.

na comparação de pista seca com a pista contaminada/molhada. Esta redução deve-se aos seguintes fatores:

- Desgaste e pressão dos pneus;
- Tipo de superfície da pista;
- *Performance* e utilização dos sistemas de anti derrapagem.

As condições da pista por si só não são necessariamente os únicos fatores causais relativos a incidentes na pista, associando-se também outros aspetos como, por exemplo, ventos cruzados.

A nível mundial cerca de 10% de todas as aterragens são realizadas em pistas molhadas/contaminadas, o que por si só acarreta um rácio de risco de “13”, significando isto que, numa aterragem em pista molhada o risco aumenta 13 vezes em relação a uma pista seca (NLR, 2010).

3.3.1.2 Aterragem longa

A aterragem longa é também um importante fator causal em *over-runs* na aterragem, apresentando a segunda maior percentagem no estudo analisado como pode ser observado na análise da tabela 3.2.

Este tipo de aterragem normalmente advém de uma aproximação não estabilizada ou de uma velocidade demasiado elevada na passagem do *threshold*, caracterizando-se por uma maior utilização da distância de pista face ao necessário numa aterragem normal.

O principal resultado deste tipo de aterragem é uma maior *airborne distance*, isto é, a distância aérea entre o *threshold*, localizado a 50 pés e o *touchdown point*, (ATSB, 2008).

Esta distância é influenciada por um grande número de fatores para além da velocidade de passagem do *threshold* e do voo se encontrar estabilizado, dos quais se incluem, altitude à passagem do *threshold*, o *glid path*, quantidade de *floating*, perda de velocidade entre o *threshold* e o *touch down point*, vento ao longo da pista, geometria da asa e altitude de início do *flare*.

Sendo de extrema importância que a aeronave passe o *threshold* à altitude correta e com o *glideslope* pretendido.

Pode ser observado na figura 3.15 a consequência que estender o *flare* (resultando numa aterragem longa) tem na distância de pista necessária para a aterragem.

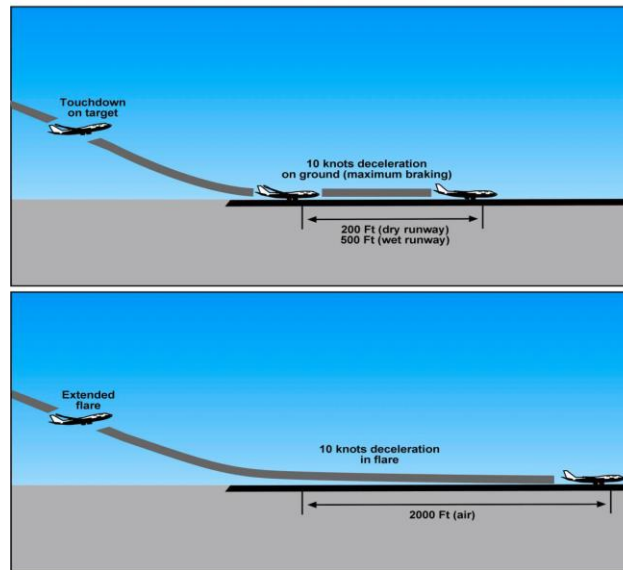


Figura 3. 15- Efeito na distância de aterragem de uma “aterragem longa” (ATSB, 2008).

Com base nos dados do trabalho do instituto NLR (2010), 29% das aterragens longas devem-se a passagens a velocidade elevada no *threshold*, 14% a vento de cauda significativo, considerado normalmente vento com velocidade superior 5 nós (FAA, 2016 (III)) e em 9% das aterragens longas a uma aproximação não estabilizada (NLR, 2010).

Deve-se clarificar que devido às restrições incluídas no manual de operações e ainda ao risco operacional inerente a aterragens com vento de cauda, os controladores de tráfego aéreo mudam a direção de aterragem (para a aeronave aterrar contra o vento) da pista com componentes de vento com velocidade superior a 5 nós. Apenas aterram a favor do vento em caso da intensidade de tráfego no aeroporto não permitir a mudança de sentido da pista, ou em casos da pista se unidirecional (situação que ocorre com maior regularidade em aeroportos de menores dimensões), (FAA, 2016 (I)).

Tal como no caso da pista molhada/contaminada, normalmente, as aterragens longas como fator causal de saídas de pista devem-se à combinação com outros fatores. Por exemplo, a combinação de aterragem longa com uma pista contaminada está associada a um fator de risco entre 89 a 178, significando que é de 89 a 178 vezes mais perigosa uma aterragem nestas condições face a uma pista seca com uma aterragem normal (NLR, 2010).

Foi também identificado que aterragens longas estiveram presentes em mais de metade dos *over-runs* na aterragem com condições de vento de cauda (ATSB, 2008).

3.3.1.3 Velocidade demasiado elevada

Uma velocidade TAS (*True Air Speed*) demasiadamente elevada foi um fator presente em 19,9% dos *over-runs* na descolagem.

Considera-se uma velocidade demasiado elevada quando a TAS ultrapassa em 10% a V_{ref} , velocidade definida pelo fabricante da aeronave.

A velocidade demasiado elevada na passagem do *threshold* tem uma grande influência na distância de aterragem, aumentando quer a distância aérea quer a distância de rolagem no solo, reduzindo assim a margem de pista entre pista disponível/pista utilizada, podendo levar para além de uma aterragem longa a uma saída de pista.

3.3.1.4 Decisão da tripulação de não abortar a aterragem

A decisão de aterrar independentemente das circunstâncias, nomeadamente condições climatéricas e ventos cruzados demasiado elevados, que indicariam que a aterragem deveria ser abortada, é outro fator importante no que toca a *over-runs* na aterragem.

Os principais fatores que levam a tripulação a ter que tomar a decisão se a aterragem irá realizar-se ou não, prendem-se com a verificação da aproximação estabilizada ou da precisão desta, que na maioria dos casos advém de uma má utilização dos controlos de voo, em particular na seleção entre *auto land* ou aterragem manual.

A tomada de decisão por parte dos pilotos de aterrar ou não, deve-se a uma variedade de fatores, nomeadamente o SOP da empresa, o tipo de aeronave utilizada, a presença de obstáculos a serem transpostos nas proximidades da pista e, acima de tudo, a gravidade das situações que os levam a esta tomada de decisão, sendo que um importante fator para a má tomada de decisão prende-se ainda com a fadiga dos pilotos (Airbus, 2005).

Na figura 3.16 encontram-se sumariadas as principais causas identificadas pelo IATA para más decisões de aterrar/não aterrar tomadas por parte dos pilotos.

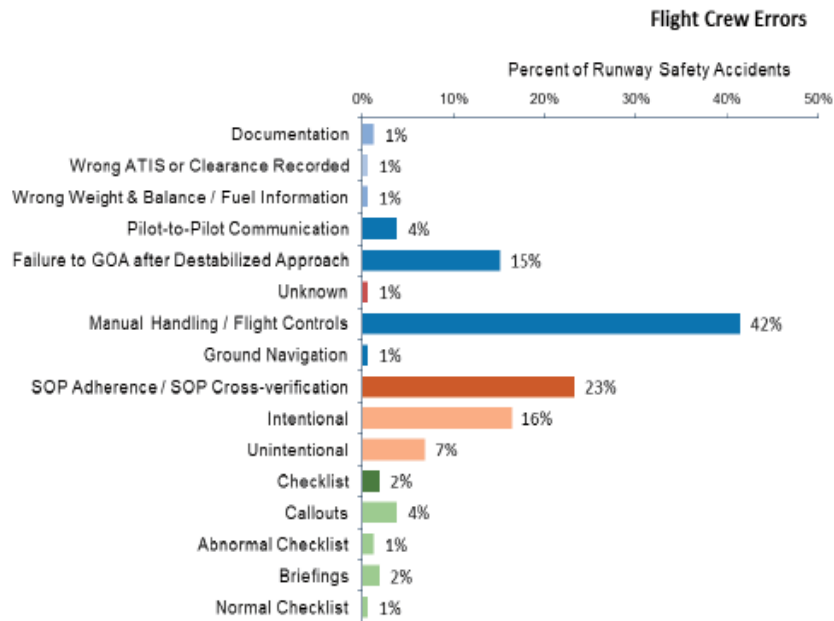


Figura 3. 16- Principais erros dos pilotos em *Runway Related Accidents* (IATA, 2015)

A importância da tomada de decisão por parte da tripulação no que toca a segurança da aviação no geral e, em particular nas *over-runs* na aterragem, é verificada pela grande percentagem de incidentes/acidentes que advieram deste fator, 16.3% dos *over-runs* na aterragem identificados no estudo (NLR, 2010).

3.3.1.5 Aquaplanagem

Uma situação de aquaplanagem (ou hidroplanagem como é vulgarmente conhecido) ocorre quando o rasto do pneu não consegue comportar/escoar fluído através das suas ranhuras e acaba por ser completamente separada da superfície da pista por uma camada de água, levando a que as forças de atrito entre os pneus e superfície da pista sejam drasticamente reduzidas, devendo-se esta diminuição à incapacidade da água em desenvolver forças de atrito significativas.

Adicionalmente a velocidade a que os pneus começam a aquaplanar depende de um certo número de fatores, nomeadamente da pressão dos mesmos, da velocidade de rotação do pneu e até mesmo do *design* do rasto do pneu (radiais ou de estrutura cruzada) (FSF, 2000).

A fricção entre o pneu e a pista é também fundamental para fazer o pneu girar, o que é necessário para prevenir o bloqueio das rodas, visto que caso estas bloqueiem as forças de travagem tornam-se ainda mais reduzidas.

Aquaplanagem é um fator responsável por 13.8% das *over-runs* na aterragem; estas situações ocorrem em condições de água parada, ou com deposição de lamas (NLR, 2010).

3.3.1.6 Vento de cauda (Tailwind)

O vento de cauda é também um fator que contribui para o aumento da distância de aterragem; a combinação deste tipo de vento com uma pista molhada/contaminada existiu em 53% de todas as *over-runs* na aterragem. No total a presença de vento de cauda foi considerado um fator causal em 13.6% de todas as *over-runs* na aterragem analisadas no estudo (FSF, 2009 (II)).

Na atualidade a maioria das companhias utilizam procedimentos que desaconselham as aterragens com mais de 10 nós de vento de cauda e em condições em que se combinem os fatores do vento de cauda e de pista contaminada (FAA, 2016 (III)).

3.3.1.7 Utilização incorreta de travões e inversor de impulso

A utilização incorreta ou tardia destes dispositivos de travagem é um fator causal presente em 22.4% de todas as *over-runs* na aterragem (NLR, 2010).

O cálculo da *performance* na aterragem assume o uso atempado dos travões e/ou do inversor de impulso. Com efeito o uso incorreto ou fora de tempo destes dispositivos irá traduzir-se na redução da margem entre o comprimento de pista disponível e o comprimento de pista requerido durante a aterragem.

O uso atempado do inversor de impulso é especialmente importante em pistas escorregadias devido à sua eficiência de travagem, quando comparado com o dos travões nestas condições. No entanto, o uso de inversor de impulso é um método de travagem eficiente para todas as condições de pista

3.3.2 Over-runs na descolagem

Também baseado no estudo anteriormente mencionado (NLR, 2010) nesta secção irão ser apresentados os principais fatores causais para *Over-runs* na descolagem, descritos na tabela 3.3 de forma sucinta, com indicação da respetiva percentagem relativa⁵.

⁵ A soma das percentagens das tabelas não é 100%, pois cada voo analisado pode ter a influência de mais que um fator.

Tabela 3. 3- Principais Fatores de Over-runs na Descolagem

Over-runs na Descolagem	
Fator	Percentagem
Abortar a Descolagem Depois de V1	40.8%
Pista Molhada/Contaminada	24.2%
Falha de Pneus	20.0%
Massa da aeronave incorreta à descolagem	10.8%
Uso tardio ou Incorreto dos Travões	4.2%

3.3.2.1 Abortar a Descolagem com Velocidade Superior a V1

Como pode ser visto na tabela 3.3, o principal fator relacionado com *over-runs* à descolagem é o abortar desta com uma velocidade superior a V1, com 40,8% dos *over-runs* à descolagem a deverem-se a este fator causal (NLR, 2010).

Esta manobra deverá ser apenas realizada pelo piloto em caso de ser extremamente inseguro tentar continuar o voo. As pistas molhadas/contaminadas desempenham um papel bastante importante nas descolagens abortadas depois de V1, que, por sua vez, tornaram-se fatores causais de saídas de pista.

Outro fator importante que contribui para esta manobra ser considerada fator causal, prende-se com o abortar da descolagem acima de V1 injustificadamente, isto é, em situações em que a segurança não estava comprometida ao ponto que a tripulação não pudesse continuar o voo, prendendo-se normalmente com situações de uma tomada de decisão incorrecta por parte desta.

3.3.2.2 Massa incorreta à descolagem

A inserção no FMS de dados incorretos de massa da aeronave aquando da descolagem pode resultar no cálculo das *V speeds* incorreto (em particular a velocidade de rotação, V_r), sendo de maior gravidade o caso da massa utilizada para calcular V_r ser demasiado baixa.

Nesta situação o piloto realiza a rotação a velocidades demasiado reduzidas, podendo resultar na inability de realizar esta manobra e por consequência o piloto erradamente optar por abortar a descolagem, ou até mesmo assistir-se a uma saída de pista da aeronave.

De acordo como uma análise realizada pelo IATA (2015), indica-se que o rácio de incidentes envolvendo erros de cálculo/*input* da massa da aeronave aumentaram entre 2004 e 2008, sendo que a indústria ainda está a tentar desenvolver modos de lidar com este problema.

3.3.3 Veer-offs na Aterragem

Também baseado no estudo anteriormente mencionado (NLR, 2010) nesta secção irão ser apresentados os principais fatores causais para *veer-offs* na aterragem, descritos na tabela seguinte de forma sucinta, com indicação da respetiva percentagem relativa⁶:

Tabela 3. 4- Principais fatores de *veer-offs* na aterragem

<i>Veer-offs</i> na aterragem	
Fator	Percentagem
Pista molhada/contaminada	36.9%
Ventos cruzados	26.2%
Falhas na manutenção dos controlos direcionais do trem dianteiro da aeronave	13.9%
Aterragem dura	12.1%
Problemas no controlo direcional da roda do nariz	10.1%
Falha de pneus	6.4%
Colapso do trem de aterragem	6.2%

3.3.3.1 Condições da pista e ventos cruzados

Ambas as condições de pista e os ventos cruzados encontram-se intimamente relacionados e apresentam-se como sendo os fatores dominantes em *veer-offs* na aterragem.

Ventos cruzados a exceder as capacidades da aeronave, bem como a compensação inadequada por parte dos pilotos para este tipo de condições, são as razões pelas quais estes fatores causais são tão influentes.

Da análise dos dados encontrados as informações indicam que ventos cruzados com mais de 10 nós ocorreram em 15% de todas as aterragens e, aproximadamente, 10% das aterragens foram realizadas em pistas molhadas/contaminadas (Van Es, 2005). Assumindo que este número de aterragens é independente do número de operações com ventos cruzados, foi

⁶ A soma das percentagens das tabelas não é 100%, pois cada voo analisado pode ter a influência de mais que um fator.

estimado que a combinação destes dois fatores aumenta o risco de *veer-offs* na aterragem num fator de 7; a combinação destes dois fatores é responsável por 36% dos *veer-offs* na aterragem (NLR, 2010).

3.3.3.2 Aterragem dura e colapso do trem de aterragem

Para além das condições referidas no ponto anterior um fator causal também bastante importante nas *veer-offs* na aterragem são as aterragens duras pois provocam o ressalto da aeronave, o que poderá causar o colapso do trem de aterragem.

Este tipo de aterragem caracteriza-se pelo valor de aceleração vertical ou aceleração lateral superiores face ao que é definido pelo fabricante através do manual de operação da aeronave, antes do toque da aeronave no solo (J.A. Post, 2015).

As aterragens duras estão normalmente associadas com um *flare* impróprio (tardio ou mal executado), com um rácio de descida demasiado elevado que entre outros fatores poderá estar associado a condições climatéricas adversas, nomeadamente condições de nevoeiro que reduzem a visibilidade do piloto, turbulência associada às condições adversas e condições de ventos cruzados (Cook, 2015). De acordo com alguns estudos cerca de 0.02% de todas as aterragens são classificadas como aterragens duras; a uma aterragem com condições climatéricas adversas está associada um fator de risco de 690, sendo responsáveis por 12.1% de todas as *veer-offs* na aterragem (NLR, 2010).

Os restantes colapsos do trem de aterragem estão normalmente associados com problemas mecânicos e de manutenção deste equipamento (FSF, 2008), podendo ou não estas situações resultarem também num *veer-off*.

3.3.3.3 Problemas no Controlo Direcional da Roda do Nariz

Por último, outro importante fator como causa de *veer-offs* na aterragem corresponde a problemas no mecanismo de controlo direcional do trem de aterragem dianteiro.

Existem múltiplas razões capazes de provocarem avarias neste equipamento, no entanto as mais comuns são problemas de manutenção e o uso incorreto do sistema de direção da roda de nariz do avião (NLR, 2010).

De entre os diversos tipos de controlo direcional podem ser mantidos no solo os seguintes: deflexão do leme (através dos pedais), direção do trem do nariz (através dos

pedais do leme e/ou do *tiller*⁷), assimetria na atuação da travagem ou na atuação dos inversores de impulso.

Durante uma rolagem dita de “normal” na qual a aeronave é desacelerada, geralmente são apenas utilizados os pedais do leme para dirigir a aeronave no solo de modo a manter o trem de aterragem do nariz em linha com o centro da pista.

Os pedais do leme atuam ao inclinar o leme da aeronave, mas assim que as rodas tocam no solo, os pedais do leme passam a ter uma autoridade limitada sobre a direção da roda do nariz (5 a 7 graus), sendo que a baixas velocidades o leme torna-se ineficaz e as tripulações são aconselhadas a utilizar o *tiller*, mas apenas quando a velocidade de táxi é atingida, pois ao utilizar o *tiller* a velocidades mais elevadas poderá provocar problemas direcionais na aeronave (J.A. Post, 2015).

Na figura 3.17 é representada a eficiência dos controlos direcionais da aeronave no solo em função da velocidade da mesma, demonstrando que para diferentes velocidades existem diferentes controlos que devem ser utilizados, devido à eficiência (ou falta dela) dos mesmos.

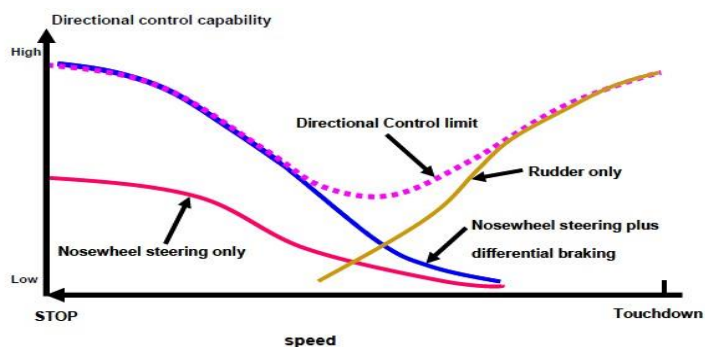


Figura 3. 17- Eficiência dos diferentes controlos direcionais da aeronave no solo (NLR, 2010)

No caso da perda de controlo direcional o piloto tem uma série de procedimentos para o recuperar, nomeadamente o aumento da potência dos motores com as manetes de *throttle* movendo-as da posição *reversor de fluxo* para a posição *idle*, soltar os travões, usar os pedais do leme e apenas em caso de necessidade utilizar o procedimento de travagem assimétrica, todos eles com vista a corrigir a trajetória da aeronave de volta para a linha central da pista.

Ainda baseados no estudo mencionado anteriormente, na seguinte secção irão ser apresentados os principais fatores causais para *over-runs* na descolagem.

⁷ Comando da roda de nariz.

3.3.4 Veer-offs na descolagem

Por último, nesta secção irão ser apresentados os principais fatores causais para *veer-offs* na descolagem, os quais apresentam-se sumariados na tabela seguinte, bem como com as respetivas percentagens relativas⁸, tal como podem ser observadas na tabela 3.5.

Tabela 3. 5- Principais fatores de Veer-offs à descolagem

Veer-offs à descolagem	
Fator	Percentagem
Pista Molhada/Contaminada	41.3%
Controlo Direcional da Aeronave Não Mantido	33.9%
Vento Cruzado	18.3%
Problemas na Direção da Roda do Nariz	17.4%
Potência Assimétrica de Motores	9.2%

3.3.4.1 Condições da pista

Tal como pode ser observado na 3.5, o principal fator causal de *veer-offs* à descolagem são as condições da pista, contando com 41.3% dos casos de *veer-offs* na descolagem; mesmo que normalmente as condições de pista, nomeadamente a sua contaminação ou acumulação de água, por si só sejam um fator causal de *veer-offs* normalmente encontram-se associadas a outros fatores causais, como problemas no controlo direcional da aeronave, segundo o estudo do instituto NLR (2010) presente em 45% dos casos, e condições de vento cruzado, segundo o mesmo estudo (NLR, 2010) presente em 30% dos casos.

O fator ligado com o controlo direcional da aeronave pode estar parcialmente relacionado com o facto de que o controlo do trem do nariz não dever ser utilizado acima dos 20-30 nós, em que o leme não é eficiente para velocidades abaixo dos 50-60 nós, logo existe um intervalo entre 20 a 60 nós onde é mais difícil manter o controlo direcional, situação que se torna mais acentuada em condições de pista molhada ou contaminada, acompanhada de ventos cruzados.

⁸ A soma das percentagens das tabelas não é 100%, pois cada voo analisado pode ter a influência de mais que um fator.

3.3.4.2 Ventos cruzados

A análise dos dados operacionais permitiu concluir que a situação de ventos cruzados ocorre em 18.3% de todas as descolagens, levando a um fator de risco na ordem dos 1.3 (NLR, 2010).

À semelhança de outros fatores causais, por si só, normalmente não causa problemas de maior para a normal operação de aeronaves, mas quando conjugado com outros fatores, como seja o caso de pistas contaminadas, o risco de *veer-offs* na descolagem aumenta, devido ao facto do atrito entre os pneus da aeronave e a pista estar bastante reduzido, o que provoca um maior movimento desta quando sujeita a rajadas de vento. Com base nas conclusões deste estudo, pode-se deduzir que o fator de risco é de 9 quando ventos cruzados se combinam com um pista molhada/contaminada.

3.3.4.3 Controlo direcional do trem de nariz

Como pode ser observado na tabela 3.5, os problemas com o controlo direcional do trem de nariz são considerados como fator causal de *veer-offs* na descolagem em 17.4% dos casos; este fator está normalmente ligado ao mau funcionamento do equipamento (30% dos casos) ou com a má utilização do equipamento (70%), (NLR, 2010).

No que toca à má utilização, a situação mais comum prende-se com o uso do controlo direcional da roda do nariz em velocidades superiores a 20-30 nós, levando a um controlo anormal da roda do nariz, o que poderá resultar num *veer-off* à descolagem.

3.3.4.5 Potência Assimétrica de Motores

A potência assimétrica de motores é também um dos principais fatores causais que contribuem para a ocorrência de *veer-offs* à descolagem, dado que o controlo direcional da aeronave pode tornar-se difícil, particularmente abaixo de certas velocidades, abaixo de V_{mcg} , a velocidade mínima de controlo da aeronave no solo, definida pelo fabricante.

A maioria dos eventos ocorre a baixas velocidades, devendo-se ao facto de que ao mover as alavancas de *throttle* para obter a potência requerida para a descolagem, o piloto inadvertidamente pode mover mais uma alavanca que a outra, provocando a dita assimetria de potência e a consequente guinada lateral da aeronave. Tal como outros fatores causais, a perigosidade deste fator aumenta quando conjugados outros fatores, como pistas escorregadias.

3.3.5- Riscos Múltiplos

Uma situação a ter em conta em todos os fatores causais é que o risco de saída de pista aumenta quando se encontram combinados mais que um fator causal, devendo se este facto ao efeito sinérgico provocado pela combinação de diferentes fatores, isto é, dois (ou mais) fatores causais combinados aumenta mais de que o dobro o risco de saídas de pista (NLR, 2010).

Existem certas combinações de fatores que se tornam mais preponderantes devido à sua maior regularidade, ou ao facto de o risco de saída de pista aumentar exponencialmente, como por exemplo o caso de aterragem dura associada a condições climatéricas adversas, nomeadamente pista molhada/contaminada que aumenta o risco de uma saída de pista em 690 vezes. Um desses casos é a combinação de uma descolagem abortada com velocidade superior V1, ou mesmo abaixo desta, que quando se combina com uma perda de potência do motor, uma contaminação da pista ou ventos cruzados aumentam drasticamente o risco de *veer-offs* à descolagem.

No caso de *over-runs* à descolagem os fatores combinados que levam a um grande aumento da probabilidade deste tipo de acidentes acontecer, são a combinação de perda de potência de um motor e a descolagem ser abortada acima da velocidade V1.

Nos *veer-offs* à aterragem, a combinação de uma pista contaminada, um *go-around* não realizado e uma aproximação não estabilizada aumentam significativamente o risco deste tipo de saídas de pista ocorrerem. No que toca a *over-runs* à aterragem, os fatores identificados com maior perigosidade, quando combinados, foram um *go-around* não realizada com a pista contaminada e uma aterragem longa.

As combinações de fatores acima mencionados aumentam mais de 20% o risco de uma saída de pista.

Na figura 3.18 pode ser observado um exemplo de uma aterragem com a presença de múltiplos fatores de risco, nomeadamente a pista molhada/contaminada e a presença de condições de vento cruzado.



Figura 3. 18- Aterragem com múltiplos fatores de risco combinados

Ao longo deste capítulo foi identificado o enquadramento geral e o impacto que as saídas têm na atividade das companhias aéreas, também foram abordados os diferentes tipos de saídas de pista, bem como os principais fatores que contribuem para que as mesmas ocorram.

As situações descritas e os fatores causais enunciados são a base de saídas de pista, que, por sua vez, são considerados um dos mais graves problemas no que toca à segurança da operação normal de aeronaves comerciais, o que também constituiu o objetivo primordial do trabalho realizado em parceria com o gabinete de SSM da TAP, com vista a melhorar a segurança e a desenvolver ferramentas que permitam prevenir as saídas de pista.

4 Percursos de eventos de saídas de pista

Neste capítulo irão ser apresentados todos os percursos de eventos implementados no programa AGS; esta apresentação consiste numa breve explicação teórica de cada um dos percursos, bem como a explicação do processo de implementação de alguns deles; identificados como de maior importância para a temática das saídas de pista, todos as implementações que não se encontram neste capítulo, remete-se a sua explicação para o Anexo B.

4.1 RE01- Monitorização da *performance* na descolagem

O objetivo deste percurso é o de desenvolver meios que permitam detetar introdução de dados erróneos bem como erros de cálculo que por sua vez irão levar a configurações erradas de potência e consequentemente a *V speeds* incorretas.

Sendo os percursos implementados apenas para detetar configurações de potência erradas que de um modo indireto permitem verificar que foi inserido no ECAM um peso incorreto para a descolagem, num futuro próximo estes percursos vão ser atualizados para passar a integrar diretamente a deteção de *V speeds* incorretas.

V Speeds

Seguidamente será apresentada uma lista bem como uma breve descrição de cada uma das *V speeds* mais utilizadas:

- **V1**- velocidade de decisão (algumas vezes referida como a velocidade crítica de motor ou velocidade crítica de falha do motor) é a velocidade máxima à qual uma descolagem pode ser abortada; V1 é também a velocidade mínima à qual o piloto pode continuar a descolagem depois da falha de um motor; se uma falha de motor é identificada antes desta velocidade, deverá sempre resultar numa RTO (IATA, 1992).
- **Vr**- velocidade de rotação, é a velocidade que garante que em caso de falha de motor à descolagem é possível continuar a subida. Vr é atingida no máximo aos 35 pés de altitude (a 35 pés a velocidade real é usualmente maior que Vr). A rotação da aeronave começa a Vr, o que faz a descolagem possível no fim desta manobra (IATA, 1992).

- **V2**- velocidade de segurança na decolagem, V2 é a velocidade mínima necessária para manter a aceleração vertical que permite à aeronave ganhar altitude, no caso de uma falha de motor depois de V1. Voar à velocidade V2 garante que o gradiente mínimo de subida é atingido e que a aeronave é controlável. V2 é sempre maior que V_{MCA} ⁹ e facilita o controle da aeronave em voo (IATA, 1992).

A computação necessária para o cálculo das *V speeds* requer alguns valores que normalmente não estão disponíveis nas informações gravadas no fluxo de dados da aeronave, informações como:

- Pista (e interseção) em uso para a decolagem;
- Condições da pista (seca, molhada);
- Direção e velocidade do vento antes do início da decolagem.

Esta informação pode ser também fornecida por fontes externas, como é o caso de informação de tipo METAR e os *Electronic Flight Bags*¹⁰.

No caso do programa de FDM em uso, o AGS não permite a sua ligação a fontes externas, não permitindo a completa análise da informação o que inviabiliza o cálculo das *V speeds*. E mesmo que o programa AGS permitisse a conexão a fontes exteriores de dados, testes teriam de ser levados a cabo para validar esta informação no sistema. Com dados adicionais disponíveis, a solução ideal é a reprodução do cálculo das *V speeds* e a comparação dos valores destas com os valores inseridos no FMS.

Como o trabalho para cálculo das *V speeds*, como foi mencionado anteriormente, irá ser realizado num futuro próximo, por agora a solução passa por monitorizar indiretamente qualquer falta de potência durante a decolagem, que nos é revelada pelo aumento de potência pela tripulação. Como referência visual, a figura 4.1 mostra a manete de potência (*throttle lever*) de uma aeronave A320 e de seguida irá ser apresentada uma pequena tabela com as diferentes posições desta alavanca.

⁹ Velocidade mínima com os motores inoperativos com a qual a aeronave continua controlável (FAA, 2009).

¹⁰ Os *electronic flight bags*, são sistemas de gestão da informação que ajudam a tripulação a realizar a gestão do voo, permitindo realizar as diferentes tarefas de um modo simplificado e centralizado, podendo neste caso serem consultados para verificar a pista utilizada pelo piloto.



Figura 4. 1- Manete de potência de Airbus A320

Tabela 4. 1- Posições da manete de potência (Airbus, 2015)

TLAC	
Número	Posição da manete
0	FL REVERSE
1	REVERSE
2	IDLE
3	CLIMB
4	FLX-MCT
5	TOGA

4.1.1 RE01a Aumento de potência durante a decolagem

O cursor deste evento identifica quando uma potência TOGA é selecionada pelo piloto quando num momento anterior durante a decolagem foi selecionada uma potência inferior, FLX-MCT. Este aumento de potência durante a decolagem indica um déficit durante esta fase de voo levando à saída de um evento.

Tendo em conta o pseudo-código¹¹ aconselhado pelo manual da EOFDM para implementação do evento e adotado pela TAP para implementação no seu *software* de análise de dados de voo, o AGS, na figura 4.2 apresenta-se um exemplo do *layout* de como é apresentada a saída de um evento no AGS (EASA, 2016).

¹¹ Código sugerido pela EASA para a implementação de percursos de eventos

CLIMB	3504	3		Altitude Selected Rate Exceeded	FAO	28	LIS	03
LANDING	3534	3		Path low during final approach at 150ft	FAO	28	LIS	03
LANDING	3752	2		AFPS : Short flare	FAO	28	LIS	03
TAKE OFF	5210	3		Thrust Lever Increase During Take-Off	FAO	28	LIS	03
TAKE OFF	6306	3			FAO	28	LIS	03
TAKE OFF	6307	3		Spoilers Armed and at Least one Out	FAO	28	LIS	03
INI. CLIMB	6313	3		SLAT/FLAP Change 60 sec Before Takeoff	FAO	28	LIS	03
TAKE OFF	6318	3		Low Pitch Rate During Lift-Off	FAO	28	LIS	03
TAKE OFF	6320	3		Late Lift-Off	FAO	28	LIS	03

Figura 4. 2- Layout do AGS no Evento 5210

4.1.2 RE01b Redução de potência durante a decolagem

Este percursor identifica quando uma potência FLX-MCT é selecionada pelo piloto quando anteriormente estava selecionado uma potência superior, TOGA; esta redução de potência durante a decolagem é uma indicação de um erro de cálculo de *performance*. Tal como no percursor anterior, um exemplo do *layout* do AGS vai ser apresentado, mas neste caso para quando a potência é reduzida durante a decolagem. Seguidamente apresenta-se na figura 4.3 o *layout* do AGS para a saída do evento potenciado por este percursor.

TAKE OFF	5211	3		Thrust Lever Decrease During Take-Off	LIS	21	FCO	16L
TAKE OFF	6318	3		Low Pitch Rate During Lift-Off	LIS	21	FCO	16L
TAKE OFF	6320	3		Late Lift-Off	LIS	21	FCO	16L
ENG. STOP	6321	3		Short Remaining Distance	LIS	21	FCO	16L
FINAL	6322	3		Long RTO Distance	LIS	21	FCO	16L
LANDING	6324	3		Thrust Reverse Application	LIS	21	FCO	16L
LANDING	6325	3		Time Brake Application	LIS	21	FCO	16L
TAKE OFF	6330	3		Engine Power Increase	LIS	21	FCO	16L
ENG. STOP	6331	3		Runway Remaining After Liftoff	LIS	21	FCO	16L
TAXI OUT	6333	3		Rudder use at Low Speed	LIS	21	FCO	16L

Figura 4. 3- Layout do AGS no Evento 5211

4.1.3 RE01a&RE01b- Implementação dos percursos dos eventos

Devido à similaridade entre estes dois percursos e os parâmetros utilizados, a sua implementação irá ser descrita em simultâneo.

Neste caso a implementação do percursor baseia-se no ângulo (posição) das manetes de potência, representada pelos parâmetros TLA1C e TLA2C, sendo que estes parâmetros identificam as diferentes posições das manetes de potência. Com os parâmetros selecionados foram definidas as condições para saída dos eventos.

No percursor de evento identificado como RE01a são considerados dois momentos distintos de voo (durante a fase de voo da decolagem), identificados como o anterior ao considerado, em ambos os momentos são analisados os parâmetros TLA1C e TLA2C. Caso em alguma situação no momento anterior ao considerado, algum destes parâmetros iguale 4 (FLX-MCT) e no momento considerado algum destes iguale 5 (TOGA) o evento irá sair, pois considera-se que existe um desvio em relação ao SOP.

No caso do percurso RE01b pressupõe exatamente o contrário do RE01a, se no momento anterior ao considerado o parâmetro TLA1C ou TLA2C forem iguais a 5 (TOGA) e no momento considerado os parâmetros TLA1C ou TLA2C forem iguais a 4 (FLX_MCT) durante a fase de voo da decolagem, pressupondo assim uma redução de potência durante a fase de voo considerada e um evento irá sair, assumindo uma não conformidade com o SOP.

Estes percursos foram implementados respetivamente com os códigos 5210 e 5211 no AGS, sendo estes códigos internos da TAP para a identificação de eventos no AGS. Na tabela 4.2 estão sumariados todos os parâmetros usados para as suas implementações.

Tabela 4. 2-Parâmetros usados na implementação dos percursos 5210 e 5211

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de Voo	Calculada no Solo
TLA1C	Ângulo da manete de potência nº 1 (posição corrigida)	Calculada no Solo
TLA2C	Ângulo da manete de potência nº 2 (posição corrigida)	Calculada no Solo
flag	Flag Programável	Parâmetro local

4.2 RE02- Verificar as configurações da aeronave para a decolagem

O objetivo deste grupo de percursos é o de desenvolver meios para detetar configurações incorretas da aeronave, que poderão causar problemas na *performance* da decolagem. Este grupo de eventos foi implementado no AGS com os números 6301 a 6311, e dentro deste tópico foram identificados os seguintes percursos:

- re02a- *Master warning* na decolagem;
- re02b- *Master caution* na decolagem;
- re02c - Configuração dos *slat/flap* fora dos limites de decolagem;
- re02d- *Autobrakes* não selecionados no máximo;
- re02e- *Spoilers* atuados e pelo menos um distendido;
- re02f- *Stabilizer trim* fora dos limites de decolagem;
- re02g- Travões sobreaquecidos;
- re02h- *Side-stick* fora da configuração de decolagem;
- re02i- *Slat/flap* mudam durante a decolagem;
- re02j- *Slat/flap* mudam 60 segundos antes da decolagem.

4.2.1 RE02a- Master Warning na decolagem

A luz de *master warning* tem a função de providenciar o piloto com um aviso de fácil interpretação para uma nova mensagem CAS, que requer uma ação corretiva imediata; esta luz encontra-se instalada na extremidade exterior do painel enunciador ao nível dos olhos dos pilotos (Airbus, 2015) (Canadair, 2010). Na seguinte figura pode ser observada a luz de *master warning* de uma aeronave A320:



Figura 4. 4- Luz de Master Warning, cockpit de um A320

4.2.2 RE02b- Master caution na decolagem

A luz de *master caution* também está incorporada no painel anunciador, tal como a luz de *master warning*; enquanto esta luz apresenta uma cor vermelha a de *master caution* apresenta uma luz âmbar, tendo a função de indicar uma mensagem CAS que requer atenção imediata mas não necessariamente da tomada de ações corretivas (Airbus, 2015).

4.2.3 RE02c - Configuração fora dos limites de decolagem

Este percurso foi implementado com o objetivo de identificar se a configuração da aeronave, no que toca a *slats/flaps* é a adequada para a decolagem, de acordo com as linhas guias fornecidas no FCOM, no qual é definida pelo construtor a configuração mais adequada para a decolagem.

Para apoio e referência apresenta-se a tabela 4.3 com as posições da manete de configuração, os correspondentes graus dos *slats/flaps*, bem como a fase de voo adequada para cada uma das posições da alavanca, de acordo com o manual do fabricante.

Tabela 4. 3-Configuração de slat/flap para Aeronaves A320 (Airbus, 2015)

Manete	Indicação do ECAM	Slats (Graus)	Flaps (Graus)	Fase de voo
1	Blank	0	0	Cruzeiro/Espera
2	1	18	0	Espera
3	1+F	18	10	Descolagem
4	2	22	14	Descolagem
5	3	22	21	Descolagem/Aterragem
6	Full	27	25	Aterragem

4.2.4 RE02d - Autobrakes não seleccionados no máximo

O intuito da implementação deste percursor é a deteção da seleção de *autobrakes*; neste caso durante a descolagem os *autobrake* deverão estar seleccionados e armados na posição máxima, na eventualidade de uma descolagem abortada (RTO).

Nesta situação assim que o piloto ponha a manete de potência em posição de *idle* ou *reverse*, os travões são automaticamente acionados, assegurando a sua ativação no momento preciso, o que é de extrema importância, assumindo ainda maior importância em caso de pistas molhadas ou contaminadas (EASA, 2016).

O sistema de *Automatic Brake System* aplica automaticamente pressão de travões (através de um sistema hidráulicos) tendo como vantagem sobre os pedais de travão “manuais” o facto do movimento de desaceleração ser uniforme, para além de que tal como anteriormente dito permitir a aplicação dos travões no momento mais adequado e de um modo bastante preciso.

Este mecanismo encontra-se normalmente seleccionado durante as fases da aterragem e descolagem. No caso da aterragem a sua importância prende-se com o facto de a descolagem ser abortada, tal como referido anteriormente; no caso da aterragem a sua importância prende-se com o *timimg* de aplicação dos travões, permitindo a sua aplicação assim que o trem de aterragem toca no solo para além de que a sua aplicação automática reduz o número de tarefas sobre o piloto durante esta fase de voo, no qual ele já se encontra sobrecarregados de tarefas (FSF, 2009 (I)).

4.2.5 RE02e- Spoilers acionados e pelo menos um distendido

O objetivo deste percurso é a deteção de casos em que os *ground spoilers* estão armados e durante uma decolagem normal algum dos spoilers é estendido. De acordo com o FCOM os *spoilers* devem estar armados no modo *ground spoilers* durante a decolagem, para serem distendidos em caso da decolagem ser abortada (EASA, 2016). Na figura 4.5 pode ser observada uma manete de controlo de *spoilers*:



Figura 4. 5- Manete dos spoilers A320

4.2.6 RE02f- Stabilizer trim fora da configuração de decolagem

Este percurso foi implementado para verificar o centro de gravidade da aeronave fora dos limites, esta verificação é realizada através da análise do movimento anormal dos estabilizadores horizontais (THS) durante a fase de voo da decolagem. Posteriormente caso se verifique a saída de um evento com este percurso as causas para esta situação iriam ser verificadas, dentro das quais podem ser incluídas, um carregamento incorreto da aeronave, a folha de carga mal preenchida, os cálculos da folha de carga incorretos ou a colocação dos dados feita de modo erróneo no FMS.

4.2.7 RE02g- Travões sobreaquecidos na decolagem

Este percurso foi implementado para verificar se a temperatura dos travões aquando da decolagem não excedeu a temperatura limite. Em circunstâncias normais durante esta janela de monitorização os travões não deverão ser usados com tal intensidade que excedam a temperatura limite.

A temperatura limite é identificada no Airbus *Flight Crew Training Manual* para a família A320 (Airbus, 2008 (I)), como sendo de 300 °C. Esta temperatura é definida como limite para assegurar que em caso de uma fuga de fluido hidráulico, se algum deste fluido verter para os travões não irá ocorrer ignição no trem de aterragem. Este limite é apenas

indicativo visto que em caso de uma travagem de alta energia como no caso de uma descolagem abortada, existe uma elevada probabilidade desta temperatura ser excedida (FAA, 2005).

Implementação do percursor do evento

Este percursor foi desenvolvido em torno dos parâmetros BRAKE_T1, BRAKE_T2, BRAKE_T3 e BRAKE_T4; no caso de algum destes parâmetros exceder a temperatura limite o evento irá sair. A temperatura limite tal como anteriormente referido é de 300°C.

Mas neste caso particular, mesmo que o limite já seja definido pela Airbus, foi requerido que se procedesse a um estudo estatístico da operação da TAP com vista a verificar se o valor desta operação ia de encontro o valor definido no manual da Airbus.

Neste estudo estatístico, a informação referente aos parâmetros acima indicados foi extraída do AGS para 500 voos, consistindo na temperatura máxima atingida pelos travões aquando da fase de voo da descolagem. Depois dos dados serem extraídos foram transferidos para uma folha de Excel que permitiu realizar o cálculo da média e do desvio padrão para cada um dos parâmetros, com os valores apresentados nas seguintes tabelas:

Tabela 4. 4- Média das temperaturas máximas dos travões

BRAKE_T1(°C)	BRAKE_T2(°C)	BRAKE_T3(°C)	BRAKE_T4(°C)
60.5	58.9	54.9	54.6

Tabela 4. 5- Desvio padrão das temperaturas máximas dos travões

BRAKE_T1(°C)	BRAKE_T2(°C)	BRAKE_T3(°C)	BRAKE_T4(°C)
24.5	24.1	24.1	23.6

Com ambos os valores calculados para cada um dos travões, o passo seguinte, foi a construção de uma curva de distribuição normal no programa RStudio, como pode ser observado no gráfico 4.1.

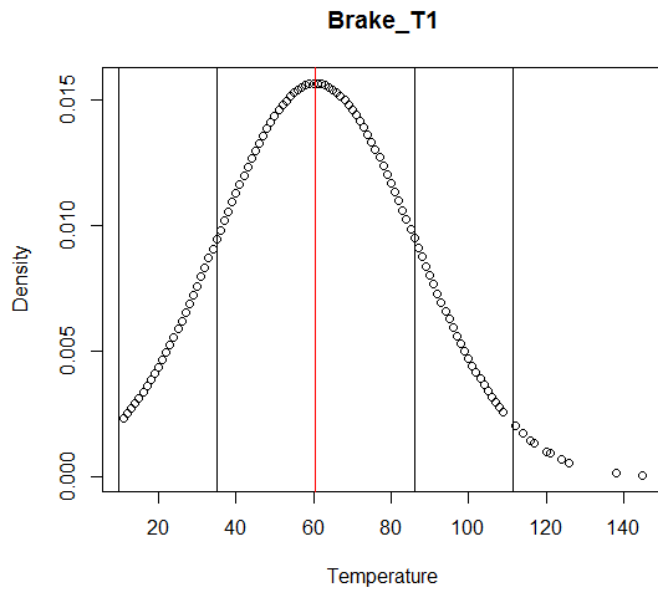


Gráfico 4. 1- Curva da distribuição normal do parâmetro Brake_t1

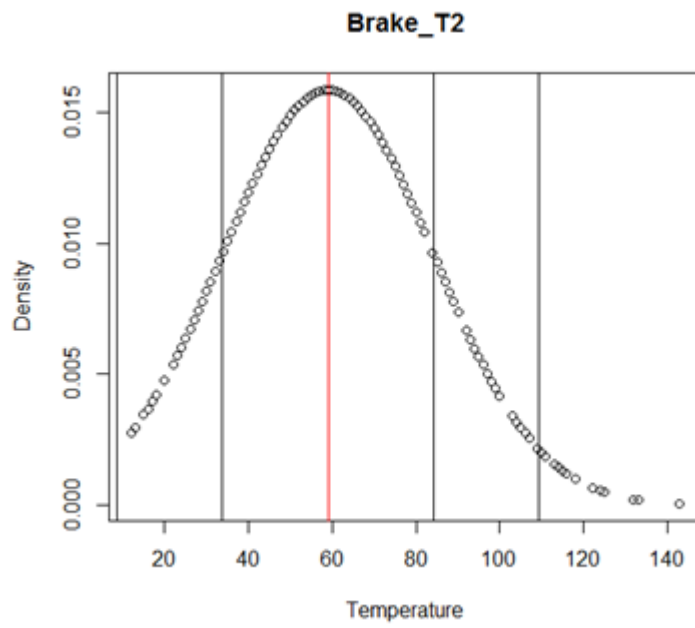


Gráfico 4. 2- Curva da da distribuição normal do parâmetro Brake_T2

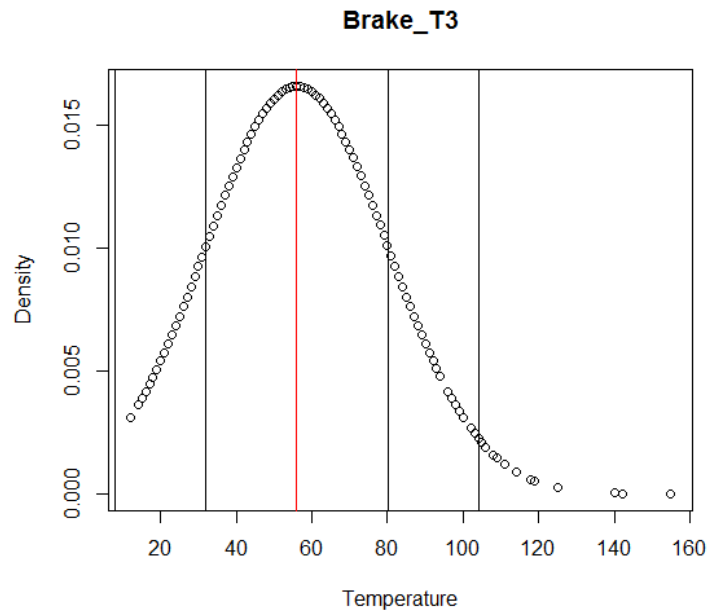


Gráfico 4. 3- Curva da da distribuição normal do parâmetro Brake_T3

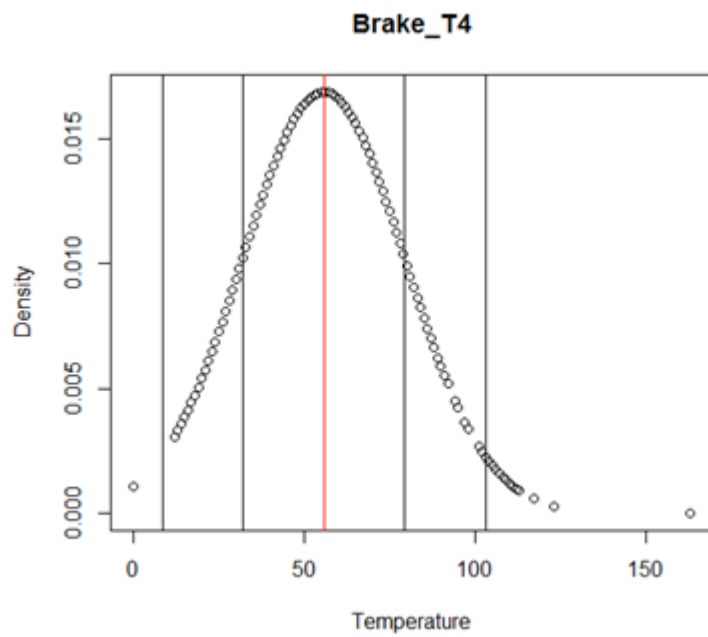


Gráfico 4. 4- Curva da Distribuição Normal do Parâmetro Brake_T4

Depois de serem obtidas todas estas informações o limite foi calculado usando a média mais duas vezes o desvio padrão, permitindo assim verificar a distribuição dos valores de determinado parâmetro com vista a apurar se o limite está corretamente definido e não é demasiado restritivo, nem demasiado abrangente. Este método de cálculo de limites é o método padrão utilizado pelo gabinete de *flight data*.

Com este método o valor limite ficou abaixo daquele identificado no manual da Airbus, sendo considerado um valor bastante restritivo, que advém da operação deste tipo de aeronaves pela TAP em climas predominantemente temperados e frios. Pelo que o limite para a implementação deste percurso no AGS foi de 300°C, o valor identificado pelo fabricante.

O evento irá sair caso na janela de monitorização considerada, à decolagem, algum dos travões atinja uma temperatura superior a 300°C. Este percurso foi implementado no AGS com o número 6309 e a lista completa de parâmetros utilizados é apresentada na tabela 4.6.

Tabela 4. 6- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6309

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no Solo
BRAKE_T1	Temperatura do Travão 1	Gravado em Voo
BRAKE_T2	Temperatura do Travão 2	Gravado em Voo
BRAKE_T3	Temperatura do Travão 3	Gravado em Voo
BRAKE_T4	Temperatura do Travão 4	Gravado em Voo

4.2.8 RE02h- Falha no *Side-Stick*

O objetivo deste precursor é o de detetar qualquer falha no *side-stick* durante a janela de monitorização da decolagem.

O controlo por *side-stick* é na atualidade *standard* para todas as aeronaves civis Airbus e tem um funcionamento idêntico a um *joystick*.

Este sistema encontra-se apenas instalado em aeronaves equipadas com sistema *fly-by-wire*; este sistema controla os movimentos de *pitch* e *roll* da aeronave; na figura 4.6 pode ser observado um *side-stick* de uma aeronave Airbus A320:



Figura 4. 6- Side-stick Airbus A320

Algumas das principais falhas que podem afetar o *side-stick* são as seguintes:

- **Demasiada rigidez no Side-stick/pedais de leme de direção**

Este problema pode afetar tanto ambos os *side-sticks* simultaneamente como afetar os pedais do leme bem como apenas um dos *side-sticks*, sendo que as forças de controlo da aeronave irão permanecer moderadas. O método para resolver esta falta é o de confirmar o *autopilot* desligado e transferir o controlo da aeronave para o *side-stick* não afetado (Airbus, 2006).

- **Falta não anunciada do transdutor do side-stick**

É possível que em situações bastante pontuais uma falha do transdutor do *side-stick* leve a controlos indesejados da aeronave. Se esta falha não for detetada tal como se um movimento pretendido fosse efetuado. Esta situação apenas poderá ser resolvida em terra pois qualquer tentativa de desligar o piloto automático bem como de controlar a aeronave com o *side-stick* com a falha não irá corrigir esta situação (Airbus, 2006).

- **Input duplo**

Esta falha é criada pelos pilotos e não por uma falha mecânica do mecanismo. Nestes aviões os *side-sticks* não estão mecanicamente interligados, significando isto que ambos podem trabalhar de maneira independente. Caso ambos os *side-sticks* sejam movimentados em simultâneo, nos modelos Airbus aparece um aviso *master caution* e o sistema faz a soma algébrica de ambos os movimentos dos pilotos dando o resultado desta soma o movimento que a aeronave irá ter, esta soma é limitada ao movimento máximo de um único *side-stick*. Este erro de Input duplo pode ser evitado pelos pilotos ao pressionar o botão P/B, cancelando o input do outro piloto (Airbus, 2006).

4.2.9 RE02i-Slat/Flap mudam durante a descolagem

Este precursor foi implementado no sentido de verificar qualquer mudança da configuração da aeronave durante a descolagem, o que se pode traduzir num défice de *performance*.

4.2.10 RE02j-Slat/Flap mudam nos 60 segundos antes da descolagem

Este precursor foi implementado no sentido de verificar a mudança da configuração *slat/flap*, 60 segundos antes do início da descolagem, o que indica um défice de *performance* ou algum problema inerente a este sistema, como foi considerado 60 segundos antes do início da descolagem, logo a janela de monitorização a ser considerada é o táxi.

4.3 RE03- Autoridade reduzida do leme de profundidade

O objetivo deste percursor passa pela deteção de uma rotação anormal da aeronave em resposta a *inputs* anormais no leme de profundidade. Estes *inputs* anormais prendem-se com o facto do movimento dos lemes ser reduzido ou então com a necessidade de os aplicar de uma força excessiva para que o movimento destas superfícies ocorra.

Este percursor foi inicialmente desenvolvido em resposta aos relatórios recebidos pela *Federal Aviation Administration (FAA)*, nos quais são reportados pelas tripulações descolagens abortadas depois das aeronaves serem tratadas com fluido antigelo de elevada concentração.

As tripulações reportam que depois de este tratamento ser aplicado a aeronave esta não responde de modo normal, devido a um movimento mais lenta por parte dos lemes de profundidade, fazendo com que seja necessário um maior *input* de *side-stick* para as superfícies responderem de modo normal.

Estas situações foram identificadas como uma falha dos controlos de voo e consequentemente é uma situação passível de abortar a descolagem com velocidades superiores a V_r ou até mesmo a V_1 ; até agora todas as descolagens abortadas por este motivo ocorreram em pistas com comprimento suficiente pelo que todas resultaram num desfecho positivo, mas ainda assim estas situações têm de ser estudadas com vista a prevenir futuros incidentes com desfechos menos favoráveis (FAA, 2010).

Este percursor de evento foi adotado pela EASA na qualidade de SAFO (*Safety Alert for Operators*), com recomendações para o treino nos operadores ser direcionado para esta situação particular, nomeadamente no que toca ao treino em simuladores e com especial foco para operadores que trabalham em climas predominantemente frios com condições climatéricas de gelo e neve frequentes, para que as suas tripulações se adaptem a uma resposta mais lenta dos lemes de profundida devido à acumulação de fluido anti gelo.

Devido a não existir um modo de verificação direta do nível de contaminação das superfícies, este percursor será sempre implementado de modo indireto, verificando através de um movimento anormalmente grande do *side-stick* a falta de resposta do leme de profundidade (EASA, 2016).

4.4 RE04- Baixa aceleração

O objetivo deste percurso é desenvolver meios para detetar uma baixa aceleração durante a rolagem para a descolagem e que leve em consideração os vários fatores que poderão afetar a *performance* na descolagem.

Uma das razões principais para uma aceleração insuficiente é a entrada incorreta da massa real da aeronave no FMS aquando da descolagem.

Um peso demasiado baixo inserido no FMS pode levar a uma potência demasiado baixa de descolagem, o que levará a uma aceleração baixa que por sua vez poderá resultar num *over-run* da pista.

4.5 RE05- Baixa rotação

O objetivo destes percursos prende-se com a determinação de uma rotação lenta da aeronave.

A rotação da aeronave acontece entre o momento em que o trem de aterragem dianteiro levanta do solo e a descolagem acontece; a velocidade ideal para uma rotação em segurança é identificada como V_r .

A velocidade de rotação, V_r , garante que em caso de uma falha de motor à descolagem é possível e que V_2 ainda assim é atingida pelo menos aos 35 pés. Tal como foi dito, a rotação da aeronave começa em V_r , o que torna possível a descolagem no fim desta manobra, V_r deverá ser maior que VMU .

Uma rotação lenta é detetada quer pelo elevado tempo durante a descolagem quer por um baixo rácio de *pitch* durante e após a descolagem (EASA, 2016).

4.6 RE06- Rotação lenta

O objetivo deste percurso passa pela deteção de uma rotação conduzida depois de V_r ser ultrapassada ou para além da distância (ou tempo) esperada depois do início da rolagem para a descolagem.

4.7 RE07- Descolagem tardia

O objetivo deste precursor é o de desenvolver meios para a detecção de uma descolagem tardia, em termos de distância, após a o início da rotação para a descolagem. Com objetivo de clarificar e de servir de referência são seguidamente apresentadas algumas dos comprimentos de pista padrões definidos pelo ICAO (EASA, 2016) (NLR, 2005).



Figura 4. 7- Comprimentos de pista disponíveis definidos pelo ICAO (Airbus, 2002)

A figura anterior apresenta todos os comprimentos de pista padrão utilizados pelo ICAO, mas apenas irão ser explicados dois deles, o ASDA e o TORA, visto que o TODA não terá interesse para este precursor.

TORA: O comprimento de pista declarado como disponível e adequado para a rolagem de uma aeronave que esteja a descolar (Airbus, 2002).

ASDA: É definido como sendo o comprimento de pista requerido por uma aeronave para acelerar até a uma velocidade específica, que em caso de uma descolagem abortada a esta velocidade seja capaz de parar em segurança dentro dos limites da pista. Poderá também ser denominada de distância de emergência, mas apenas nos casos em que esta distância é fornecida no manual da aeronave (Airbus, 2002).

4.8 RE08- Pista que sobra depois de uma descolagem abortada

Este precursor principal será dividido em dois percursos distintos, pelo que as suas implementações irão ser apresentadas em separado. O objetivo destes percursos é o de desenvolver meios para estimar a pista remanescente depois do início de uma descolagem abortada e também para estimar a distância despendida pela aeronave numa descolagem abortada (NLR, 2005).

4.8.1 RE08a- Curta distância remanescente

Este precursor foi desenvolvido com o intuito de determinar se de acordo com um certo limite, a distância remanescente de pista é considerada suficiente para a aeronave se imobilizar em caso de uma decolagem abortada.

Para implementar este precursor e de acordo com o proposto pelo *Working Group B* da EASA, foram utilizadas as fórmulas de *Haversine* (Soares, 2014) simplificadas, explicadas posteriormente na implementação deste precursor, de modo a permitir a sua implementação no AGS (EASA, 2016).

Implementação do precursor do evento

A implementação deste precursor no AGS começou pela definição da fase de voo, a decolagem; a esta definição seguiu-se a implementação do código do AGS ICAO_CODE (ORIGIN). Este código permite a conversão do código IATA, no qual é gravado o aeroporto de origem nos gravadores de dados de voo da aeronave, para o código ICAO; esta conversão é necessária para o próximo passo da implementação.

Este passo consiste na utilização das expressões do AGS, READ_RUNWAY_ASDA e READ_RUNWAY_TORA, que procedem à respetiva leitura das dimensões ASDA e TORA da pista considerada; a conversão foi necessária pois estas expressões apenas leem código ICAO.

O objetivo de retirar as dimensões ASDA e TORA é o de darem informação sobre a latitude e longitude da pista em cada voo.

Depois disto, foi definida a condição que indica a mudança de fase de voo de uma decolagem para uma decolagem abortada; assim que esta condição é provada os parâmetros LATFM_1 e LONFM_1 vão proceder à leitura e gravação da respetiva latitude e longitude de início da decolagem abortada.

A condição seguinte ainda na fase de voo da decolagem abortada foi implementada para definir o fim desta fase de voo, considerando que esta fase termina quando o parâmetro GSC, velocidade no solo corrigida, é igual ou inferior a 20 nós.

No momento em que a decolagem abortada acaba, a latitude e a longitude desse ponto são retiradas, novamente com a utilização dos parâmetros LATFM_1 e LONGFM_1.

Seguindo as recomendações patentes no *dossier* do *Working Group B* da EASA, para calcular a distância que resta após o fim da decolagem abortada são utilizadas as fórmulas de *Haversine*, que têm a seguinte forma:

$$a = \sin^2\left(\frac{\Delta\varphi}{2}\right) + \cos(\varphi_1)\cos(\varphi_2)\sin^2\left(\frac{\Delta\lambda}{2}\right) \quad (4.1)$$

$$c = 2 \times \text{atan2}(\sqrt{a}, \sqrt{1-a}) \quad (4.2)$$

$$d = R \times c \quad (4.3)$$

Onde $\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$, $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$ e φ , λ denota longitude, *atan2* denota a função do arco-tangente com dois argumentos, R é o raio médio da Terra (6371km) e d é a distância entre os dois pontos.

Estas fórmulas não podem ser implementadas diretamente no AGS; logo verificou-se a necessidade de conversão para a linguagem própria do AGS; este trabalho foi realizado pela TAP, e as expressões são as seguintes:

$$par_a = \sin^2\left(\frac{lat_stp - lat_td}{2}\right) + \cos(lat_td) * \cos(lat_stp) * \sin^2\left(\frac{lon_stp - lon_td}{2}\right) \quad (4.4)$$

$$par_c = 2 * \text{atan2}(\sqrt{par_a}, \sqrt{1-par_a}) \quad (4.5)$$

$$DIST = par_c \quad (4.6)$$

Nas equações *lat_stp* e *lon_stp* são respetivamente a latitude e longitude do ponto de imobilização da aeronave e *lat_td* e *lon_td* são respetivamente a latitude e longitude do ponto de toque.

Logo, a distância consumida na descolagem abortada foi determinada pela utilização da fórmula anterior. Para se determinar a distância restante de pista, a distância ASDA foi convertida de pés para metros e a este valor subtraído à distância utilizada na descolagem abortada:

$$d_{remaining} = ASDA * 0.3048 - d \quad (4.7)$$

O passo seguinte na implementação deste precursor é a análise do parâmetro da distância remanescente, $d_{remaining}$, em cinco voos; os valores foram exportados para uma folha de Excel onde foi determinado a sua média e desvio padrão, como pode ser observado na tabela 4.7.

Tabela 4. 7- Média e desvio padrão do parâmetro $d_{remaining}$

Média	Desvio Padrão
2300	526

Tal como em eventos anteriores o limite foi determinado pelo cálculo da média mais duas vezes o desvio padrão, resultando um valor de 3300 metros.

Este valor não poderá ser considerado plausível, devido ao facto de a amostra de voos com descolagens abortadas ser muito pequeno, pois na TAP existe uma pequena incidência deste tipo de acidentes/incidentes, sendo também esta a razão pela qual não se desenhou a curva de distribuição normal.

De modo a ultrapassar a situação, a TAP decidiu estabelecer como distância remanescente 3000 m.

Logo, o evento irá sair no caso da distância pista remanescente após uma descolagem abortada seja inferior a 3000 metros. Este percurso foi implementado no AGS com o número 6321 e a lista de parâmetros completos utilizados na sua implementação estão presentes na tabela 4.8.

Tabela 4. 8- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6321

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no Solo
GSC	Velocidade no Solo (Corrigida)	Calculado no Solo
LATFM_1	Longitude flight management #1	Parâmetro de Avião
LONFM_1	Latitude flight management #1	Parâmetro de Avião
flag	Flag Programável	Parâmetro local

4.8.2 RE08b- Longa distância de descolagem abortada

O objetivo deste precursor é o de determinar a distância consumida numa descolagem abortada e calcular se esta distância não é maior que um determinado limite. Tal como no exemplo anterior foram utilizadas as fórmulas de *Haversine*, no sentido de calcular a distância do ponto onde se inicia a descolagem abortada até ao ponto em que esta termina, ponto este definido pelo local na qual velocidade no solo é próxima de zero (EASA, 2016).

Implementação do precursor do evento

Este precursor segue exatamente a mesma implementação do precursor anterior até ao ponto do cálculo realizado com as fórmulas de *Haversine*, neste ponto a distância considerada é a distância utilizada na descolagem abortada identificada pelo parâmetro *dist_rto*, parâmetro local, e limitada como a distância entre o início e o fim da descolagem abortada.

A determinação do limite encontrou os mesmos problemas da do percurso anterior, devido ao facto da amostra de voos com descolagens abortadas ser muito pequena, logo o procedimento seguido foi o mesmo, tendo sido a TAP a estabelecer como limite para a distância abortada 1000 metros.

Este evento irá sair caso a distância percorrida pela aeronave entre o início e o fim da descolagem abortada for superior a 1000 metros. Este evento foi implementado com o número 6322 e a lista completa de parâmetros utilizados está presente na tabela 4.9.

Tabela 4. 9- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6322

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculada no Solo
GSC	Velocidade no Solo (Corrigida)	Calculada no Solo
LATFM_1	Longitude flight management #1	Gravado em Voo
LONFM_1	Latitude flight management #1	Gravado em Voo
dist_rto	Distância de Pista Utilizada Durante a Descolagem Abortada	Parâmetro local
flag	Flag Programável	Parâmetro local

4.9 RE09- Uso inadequado dos dispositivos de travagem

O objetivo deste conjunto de percursos é o de desenvolver meios para identificar a ativação incorreta ou tardia dos reversores dos motores, travões, travões aerodinâmicos ou outros dispositivos de travagem usados durante a descolagem; clarifica-se que estes dispositivos são utilizados durante esta fase de voo em caso de descolagem abortada e a aterragem.

Neste tópico serão considerados os seguintes percursos:

- RE09a- Extensão dos *spoilers* de solo;
- RE09b- Tempo para a aplicação dos reversores;
- RE09c- Tempo para aplicação dos travões;
- RE09d- Travões aerodinâmicos desarmados antes da aterragem;
- RE09e- Assimetria nos reversores.

4.9.1 RE09a- Extensão dos spoilers de solo

Os *spoilers* são superfícies que aumentam o arrasto da asa e reduzem a sua sustentação, tal como explicado com mais detalhe no Anexo A- Sistemas da Aeronave; logo durante a descolagem estas superfícies devem-se encontrar recolhidas para reduzir o arrasto da asa.

Caso os *spoilers* se encontrem distendidos durante esta fase de voo será considerado um uso inadequado dos mecanismos de travagem; independentemente disto, devem estar armados e prontos a utilizar, na eventualidade de uma descolagem abortada, como explicado no precursor RE02e.

4.9.2 RE09b- Tempo para aplicação dos reversores

Os *reversores* são mecanismos que permitem o desvio temporário dos gases de escape do motor no sentido de serem dirigidos para a frente.

Os reversores contrariam o movimento para a frente da aeronave, ajudando-a desacelerar, sendo utilizados como método de travagem durante a aterragem logo após o toque da aeronave no solo.

A utilização destes sistemas, ao ajudar a aeronave a abrandar, reduz o desgaste nos travões e permite distâncias de aterragem mais curtas (FSF, 2009 (I)) (EASA, 2016). Na figura 4.8 figura pode ser observada a utilização do reversor de fluxo de um motor.



Figura 4. 8- Reversor de um motor a ser aplicado

O tempo para a aplicação do reversor de fluxo é considerado o tempo entre a aeronave tocar na superfície da pista e as alavancas de potência se encontrarem na posição de *reverse* ou *full reverse*.

No caso do tempo entre estes dois pontos ser maior que um certo limite considera-se um uso inadequado dos dispositivos de travagem.

4.9.3 RE09c- Tempo para aplicação dos travões

A definição geral de travões é de que se tratam de dispositivos mecânicos para abrandarem e por fim pararem uma aeronave.

Os travões das aeronaves estão normalmente localizados no trem de aterragem principal, ainda que ao longo dos anos existam alguns modelos de aeronaves que apresentam travões no trem de aterragem dianteiro, mesmo que não seja este o caso das aeronaves da família A320 que apenas têm travões no trem de aterragem principal.

O sistema de travões é operado com pedais localizados aos pés de cada um dos pilotos; com este sistema existe a opção de aplicar travão independente à direita e à esquerda permitindo o uso de travagem diferencial para virar a aeronave durante operações no solo e para manter o controlo direcional durante as fases da descolagem e da aterragem em que a velocidade é demasiado baixa para o uso de superfícies de controlo aerodinâmicas mas é também demasiadamente elevada para o uso do “*tiller*” de direção do trem de nariz (FSF, 2009 (II)). Na figura 4.9 pode ser observado um exemplo dos pedais do travão de uma aeronave A320.



Figura 4. 9- Pedais de travão de um A320

Na atualidade praticamente todos os sistemas de travões de aeronaves são ativados hidraulicamente. Em aeronaves mais pequenas o sistema hidráulico é propulsionado por um cilindro principal, não necessitando de bombas hidráulicas; no caso de aeronaves maiores, nomeadamente aeronaves comerciais são necessárias bombas hidráulicas para manter o volume e a pressão necessárias do fluido.

No sentido de desenvolver um sistema mais leve e eficiente nalguns aviões comerciais de última geração estão a ser instalados travões de ativação eléctrica; na figura 4.10 é apresentado um tambor do travão do trem de aterragem do nariz de uma aeronave A320.



Figura 4. 10- Tambores dos travões de uma aeronave A320

Se o tempo entre o instante em que aeronave toca no solo e o instante em que os travões são aplicados pela primeira vez exceder um determinado limite irá ser considerado um uso inadequado dos dispositivos de travagem, tornando-se assim um fator contributivo para a ocorrência de *over-runs* da pista, pois as tripulações não conseguem parar as aeronaves dentro dos limites do comprimento destas, podendo, a título de exemplo, tal estar relacionado com o pouco comprimento de pista remanescente depois do *touchdown*, aquaplanagem ou até mesmo atraso dos pilotos em aplicar os sistemas de travagem (NLR, 2005).

4.9.4 RE09d - Travões aerodinâmicos desarmados antes da aterragem

Na maioria dos aviões comerciais quando os *spoilers* estão em modo de *ground spoilers* ou travões aerodinâmicos, eles devem estar armados antes da aterragem, com o intuito de serem aplicados automaticamente assim que pelo menos uma das rodas do trem de aterragem principal seja comprimida e pelo menos um dos motores esteja em modo de reverse (EASA, 2016) (FSF, 2009 (II)). Na figura 4.11 pode ser observada a extensão dos *spoilers* durante a aterragem de uma aeronave da família A320.



Figura 4. 11- Spoilers a serem aplicados durante a aterragem de uma aeronave A321

No caso dos *ground spoilers* não estarem armados antes da aterragem tal irá ser considerado um uso inadequado dos dispositivos de travagem.

4.9.5 RE09e - Assimetria nos reversores de fluxo

Durante a aterragem, assimetrias na aplicação dos reversores podem causar problemas severos no controlo direcional, mesmo que normalmente esta assimetria seja negligenciável e podendo mesmo ser utilizada para proceder ao controlo direcional.

Esta assimetria de modo não intencional acontece na maioria dos casos devido aos pilotos inadvertidamente empurrarem as alavancas de potência assimetricamente durante a aterragem o que promove a consequente aplicação do reversor de um modo assimétrico.

Somente em casos extremos é que esta assimetria dura tempo suficiente para não poder ser revertida, podendo levar a um *veer-off* na aterragem.

4.10 RE10- Desaceleração insuficiente

O objetivo deste percurso é o de desenvolver meios para identificar uma desaceleração lenta na aterragem ou numa aterragem abortada, levando em consideração um conjunto de fatores que afetem a *performance* das aeronaves neste tipo de manobras.

Este percurso subdivide-se em dois sub-percursores, cada um para uma das fases de voo indicadas anteriormente, que ainda assim têm uma implementação bastante similar, sendo que a principal diferença entre eles prende-se com o evento **RE10a- Desaceleração insuficiente na aterragem** irá ser calculada a distância de desaceleração pela distância entre o ponto de toque da aeronave no solo e o ponto no qual a velocidade no solo é igual ou inferior a 80 nós; por outro lado o evento **RE10b- Desaceleração insuficiente numa aterragem abortada**, a desaceleração será calculada através do tempo entre o ponto de início da descolagem abortada e o ponto no qual a aeronave se imobiliza.

Estes tipos de eventos ocorrem com uma utilização correta dos dispositivos de travagem, pelo que a desaceleração pode ser baixa devido por exemplo a contaminações da pista ou a falhas de sistemas que poderão comprometer a distância de paragem da aeronave.

4.10.1 RE10a - Desaceleração insuficiente na aterragem

Implementação do percursor do evento

A implementação deste percursor começou com a definição da janela de monitorização, neste caso a aterragem, seguidamente foi definido o ponto de toque da aeronave no solo; para isto foi utilizado o parâmetro TOUCH_DOWN, que define o toque da aeronave no solo quando se encontra igualado a 1.

Com ambas as condições anteriores definidas, o passo seguinte passou pela gravação das coordenadas do ponto em que este primeiro toque aconteceu, através de uma flag programável e dos parâmetros LATFM_1 e LONGFM_1.

Seguidamente definiu-se o ponto no qual a velocidade no solo atinge um valor menor ou igual a 80 nós; deveria ser o ponto apenas em que a velocidade iguala 80 nós mas devido ao rácio de gravação, pois não permite gravar todos os segundos de voo, o ponto onde esta velocidade é atingida pode não ser gravado; logo terá de ser considerado o ponto gravado mais próximo de 80.

Com este ponto definido a latitude e longitude foram também gravadas, com a utilização de uma *flag* programável e com os parâmetros LATFM_1 e LONGFM_1.

Com a latitude e longitude de ambos os pontos gravadas e tal como aconteceu em percursos anteriores a distância entre os dois pontos foi encontrada através da utilização das fórmulas de *Haversine*.

Depois da distância encontrada o limite terá de ser definido e, para este fim foram retirados os dados referentes à distância até atingir 80 nós de 500 voos e conseqüentemente exportados para uma folha de Excel, na qual se procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão, como pode ser observado na tabela 4.10.

Tabela 4. 10- Média e desvio padrão da distância até atingirem 80 Nós

Média	Desvio Padrão
682.6	167.3

Com estes valores encontrado o passo seguinte foi o de desenhar a curva da distribuição normal utilizando para isso o programa RStudio:

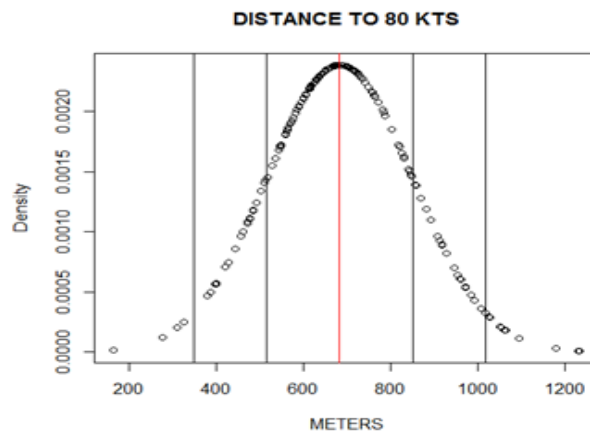


Gráfico 4. 5- Distribuição Normal da distância até atingir 80 nós

Com ambos os valores da média e do desvio padrão calculados e com o apoio da curva de distribuição normal, foi calculado o limite. O cálculo deste limite foi feito do mesmo modo que em eventos anteriores através da média mais duas vezes o desvio padrão, sendo que o valor alcançado com este cálculo é de 1000 metros.

Logo, o evento sairá se durante a janela de monitorização considerada, a aterragem, a distância do primeiro contacto da aeronave com o solo até ao ponto onde a aeronave atinge 80 nós (ou o valor mais próximo deste), for superior a 1000 metros. Este percurso de evento foi implementado com o número 6328 no AGS e a lista completa dos parâmetros utilizados é apresentada na tabela 4.11.

Tabela 4. 11- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6328

Parâmetros	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no Solo
GSC	Velocidade no Solo, Corrigida	Calculado no Solo
TOUCHDOWN	Sinal de Toque da Aeronave no Solo	Calculado no Solo
Flag	Flag Programável	Parâmetro Local

4.11 RE11- Aumento da potência dos motores

O objetivo deste percurso é o de desenvolver meios para detetar um aumento da potência do motor durante a decolagem, identificando quando é selecionada uma potência TOGA quando anteriormente estava selecionada uma potência inferior (FLX_MCT).

O aumento de potência durante a decolagem pode indicar um défice de *performance*, que deverá ser corrigido, mas deverá ser tomado em atenção que todas as

correções de potência deverão ser feitas antes de atingir uma velocidade no solo de 60 nós; depois de esta velocidade ter sido atingida as correções de potência deverão ser feitas apenas em casos extremos, nomeadamente no caso das RPM do motor excederem um determinado limite estipulado pelo construtor (Airbus, 2002).

4.12 RE12- Pista que resta após a descolagem

O objetivo deste percurso é o de desenvolver meios de estimar a pista que resta após o momento da descolagem da aeronave; a importância deste evento prende-se com a verificação da distância remanescente.

Caso esta distância seja abaixo do limite autorizado (que depende do tipo de aeronave e da pista), medidas preventivas terão de se tomadas. Visto ser de elevada importância que a distância remanescente seja relativamente elevada, para que no caso de a descolagem ser abortada no último instante exista ainda uma distância suficiente para a aeronave se imobilizar dentro dos limites de pista (ATSB, 2008).

4.13 RE13- Uso inadequado dos controlos da aeronave

O objetivo deste grupo de percursos é o de identificar o uso inadequado dos controlos da aeronave (leme de direção e direção do trem dianteiro) e da utilização inadequada dos travões durante a descolagem e a aterragem.

4.13.1 RE13a- Aplicação dos travões durante a descolagem

A aplicação dos travões durante a descolagem é considerada um uso inadequado dos controlos da aeronave e pode levar a incidentes/acidentes, sendo este tipo de uso inadequado explicado pela aplicação acidental dos travões por parte dos pilotos (FSF, 2009 (I)).

4.13.2 RE13b- Leme de Direção Utilizado a Baixa Velocidade

Este percurso foi implementado com o objetivo de identificar quando o leme de direção é utilizado a baixas velocidades, situação em que a direção da roda do nariz da aeronave seria mais eficiente; na figura 4.12 pode ser observada a localização no *cockpit* de uma aeronave A320 do “*tiller*”.



Figura 4. 12- Controlo da direção da roda de nariz de um A320, “tiller”

O sistema de direção da roda do nariz é um sistema instalado em aeronaves de grande porte, como é o caso das aeronaves da família Airbus A320, que devido à sua massa necessitam de um controlo adicional, utilizando para isto a direção da roda do nariz, sendo a sua ativação feita por hidráulicos e o controlo do mecanismo é feito a partir do *cockpit*, através de uma pequena roda, o *tiller*, que se encontra tipicamente montada no lado esquerdo do *cockpit* a seguir ao *side-stick*.

Existe um variado número de *designs* de sistemas de direção da roda de nariz; na atualidade a maioria utiliza componentes idênticos e apresenta basicamente as mesmas características. Nas aeronaves A320 este mecanismo de direção pode ser usado apenas até aos 70 nós sendo bloqueado automaticamente a esta velocidade, mesmo que o leme de direção deva ser utilizado a partir dos 30 nós, como pode ser observado na figura 4.13, retirada do FCOM do Airbus A320 (2015).

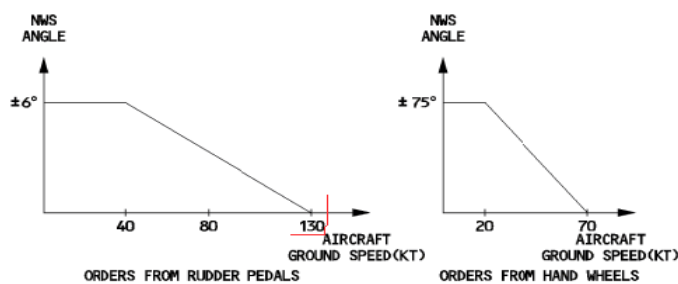


Figura 4. 13- Velocidade e ângulos de utilização do leme de direcção e do tiller (Airbus, 2015)

Esta é a velocidade a partir da qual o leme se torna eficiente a nível aerodinâmico, tornando-se mais eficiente que a direção da roda do nariz (ATSB, 2008), (EASA, 2016).

4.13.3 RE13c -Side-stick não inclinado para a frente na descolagem

Este percurso foi desenvolvido com o intuito de identificar quando não existe um *input* de *side-stick* para frente na descolagem.

Este *input* tem de ser feito durante o início da descolagem (de acordo com o SOP da Airbus para este tipo de aeronave), fazendo com que aeronave mantenha uma atitude de nariz em baixo enquanto ganha velocidade, até atingir uma determinada velocidade permitindo que o leme de profundidade se torne aerodinamicamente eficiente.

Caso o *side-stick* não seja inclinado para a frente, a aeronave poderá tomar uma atitude de “nariz em cima” prematura, ainda com as superfícies de controlo pouco eficientes a nível aerodinâmico (EASA, 2016).

4.13.4 RE13d- Ailerons a favor do vento

Este percurso identifica quando uma manobra de *into-wind aileron* acontece enquanto se realiza uma descolagem com ventos cruzados.

Para descolagens com ventos cruzados, a técnica de *into-wind ailerons* é usada e consiste na deflexão dos *aileron*s para contrariar destabilizações criadas pelo vento; a deflexão dos *airlerons* no sentido do vento previne que a componente ascendente deste provoque um aumento de sustentação na asa que se encontra a favor do vento. Este aumento de sustentação poderia levar, em casos extremos, a que uma das asas levantasse e a outra baixasse até ao ponto que tocasse no solo, o que levaria a consequências catastróficas.

Esta manobra é utilizada ainda que não seja recomendada; apenas em casos específicos de ventos cruzados bastante fortes é que esta manobra deverá ser usada, mas sempre tendo em atenção o evitar de uma deflexão demasiado grande das superfícies.

Esta deflexão acentuada poderá resultar numa excessiva aplicação de *aileron*s o que faria aumentar a tendência da aeronave se virar no sentido do vento, reduzindo assim a sustentação e aumentando o arrasto.

A deflexão dos *aileron*s torna-se significativa com mais de um terço do *side-stick* fletido.

4.13.5 RE13e- Assimetria de travagem

Este percurso foi implementado com o intuito de verificar se durante a rolagem para a descolagem o uso dos travões é assimétrico.

Os travões são utilizados durante esta fase do voo em caso de uma descolagem abortada ou para obter algum controlo direcional, mesmo que esta seja uma manobra desaconselhada na maioria das situações.

Durante uma descolagem abortada o uso dos travões é simétrico ou quase simétrico, mas na sua utilização para controlo direcional este uso é assimétrico; com este percurso irá ser verificado se a assimetria de travagem não excede um determinado limite, pois uma assimetria demasiado grande poderá resultar numa saída pela lateral da pista, *veer-off* (NLR, 2005) (EASA, 2016).

4.13.6 RE13f - RTO Depois de V1

Este percurso foi implementado com vista a monitorizar descolagens abortadas acima de V1, considerada esta velocidade como 80 nós.

Descolagens abortadas acima de V1 são também conhecidas como descolagens abortadas de alta velocidade, sendo esta manobra classificada como bastante arriscada.

Mesmo que uma descolagem abortada acima de V1 seja uma manobra atingível na maioria dos casos, é reconhecido universalmente que quanto mais próximo de V1 se encontrar a velocidade da aeronave maior o risco envolvido numa descolagem abortada e que numa pequena mas consistente percentagem dos casos irá resultar num acidente ou no incidente sério.

A decisão de abortar a descolagem após V1 é tomada em casos extremos, sendo os mais comuns: falhas/avisos de motor (incluindo o de incêndio), problemas de configuração e problemas nos pneus (nomeadamente falha deste equipamento).

O principal risco neste tipo de manobra é o facto de que o comprimento de pista restante poderá não ser suficiente para a aeronave parar.

Nestas situações os equipamentos de travagem deverão ser utilizados nas suas plenas capacidades até que seja certo que a aeronave irá parar por completo antes do fim da pista. Concluindo: descolagens abortadas acima de V1 só deverão acontecer caso se verifique que

existe uma grande probabilidade, quase certa da aeronave não descolar e que esta se imobiliza em segurança no remanescente da pista.

Mesmo que as principais causas de descolagens abortadas acima de V1 estejam identificados na maioria dos casos, também existe uma grande percentagem de descolagens abortadas a alta velocidade que se devem a decisões incorretas por parte dos pilotos e devido às consequências resultantes destas más decisões, em 1989 foi criada um grupo de trabalho que engloba a FAA e um consórcio da indústria com vista a melhorar a segurança na descolagem, nomeadamente a decisão de abortar ou não a descolagem (FAA, 1992).

Este grupo de trabalho produziu nove recomendações incluindo o desenvolvimento de procedimentos de treino, linhas guias operacionais e melhoria da fiabilidade do simulador; para além destas recomendações a parte do grupo de trabalho liderada pela Boeing representativo do sector industrial desenvolveu também um conjunto de ajudas ao treino, nas quais se incluem a publicação do *dossier Takeoff Safety Training Aid* e um vídeo de *briefing* para a tripulação intitulado *Rejected Takeoff and the Go/No Go Decision*.

Ambas as ferramentas são utilizadas operacionalmente desde de 1993 com o intuito de reduzir o risco através do um maior conhecimento por parte das tripulações, sendo utilizados em conjugação com procedimentos melhorados para estas situações (NLR, 2010). Na figura 4.14 podem ser observados os resultados da utilização das ferramentas anteriormente mencionadas.

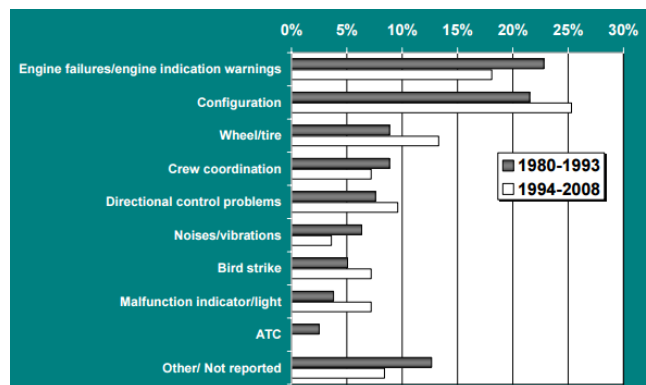


Figura 4. 14- Principais fatores para RTO a alta velocidade antes e depois 1993 (FSF, 2009 (II))

Pela observação do gráfico anterior pode ser verificado que mesmo que o número de descolagens abortadas de alta velocidade tenha diminuído desde a utilização das ferramentas desenvolvidas, o facto é que continuam a existir.

4.14 RE14- Ventos cruzados

O objetivo deste percurso é o de desenvolver meios para detetar situações em que prevalecem ventos cruzados, quer na aterragem quer na descolagem.

Ventos cruzados são definidos como um vento que tem uma componente perpendicular à linha de direção de deslocamento da aeronave, logo o movimento não paralelo da aeronave em relação à direção do vento afeta a aerodinâmica da aeronave, devido ao aumento do vento relativo sobre esta.

As situações em que estas condições de vento prevalecem tornam-se potencialmente perigosas na medida em que o piloto na tentativa de alinhar a aeronave com o centro da pista e ao existir uma mudança brusca da condição de vento fará a aeronave derrapar e a aproximação irá tornar-se numa aproximação destabilizada.

Para além dos riscos inerentes à condição particular de ventos cruzados, o risco destas é aumentado por outros fatores, como condições de pista molhada ou contaminada, tentativas de aterragem com condições de vento cruzado acima dos limites de SOP ou uma falha ou uso incorreto de técnicas de travagem para este tipo condições particulares. As condições de ventos cruzados são predominantes em *veer-offs* na aterragem e na descolagem (ATSB, 2008).

As técnicas de travagem nas condições de vento cruzado diferem das aterragens em condições ditas de normais, devido à força adicional imposta às superfícies de sustentação e aos *spoilers* na asa que se encontra a favor do vento, provocando uma força diferencial que irá aumentar a carga no trem do lado da aeronave a favor do vento, o que faz aumentar o esforço dos travões desse lado provocando uma tendência na aeronave de se deslocar para fora da pista pela lateral desta, *veer-off*, como pode ser observado na figura 4.15.

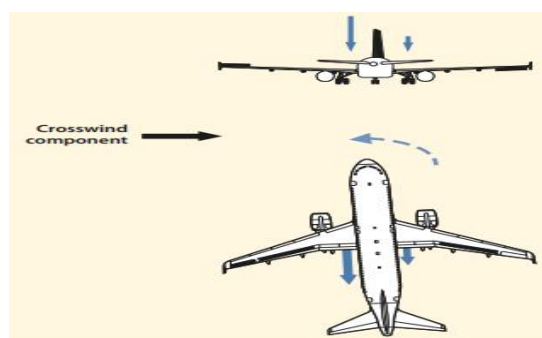


Figura 4. 15- Efeitos de ventos cruzados nas forças de travagem (FSF, 2005)

O risco associado a aterragens em condições de ventos cruzados é aumentando pela presença de riscos múltiplos, como por exemplo uma pista contaminada. Para além desta

situação também a falta de manutenção dos controlos direcionais da aeronave são um dos fatores que contribuem para saídas de pista em condições de vento cruzado. Operações em vento cruzado, principalmente aterragens mal executadas são uma das principais causas de saídas de pista.

No parágrafo seguinte serão apresentadas algumas das manobras utilizadas pelas tripulações para mitigar os efeitos dos ventos cruzados durante as operações sob estas condições, principalmente durante as aterragens.

Alinhamento da aeronave para a aterragem

Na figura 4.16 podem ser observados os dois tipos de aterragem utilizados quando existem condições de vento cruzado.

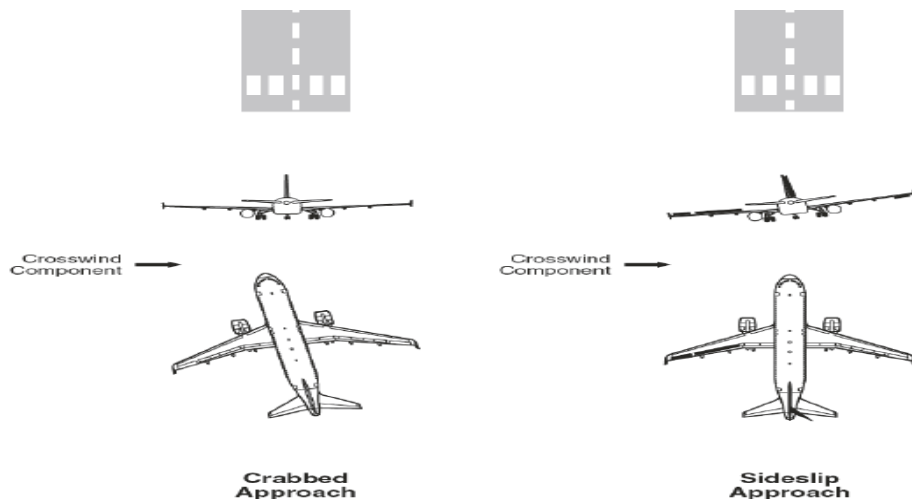


Figura 4. 16- Diagrama de aproximações com ventos cruzados (FSF, 2005)

O padrão para a maioria dos operadores bem como para a grande maioria das aeronaves, recomendado para realizar a manobra de aproximação final com condições de vento cruzados é o de aplicar uma compensação lateral para compensar o componente do vento. Este tipo de aproximação é normalmente conhecido como *crabbed approach* (Airbus, 2005).

Esta aproximação consiste em estabilizar o nível das asas enquanto se tenta aproximar o eixo longitudinal da aeronave à linha central da pista, em que o leme de direção é utilizado para orientar o dito eixo longitudinal antes do toque da aeronave na pista, de modo a que qualquer tendência para rolamento seja contrariada pelos *ailerons* (ATSB, 2008).

Outra manobra utilizada para uma aproximação sob condições de ventos cruzados é conhecida como *sideslip approach* e consiste na utilização do leme de direção no sentido oposto para contrariar o efeito provocado pelos *ailerons* a favor do vento. Esta é uma manobra pouco recomendada e hoje em dia praticamente não é utilizada (FSF, 2005).

Para que através dos dados de voo consigam ser identificadas as condições de ventos cruzados, utilizando equipamento instalado na aeronave, foram utilizados os sensores de ângulo de ataque.

Utilizando este equipamento e caso os sensores do lado esquerdo da aeronave indiquem valores diferentes dos sensores do lado direito e esta diferença seja superior a um determinado limite, identifica-se como uma situação de ventos cruzados.



Figura 4. 17- Sensores de ângulo de ataque

A medição destas condições de vento irá ser efetuada em duas janelas de monitorização separadas, que incluem 3 fases de voo, a decolagem e a outra a aproximação/aterragem.

As investigações a acidentes/incidentes de saídas de pista em situações de ventos cruzados identificaram pelo menos uma das seguintes situações (Krus, 2014):

- **Decisão incorreta da tripulação em tentar a aterragem.**

A origem desta decisão prende-se principalmente com um planeamento ineficiente por parte da tripulação, algumas vezes relacionado com a decisão “original” de começar a aproximação à aterragem que numa fase posterior da manobra se torna claramente questionável, mas não é devidamente revista. Outras vezes prende-se como uma decisão incorreta de *Land/Go Around*.

- **Controlo inapropriado da aeronave pela tripulação**

Este pode advir de uma baixa perícia por parte das tripulações, especialmente quando o treino de simulador não consegue replicar realisticamente condições de vento cruzado a baixa altitude. Também pode advir de um baixo entendimento da “teoria básica” de alinhamento da aeronave para aterragem, ou até mesmo pela utilização inapropriada e por vezes mesmo desaprovada de técnicas de aterragem e

de aproximação final.

· **Grande variação da velocidade do vento na superfície da pista ou perto desta.**

A velocidade instantânea do vento próximo da aeronave pode variar consideravelmente; essa variação é indicada pelas medições à disposição do piloto, que têm de ser relacionadas com o grau de inércia que a aeronave possui, indicando assim o comportamento desta sob estas condições de vento.

A decisão de aterrar ou abortar a aterragem deverá ser baseada na experiência anterior do piloto nomeadamente em operações com ventos cruzados, principalmente com valores que se encontrem perto do valor máximo recomendado à operação da aeronave, bem como nas condições de pista prevalentes.

No que toca às observações da velocidade do vento, quer através do METAR ou do ATIS e quando próximo ao momento de aeronave tocar no solo, obtidas dos equipamentos a bordo ou do controlo de tráfego aéreo, a tripulação terá de despender uma atenção redobrada e um conhecimento aprofundado das possíveis alteração das condições de vento avaliando a necessidade de serem tomadas decisões táticas que conjuntamente com a experiência do piloto poderão levar a que este aborte a aterragem.

· **Disponibilidade de informação inadequada referente ao estado da pista**

Quando uma pista é declarada como estando contaminada, existem processos específicos que permitem a medição bem como a comunicação da fricção da superfície da pista; estes processos encontram-se relacionados com os SOP ou manuais de operação, permitindo estas medições variar as limitações ou recomendações para aterragens com ventos cruzados.

Reported Braking Action (Index)	Reported Runway Friction Coefficient	Equivalent Runway Condition	Recommended Maximum Crosswind
Good (5)	0.40 and above	(See note 1)	35 knots
Good/medium (4)	0.36 to 0.39	(See note 1)	30 knots
Medium (3)	0.30 to 0.35	(See notes 2 and 3)	25 knots
Medium/poor (2)	0.26 to 0.29	(See note 3)	20 knots
Poor (1)	0.25 and below	(See notes 3 and 4)	15 knots
Unreliable (9)	Unreliable	(See notes 4 and 5)	5 knots

Notes:

1. Dry, damp or wet runway (less than three millimeters [0.1 inch] of water) without risk of hydroplaning.
2. Runway covered with dry snow.
3. Runway covered with slush.
4. Runway covered with standing water, with risk of hydroplaning, or with slush.
5. Runway with high risk of hydroplaning.

Figura 4. 18- Condições de pista e velocidade máxima de ventos cruzados correspondentes (FSF, 2005)

No entanto, geralmente não existe um processo correspondente para pistas molhadas, particularmente não existem processos que permitam identificar o grau de travagem possível com estas condições, o que poderá originar dificuldades de controlo

direcional com condições de ventos cruzados significativos.

A falta de procedimentos faz com que as autoridades aeroportuárias, responsáveis pela monitorização das condições de pista, levem demasiado tempo a identificar uma possível alteração nas condições e ainda mais tempo a passar esta informação aos controladores de tráfego aéreo, o que leva a uma desatualização da informação fornecida por estes aos pilotos, levando o piloto a acreditar que as condições da pista são diferentes das atuais.

Apenas em situações nas quais os ATC verifiquem uma alteração significativa das condições da pista é que estes poderão indicar através de uma “observação não oficial” de que estas condições mudaram, sem necessitar de informação por parte das autoridades aeroportuárias (FSF, 2005).

4.15 RE15- Desvio lateral

O objetivo deste percurso é o de desenvolver meios para identificar desvios ou oscilações laterais excessivas durante as fases de voo da descolagem, descolagem abortada ou aterragem. O desvio lateral excessivo será identificado pelo uso do leme de direção (*leme de direcção*) em valores próximos da sua deflexão máxima.

Na maioria das aeronaves o leme é controlado através dos pedais existentes no *cockpit*, que por sua vez estão ligados ao leme através de um sistema assente em comandos elétricos vulgo *fly-by-wire*.

A eficiência do leme aumenta com o aumento da velocidade, isto é, a utilização do leme a baixa velocidade irá necessitar de grande deflexão dos pedais para obter algum efeito com o movimento do leme, enquanto que a alta velocidade pequenos movimentos do leme são necessários para atingir os ditos resultados; na maioria das aeronaves em velocidades acima da velocidade de táxi, a deflexão do leme é limitada automaticamente, prevenindo ângulos de deflexão que poderão resultar em danos estruturais da aeronave (EASA, 2016).

Uma deflexão demasiado elevada de leme, mesmo dentro dos limites permitidos pelos mecanismos da aeronave, poderá provocar um *veer-off* da pista, situação agravada, nomeadamente, em condições de ventos cruzados e com falhas do sistema de direção da aeronave (EASA, 2017).

4.16 RE16- Assimetria de travagem

O objetivo deste percurso foi o de desenvolver meios para identificar assimetrias de travagem durante uma descolagem abortada ou aterragem; esta assimetria é identificada pela pressão dos travões, podendo identificar um mau funcionamento do sistema, o que poderá conduzir a uma saída de pista (EASA, 2016).

A implementação de todos estes percursos de eventos permite ao gabinete de SSM fazer a gestão do risco de RE a partir da verificação dos dados de voo analisados com o sistema de FDM. Este tipo de monitorização pode ser vista como mais “tradicional”, isto é permite avaliar quaisquer desvios no SOP da TAP. Com esta verificação efetuada permitirá avaliar o possível risco inerente a determinada situação.

Identificado o conjunto de percursos, no capítulo seguinte apresenta-se um método “menos tradicional” de análise dos dados de voo, utilizando um programa que permite inferir o risco associado a determinado tipo de operação, com base nos dados de voo obtidos da operação diária das aeronaves.

5 Diagramas de avaliação de risco de RE

Neste capítulo apresenta-se a construção e integração na base de dados de programas da TAP da ferramenta de análise geral de voos, que permite a avaliação do risco de saída de pista em cada aterragem.

O desenvolvimento desta ferramenta foi baseado no trabalho realizado por Pere Fábregas da Vueling (Fábregas, 2011) com base nas recomendações da *Flight Safety Foundation* e do ICAO, sendo posteriormente aprofundado por Pedro Soares da TAP (Soares, 2014). Fábregas desenvolveu o precursor desta ferramenta e Pedro Soares fez a integração e implementação desta ferramenta nas aeronaves que operam no aeroporto de Lisboa para a frota Airbus A320 da TAP.

Nesta sequência, o presente trabalho de investigação deu continuidade ao que ambos autores realizaram do seguinte modo:

- Integrando-a para todos os aeroportos em que a TAP opera;
- Incluindo todas as aeronaves da família A320, ou seja, A319, A320 e A321;
- Tornando-a numa ferramenta na base de dados de programas da TAP.

Para além do desenvolvimento desta ferramenta de análise geral de voos, foi também desenvolvida uma ferramenta de análise específica de voos, baseada no diagrama geral de análise voos mas de aplicação mais específica e adaptada para uma série de condições particulares, permitindo realizar a simulação do risco de saída de pista.

A importância destas ferramentas para o operador prende-se com o facto que permite integrar uma variedade de fatores que estão envolvidas nas saídas de pista das aeronaves (RE) num único diagrama, permitindo a identificação de aeroportos críticos, o cálculo do impacto do não funcionamento de algum sistema de travagem, como por exemplo os reversores de fluxo (*reversor de fluxos*), identificar pistas contaminadas e o risco que cada tipo de contaminação envolve, permitindo ainda a avaliação numérica do risco de uma potencial saída de pista.

As premissas básicas para o desenvolvimento desta ferramenta são apresentadas no trabalho desenvolvido por Fábregas (2011); devido à sua pertinência para o entendimento deste trabalho, passam a ser ressaltadas as seguintes:

- Definição de uma ferramenta simples, que pode ser utilizada pela totalidade da indústria do transporte aéreo para avaliar o risco de saídas de pista;

- Criação de um indicador de risco comum que permita a melhoria da avaliação do risco de saídas de pista;
- Avaliação de um modo expedito e conciso do risco de saídas de pista em destinos actuais e futuros, através de uma ferramenta gráfica para o cálculo do impacto dos diferentes factores que contribuem para o aumento deste risco, permitindo ainda a tomada de acções preventivas com base em dados concretos retirados do indicador.

Em última análise, estas ferramentas apresentam-se como alternativa ao método de avaliação do risco de saídas de pista baseado na análise de desvios do SOP da empresa, método este utilizado pela TAP. Este método “tradicional” baseia-se na programação de percursos de eventos no AGS que verificam a existência de desvios no SOP da empresa através da análise de dados de voo.

Este método tradicional apresenta limitações nomeadamente no que toca à mensuração do risco, pois este não consegue ser mensurado, apenas permitindo indicar se determinado voo apresentou maior risco de saída de pista do que outro, para além de ser um processo com maior morosidade no que à tomada de conclusões.

Segundo Fábregas (2011, pp. 1-2) “ao se fazer a avaliação do risco de saídas de pista através de dados concretos em vez de se tentar verificar desvio no SOP, permite resultados vantajosos, pois estes dados são todos integrados num único diagrama e os parâmetros combinados provém de uma série de fontes, desde fabricantes, entidades aeroportuárias e dados de voo, permitindo assim a criação de uma ferramenta simples mas que consegue ter um alto nível de precisão e de confiança na avaliação das saídas de pista”.

Parte da precisão dos resultados prende-se com o facto de permitir calcular o indicador de risco para cada caso específico de aeroporto e de aeronave operada, a partir do peso, da velocidade à aterragem bem como das condições de pista, permitindo assim e tal como dito anteriormente, o operador identificar pistas que apresentam um maior risco e com base nos dados conseguidos procurar desenvolver ações que permitam mitigar o risco.

Outro valor acrescentado por esta ferramenta é o de permitir um indicador universal, que permite criar um método de comparação do risco direto, independentemente do operador, do fabricante da aeronave e do aeroporto, pois tal como foi realizada a implementação desta ferramenta para as aeronaves da família A320 da TAP, poderá ser realizado por qualquer empresa, pois os dados utilizados são independentes do modelo de aeronave estudado ou dos aeroportos analisados e para além disso todos eles estão disponíveis com qualquer programa de análise de dados de voo.

No seguinte subcapítulo descreve-se o desenvolvimento e a integração na base de

dados de programas em .R da TAP a ferramenta de análise geral de voos.

5.1 Ferramenta de análise geral de voos

5.1.1 Introdução

Neste subcapítulo aborda-se o diagrama geral de voos que analisa a operação diária da TAP integrando a ferramenta desenvolvida por Fábregas (2011) na normal operação da companhia, condensando estes voos num diagrama, permitindo assim a sua análise comparativa e a identificação de tendências e de situações que saiam dos normais parâmetros de operação.

Os gráficos apresentados e o funcionamento desta ferramenta baseiam-se no trabalho desenvolvido por Fábregas (2011), tal como anteriormente referido.

Estes gráficos permitem a integração direta de dados provenientes da aeronave, condições de pista e parâmetros de aproximação permitindo uma análise simplificada dos diferentes fatores de risco que podem conduzir a uma saída de pista.

5.1.2 Ferramentas utilizadas na implementação e desenvolvimento

Neste subcapítulo são sumariadas todas as ferramentas utilizadas no desenvolvimento da ferramenta de análise de voos gerais, excluindo o AGS que já se encontra explicado no capítulo 3.1.3- **Software de análise de dados de voo**, entre as quais se incluem:

- *PEP- Performance Engineer's Program* é um programa desenvolvido pela Airbus e que permite avaliar a *performance* real de aeronaves das diferentes frotas da Airbus e compara-los com os dados de *performance* fornecidos pelo fabricante;
- *Shiny*- Pacote do programa Rstudio que permite criar aplicações *web*, diretamente do programa Rstudio;
- *Flight RTools*- Consiste numa base de dados da TAP que integra todas as aplicações feitas em R numa única plataforma disponível para todas as aéreas da empresa;
- *MySQL Database*- Sistema de gestão de base de dados relacionais.

5.1.3 Desenvolvimento

No desenvolvimento desta ferramenta foi necessária a obtenção de uma série de parâmetros, provenientes de várias fontes, incluindo:

- Desacelerações máximas da aeronave [a_{max}];

- Distância real de aterragem disponível [$D_{available}$];
- Velocidade no solo no momento do toque [GSC].

As desacelerações máximas consideradas nesta aplicação baseiam-se na média das desacelerações, obtidas para aeronaves Airbus A320 com uma configuração de aterragem que permite um rácio de desaceleração máximo, através da utilização de uma configuração *FULL Flaps/Slats* e o uso de reversores.

Outro fator a ser tido em conta no cálculo da desaceleração máxima é o peso da aeronave no momento da aterragem, sendo considerado o valor médio de 54.000 Kg.

Com base nas preposições acima consideradas e utilizando programa PEP, foi compilada na tabela 5.1, para cada uma das diferentes condições de pista e tipo de travagem utilizada.

Tabela 5. 1- Desacelerações máximas sob diferentes condições de pista e método de travagem utilizado (Fábregas, 2011)

Condições	Rácio Máximo de Desaceleração (m/s^2)
DRY	3.97
WET	2.55
WATER 1/4"	1.85
WATER 1/2"	1.96
SLUSH 1/4"	1.93
SLUSH 1/2"	2.04
COMPACT SNOW	2.30
ICE	0.94
AutoBrake LOW	1.70
AutoBrake MED	3.00
AutoBrake MAX	6.00

Todos os valores presentes na tabela acima foram comprovados na TAP através da utilização do programa PEP, com os valores médios de peso e configurações de máxima desaceleração no momento do toque utilizados Fábregas (2011).

Os valores das desacelerações máximas definem as curvas do diagrama, através da utilização da seguinte equação cinemática, $GSC = 2 * a_{max} * D_{available}$ (Fábregas, 2011).

Outro dado necessário para o desenvolvimento do diagrama da ferramenta de análise geral de voos é a distância real de aterragem disponível, apresenta-se no eixo horizontal do gráfico como pode ser observado na figura 5.1.

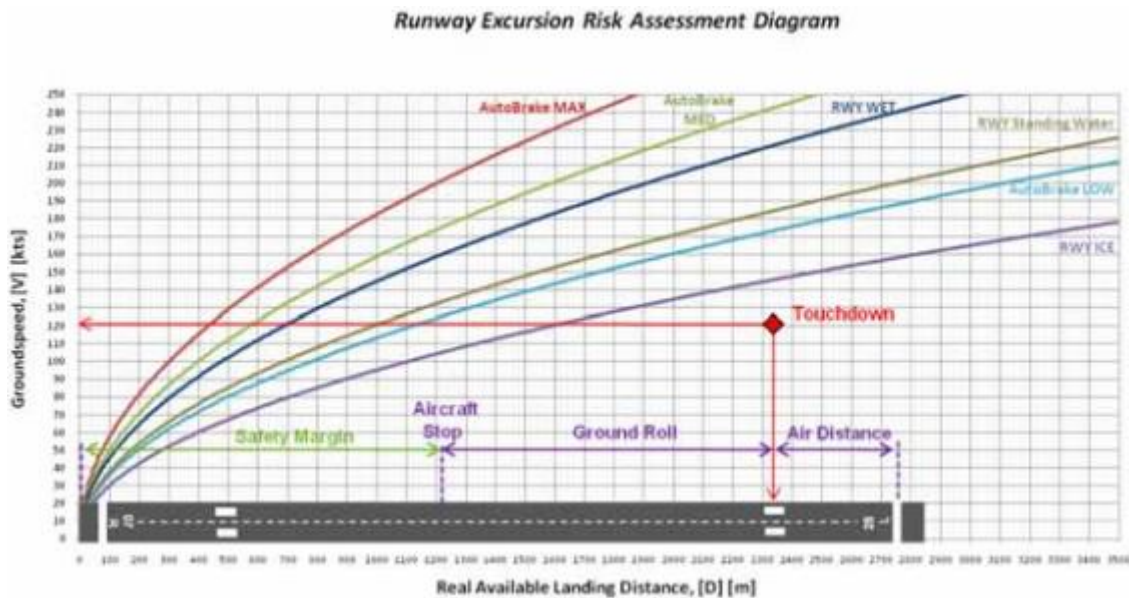


Figura 5. 1- Exemplo de diagrama de saídas de pista (Fàbregas, 2011)

Por último é necessário a obtenção da informação referente à velocidade da aeronave no momento de toque no solo; esta informação é obtida dos dados de voo. Tal como a distância real de aterragem disponível define o eixo horizontal do diagrama, a velocidade define o eixo vertical.

5.1.4 Zonas de risco dos diagramas e mensuração do risco

Visto que cada curva representa o rácio de desaceleração máximo para cada condição particular, podem ser definidas duas zonas para cada curva, a zona acima e a zona abaixo da curva.

A zona acima de cada curva representa uma velocidade excessiva aquando do toque da aeronave no solo ou um *flare* demasiado longo (que leva a uma distância aérea elevada), o que poderá levar à ocorrência de uma saída de pista caso as condições de travagem sejam idênticas às utilizadas para o cálculo de cada curva particular.

Os diagramas ao serem observados como um todo poderão ser considerados 3 zonas distintas, como pode ser observado na figura 5.2.

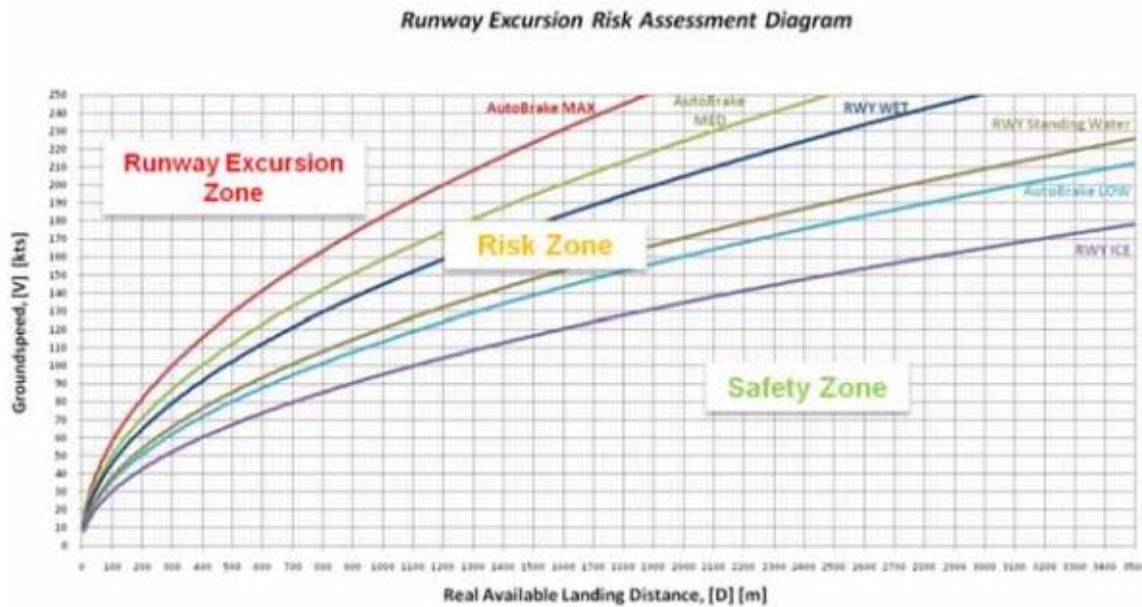


Figura 5. 2- Identificação das zonas de saídas de pista (Fàbregas, 2011)

Uma zona de segurança (*safety zone*), na qual todas as aterragens podem teoricamente evitar uma saída de pista, uma zona de risco (*risk zone*) na qual os pontos de toque acima ou abaixo de uma determinada curva poderão apresentar o risco de saída de pista dependendo das condições desta bem como do método de travagem utilizado e por último uma zona de saídas de pista (*runway excursion zone*) na qual todas as aterragens apresentam um risco eminente de saída de pista (Fàbregas, 2011).

Para a mensuração do risco de associado à nuvem de dispersão de determinado aeroporto, calcula-se a distância do centróide da nuvem de pontos de aterragem até às diferentes curvas de desaceleração, tal como pode ser observado na figura 5.3.

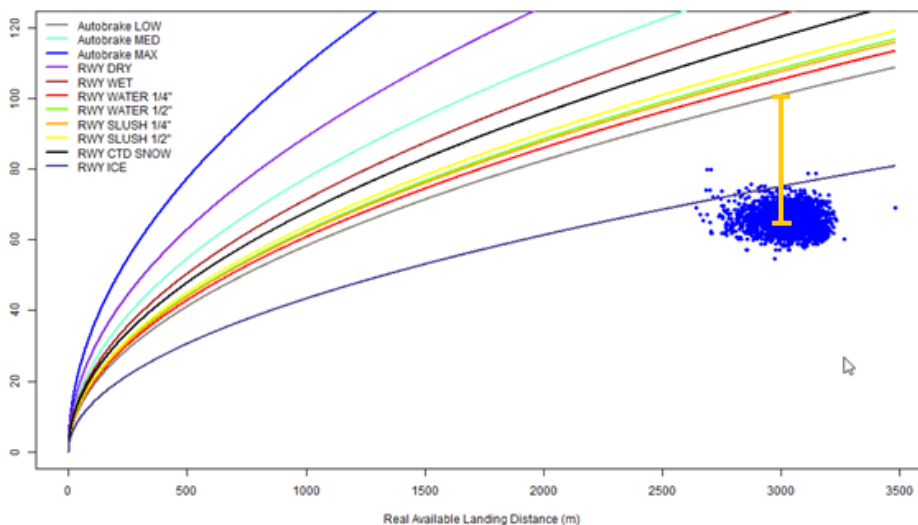


Figura 5. 3- Distância do centróide à curva pretendida

Resta ressaltar que devido a constrangimentos associados com questões temporais o cálculo da distância do centróide a determinada curva de desaceleração não foi automatizado, nem desenvolvidas ferramentas que permitam realizar este cálculo de modo automático, pelo que nesta primeira fase de desenvolvimento esta distância terá de ser estimada.

Quanto maior a distância do centróide a determinada curva menor o risco associada a essa situação particular, do mesmo modo poderá ser realizado o cálculo do risco de cada aterragem concreta, calculando a distância de determinado ponto até à curva de desaceleração pretendida.

5.1.5 Integração de dados e da ferramenta

Neste subcapítulo descreve-se o processo de integração dos dados desde a sua extração dos gravadores de voo para o AGS até serem tratados e apresentados na aplicação de Shiny que permite obter o diagrama dos voos e a subsequente integração desta aplicação na base de dados Flight RTools.

Na figura 5.5 poderá ser observado o esquema do fluxo de dados de voo desde a sua recolha na aeronave até à sua integração na Flight RTools.

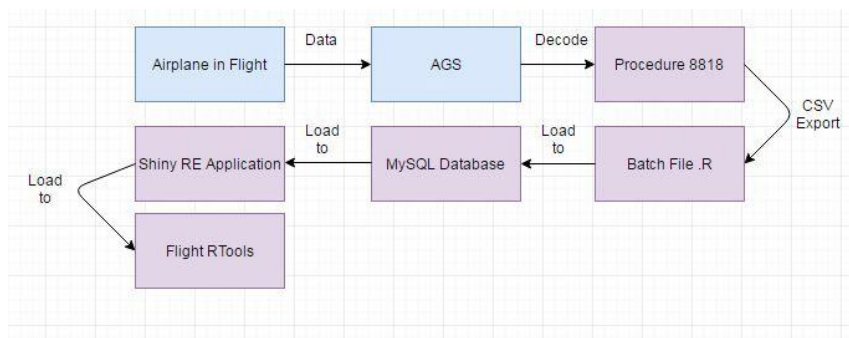


Figura 5. 4- Fluxograma de dados de voo

Este processo começa pela gravação dos dados de voo e a subsequente descodificação dos dados e processamento destes no AGS, como explicado em maior detalhe nos subcapítulos 3.1.2 e 3.1.3.

Depois dos dados de voo estarem integrados no AGS criou-se um procedimento referenciado como 8818 registado na atividade de manutenção, para extrair os seguintes dados de cada voo para ficheiros .CSV:

- Número de Cauda;
- Número de Voo;
- Modelo de Aeronave;
- Origem;
- Destino;
- Data da Descolagem;
- Velocidade no Solo ao *Touchdown* (nós);
- Distancia Aérea da Aterragem (m);
- Pista que Resta após o *Touchdown* (m);
- ASDA (m).

No sentido de ler os ficheiros de voo extraídos durante o dia e carregá-los numa base de dados programados no gabinete um batch file.R, ficheiro este que irá carregar todos os dias às 22:00 os dados dos ficheiros .CSV gerado no AGS numa base de dados *MySQL*, como pode ser observado na figura 5.5 os dados de um voo inserido na base de dados:

re_id	tail	flt_num	origin	destination	date_to	gsc_ldg	ldg_air_dist	land_dist	asda	land_dist1	land_dist2
88069	CS-TTE	TAP1023	MAD	LIS	2017-06-02	132	0	580.61	3805.12	3225	3805

Figura 5. 5- Layout dos dados inseridos na base de dados *MySQL*

Depois dos dados carregados na base de dados *MySQL*, foi desenvolvida no gabinete com o principal contributo do Eng. Pedro Soares a aplicação *Shiny RE*, que carregará a informação da base de dados e irá convertê-la em curvas de desaceleração e em pontos correspondentes a cada aterragem, com vista a serem integrados nos diagramas da ferramenta de análise geral de voos.

A aplicação em *Shiny* foi integrada na *Flight RTools* com vista a ficar disponível para consulta e utilização por outras áreas da empresa, nomeadamente a área ME (manutenção).

Na figura 5.6 pode ser observado um diagrama da base de dados e das diferentes relações estabelecidas entre os diferentes elementos que permitem o funcionamento desta aplicação.

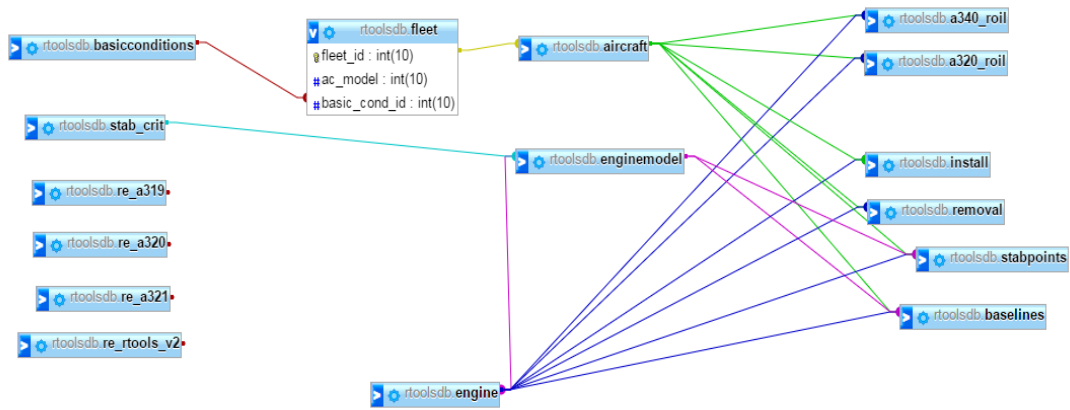


Figura 5. 6- Esquema da base de dados MySQL

5.1.6 Análise de dados

Neste subcapítulo descreve-se e analisa-se uma amostra de 10324 voos da TAP, recolhida entre o dia 10/11/2016 até ao dia 22/04/2017, no aeroporto de Lisboa integrados no diagrama da ferramenta de análise geral de voos, como pode ser observado na figura 5.7.

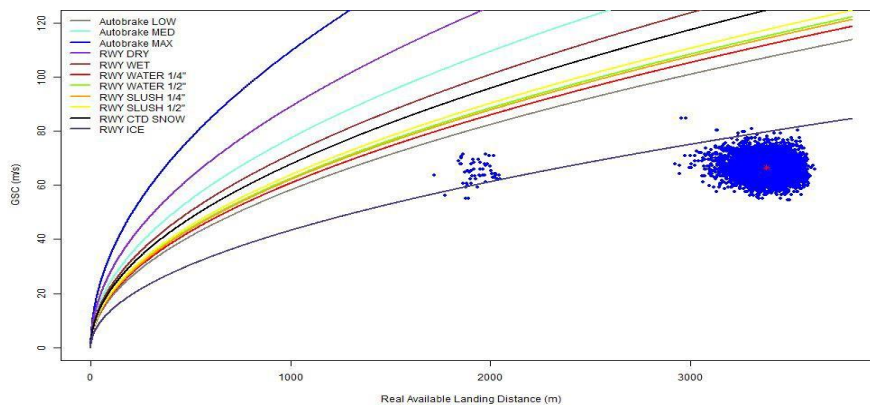


Figura 5. 7- Nuvem de dispersão de pontos no gráfico geral de voos

Cada ponto azul no diagrama representa um voo, consequentemente uma aterragem, com cada voo a apresentar diferentes condições, no que concerne a velocidade no momento do toque e de distância de aterragem disponível, devido à distância que o piloto imprimiu no *flare*. O ponto a vermelho identifica o centróide da nuvem de dispersão, o que é um bom indicador do risco de saída de pista, pois permite-nos verificar a velocidade e distância de aterragem médias.

Por observação da figura anterior e analisando a nuvem de dispersão à direita, verifica-se que a quase totalidade dos voos que aterraram em Lisboa, ficam dentro do limite de segurança para todas as condições de operação.

Ainda que a análise do gráfico permita verificar que alguns voos estão acima da curva RWY ICE indicando um certo risco de saída de pista caso se verificassem condições de gelo, considerada como o fator mais perigosos e limitador, apresentando a desaceleração máxima mais baixa, como pode ser confirmado na tabela 5.1.

Convém salientar que em Lisboa a condição ICE e em particular a curva de desaceleração correspondente não será considerada como fator de risco, pois condições de gelo depositado na pista é praticamente impossível em Lisboa, pelo que não devem ser levados em conta no que toca a análise e serem consideradas como aterragens “normais” em Lisboa, que em nada aumentam a perigosidade.

Na utilização desta ferramenta o operador nunca deve esquecer de trabalhar os dados apresentados como um todo, querendo isto dizer que e tomando como exemplo o caso particular acima referido, o operador terá de ter o cuidado de verificar as condições meteorológicas presentes no aeroporto a ser analisado, pois caso isto não tivesse sido feito no exemplo anterior estaríamos a identificar cerca de 20 voos como susceptíveis de apresentarem de risco de saídas de pista, quando na realidade não apresentam (à partida) risco algum.

Pela observação de figura 5.8 onde se encontram identificadas as nuvens de dispersão podendo-se verificar a existência de duas nuvens, uma mais à esquerda no gráfico, que apresenta um fator de risco mais elevado, enquanto que a do lado direito apresenta um menor fator de risco. Esta separação das nuvens de dispersão deve-se a uma limitação do programa, que ainda não permite a distinção entre as diferentes pistas dentro do mesmo aeroporto, pois a automação do programa numa primeira fase realiza a separação dos voos por aeroporto e seguidamente deveria separar por pista utilizadas no aeroporto, o que devido a constrangimentos de ordem temporal não foi programado, conseqüentemente apresentando duas pistas no mesmo gráfico, apresentando-se como trabalho futuro a implementação de uma função que permita distinguir entre as diferentes pistas em determinado aeroporto.

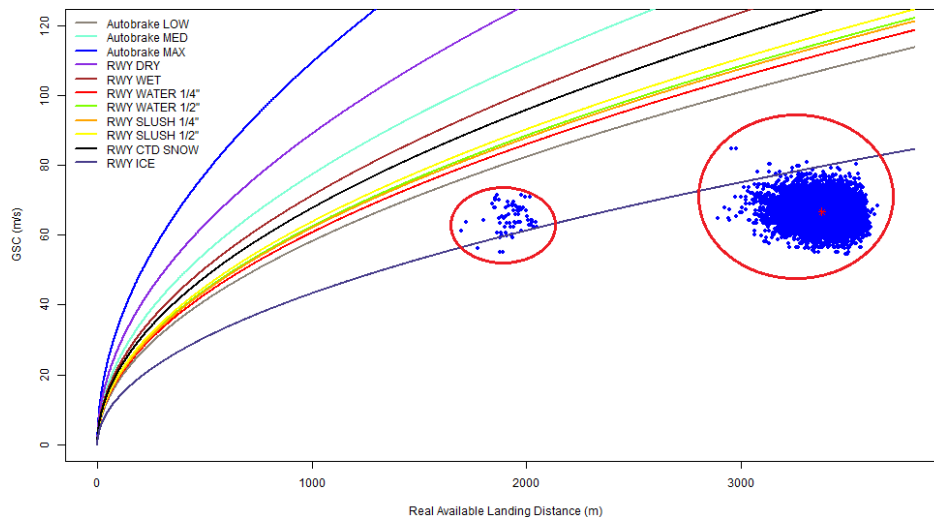


Figura 5. 8- Identificação das diferentes nuvens de dispersão

Como pode ser observado na figura anterior, durante o período considerado foram utilizadas as duas pistas do aeroporto de Lisboa, a pista 03/21 e a pista 17/35, apresentando o padrão de dispersão particular devido ao facto de as pistas não terem o mesmo comprimento, a pista 03/21 têm 4 quilómetros e a pista 17/35 têm cerca 2.5 quilómetros, conseqüentemente levando a que as distâncias de pista remanescentes após o toque da aeronave no solo sejam diferentes, como pode ser observado no gráfico através dos valores presentes no eixo que identifica as distâncias mencionadas. Verificando-se que na nuvem mais à direita, voos que utilizaram a pista 03/21, apresentam uma maior distância remanescente do que os voos que utilizaram a pista 17/35 (nuvem de dispersão mais à esquerda) devido ao diferente comprimento de cada uma destas pistas.

5.1.7 Verificação dos dados

Os dados observados nesta aplicação e integrados nos gráficos foram verificados através da confrontação dos valores obtidos de distância remanescente e de velocidade no momento do toque entre este “novo método” e o “método tradicional” de verificar desvios no SOP, permitindo garantir que os pontos de aterragem estavam a ser marcados de um modo correto. Esta verificação foi inicialmente realizada através dum método estatístico, permitindo verificar a coerência geral dos dados obtidos, analisados através da experiência técnica de todos os integrantes do gabinete de *flight data*. Depois desta análise geral ter sido realizada, foi recolhida uma amostra de 200 voos, os quais foram analisados especificamente e comparados com os dados de voo obtidos dos gravadores de FDM, nomeadamente com vista a verificar se o risco estimado de ocorrência de saídas de pista obtido do método tradicional, analisado pelo número de eventos que saíram em determinado voo, é conducente com o risco calculado utilizando esta ferramenta.

A análise estatística e comparativa permitiu verificar na amostra estudada que os

dados presentes nos gráficos são acertados, garantido assim que aquando da automação do processo de integração dos voos na ferramenta não iriam ser obtidos resultados incorretos.

5.2 Ferramenta de análise individual de voos

5.2.1 Introdução

Em paralelo com o desenvolvimento da ferramenta de análise geral de voos, foi desenvolvida a ferramenta de análise individual de voos, esta ferramenta apresenta um desenvolvimento e um funcionamento idêntico à ferramenta de análise geral de voos, apresentado como grande diferença que análise é realizada para cada voo específico em vez de analisar todos os voos da operação diária.

Outra grande diferença em relação à ferramenta de análise geral de voos prende-se com cálculo das curvas de desaceleração, pois em vez de se utilizarem as médias de desaceleração máxima, utiliza-se a desaceleração máxima para cada voo e respetivas condições específicas.

Na figura 5.9 pode ser observado o *layout* da base de dados MySQL, no qual é possível observar as diferentes condições que influenciam a desaceleração máxima numa aterragem particular.

weight	airborne_dist	land_dist	old	old_factored	runway_conditions	ac_type	reverse_deployment	autoland	configuration
50000	555.2	1070.3	1625.5	1.15	COMPACT_SNOW	A320	NO_REVERSE	AUTOLAND	FULL

Figura 5. 9- Layout da base de dados MySQL

Como pode ser observado na figura anterior, dentro das condições particulares (utilização ou não) *Autoland*¹², de reversores de fluxo e a configuração de SLAT/FLAP utilizada. Outras condições de extrema importância para a desaceleração e que também foram levadas em conta, prendem-se com a questão do peso e das condições de pista.

No que toca à questão do peso e na impossibilidade de realizar as simulações no programa PEP para intervalos menores de peso foi considerado um intervalo de 500 em 500 kg entre os 50.000 kg até aos 75.500 kg (para aeronaves A320) sob cada uma das condições de pista, sendo estas condições *compact snow, dry, icy, slush, standing, water* e *wet*, utilizando ainda cada configuração possível dos dispositivos de travagem considerados.

¹² É um sistema que automatiza por completo a fase da aterragem, integrando diversos sistemas como piloto-automático, travões e rádio altímetro.

Todos os dados para as simulações foram obtidos do programa de FDM, e para se obter o rácio de desaceleração máxima para cada condição considerada, foi utilizado o programa PEP da Airbus, permitindo assim encontrar a curva de desaceleração para cada condição específica. Permitindo, do mesmo modo que a ferramenta geral de análise voos, utilizando a velocidade no solo no momento do toque bem como a distância real de aterragem, avaliar o risco de ocorrência de uma saída de pista.

5.2.2 Desenvolvimento e integração

No cálculo das desacelerações máximas tentou-se entender o funcionamento do programa PEP para se verificar o funcionamento deste e com que base os resultados das simulações eram fornecidos, o que não foi possível devido a constrangimentos da indústria quanto à confidencialidade dos cálculos por detrás do funcionamento deste programa.

Em face das limitações definidas pela Airbus, optou-se por calcular a desaceleração máxima da aeronave, o que foi feito com base no trabalho desenvolvido por Jean-Luc Boiffier (2006), tendo os resultados sido avaliados pela TAP o que permitiu concluir que eram comparáveis com aos produzidos pelo programa PEP.

A aterragem de uma aeronave pode ser dividida em duas fases diferentes, a fase aérea e a fase no solo. A fase de solo começa quando as rodas do trem de aterragem principal tocam na pista, com uma velocidade no solo, VTD, que a nível analítico irá ser considerada V_i velocidade esta determinada no ponto de *touchdown*; a distância neste ponto é representada por X_i e o tempo por t_i sendo que o final da fase de solo da aterragem é considerado quando a velocidade atinge 0, considerada analiticamente a velocidade como V_f , no ponto X_f , com o tempo t_f .

A aceleração Γ é calculada como uma derivada da velocidade $\Gamma = \frac{dV}{dt}$ e o tempo de rolagem no solo é obtido da integração:

$$\Delta t = \int_{t_i}^{t_f} dt = \int_{V_i}^{V_f} \frac{dV}{\Gamma} \quad (6.1)$$

Do mesmo modo a definição de velocidade $V = \frac{dX}{dt}$ irá permitir o cálculo da distância de rolagem no solo:

$$\Delta X = \int_{X_i}^{X_f} dx = \int_{t_i}^{t_f} V dt = \int_{V_i}^{V_f} \frac{V dV}{\Gamma} \quad (6.2)$$

Por último a expressão da desaceleração é determinada pela utilização da fórmula de Riccati's $\Gamma = AV^2 + BV + C$, permitindo assim a determinação do tempo de rolagem no solo Δt e a distância de rolagem ΔX , sendo ambos determinados não por integração temporal mas sim por integração da velocidade V , daí o nome de “resolução cinemática”.

Sendo assim o tempo de rolagem no solo Δt definido entre o tempo inicial t_i e o tempo final t_f irá ser calculado através da seguinte expressão, usando a já determinada derivada do tempo e a equação de Riccati's mostrada anteriormente:

$$\Delta t = t_f - t_i \int_{V_i}^{V_f} \frac{dV}{AV^2 + BV + C} \quad (6.3)$$

Com $V = V(t_i)$ a velocidade inicial corresponde ao tempo t_i e $V_f = V(t_f)$ a velocidade correspondente ao tempo final t_f .

Simplificando a expressão anterior,

$$\Delta t = \frac{1}{A(V_{\Gamma=0}^{\oplus} - V_{\Gamma=0}^{\ominus})} \ln \left(\frac{V_f^{\oplus} - 1}{V_i^{\ominus} - 1} * \frac{V_i^{\ominus} - 1}{V_f^{\oplus} - 1} \right) \quad (6.4)$$

A distância de rolagem no solo ΔX é medida entre o ponto de toque no solo, X_i e o ponto no qual a velocidade atinge 0, X_f , com a derivada da distância de rolagem encontrada anteriormente e com a equação de Riccati's a distância de rolagem no solo pode ser escrita do seguinte modo:

$$\Delta X = X_f - X_i = \int_{V_i}^{V_f} \frac{V dV}{AV^2 + BV + C} \quad (6.5)$$

Simplificando a expressão anterior, tem-se:

$$\Delta X = \frac{1}{2A} \ln \left(\frac{\Gamma_f}{\Gamma_i} \right) + V_{\Gamma_{\min}} \Delta t \quad (6.6)$$

Para resolver esta expressão analiticamente o coeficiente dos polinómios que representa a aceleração da aeronave Γ , são:

A- Indica a abertura da parábola que representa a aceleração Γ em função da velocidade V :

$$A = q_2 F - T \quad (6.7)$$

B- Representa a influência da aplicação ou não de reversor de fluxo:

$$B = q_1 F \quad (6.8)$$

C- Representa o valor da aceleração estática:

$$C = F - f_r \quad (6.9)$$

q1,q2- Coeficientes do modelo de potência.

F- Potência Reduzida¹³:

$$F = \frac{F_0 \rho}{m \rho_{00}} (\cos \alpha_r + \mu \sin \alpha_r) \quad (6.10)$$

Com α_r a ser a incidência da aeronave durante a rolagem no solo, m a massa da aeronave, ρ massa específica do ar, ρ_0 a densidade do ar ao nível do mar e F_0 a potência no ponto fixo.

T- Arrasto reduzido:

$$T = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{m} (C_x - \mu C_z) \quad (6.11)$$

f_r- Fricção estática reduzida:

$$f_r = (\sin \gamma_p + \mu \cos \gamma_p) g \quad (6.12)$$

C_z- Coeficiente de arrasto da aeronave durante a rolagem:

$$C_z = C_{z\alpha} (\alpha_r - \alpha_0) + \Delta C_{z0SP} \quad (6.13)$$

C_x- Coeficiente de sustentação da aeronave durante a rolagem:

$$C_x = C_{x0} + \Delta C_{x0LDG} + \Delta C_{x0engine} + \Delta C_{x0SP} + k_i C_z^2 \quad (6.14)$$

¹³ Utilização por parte dos pilotos de menor potência do que aquela que os motores poderiam ser capazes de produzir sob as condições específicas de pressão/altitude e temperatura

Nas 5 equações anteriores:

- α_r : incidência da aeronave durante a rolagem;
- m : massa da aeronave;
- ρ : massa específica;
- ρ_0 : densidade do ar ao nível do mar;
- F_0 : potência num ponto fixo;
- S : área da asa;
- μ : coeficiente de fricção entre o pneu e a pista, com um valor típico de 0,4 numa pista seca;
- γ : declive da pista, considerado constante;
- g : aceleração gravítica;
- $C_{z\alpha}$: gradiente do coeficiente de arrasto com a incidência da aeronave.

Depois do cálculo da desaceleração máxima para as diferentes condições ter sido realizado a $D_{available}$ é obtida usando a seguinte expressão:

$$v_f^2 - v_i^2 = 2 * a_{max} * D_{available} \quad (6.15)$$

E cada curva vai ser obtida através da seguinte equação:

$$GSC = \sqrt{2 * a_{max} * D_{available}} \quad (6.16)$$

Onde GSC é a velocidade no solo, a a_{max} é a desaceleração máxima para cada condição e $D_{available}$ a distância que resta após a aterragem.

A restante implementação desta ferramenta é em tudo semelhante à da ferramenta geral, sendo o seu output também semelhante variando apenas o facto de que nesta como as curvas dos gráficos são específicas para cada voo, em cada gráfico irá apenas ser encontrado um voo, como pode ser observado na seguinte figura:

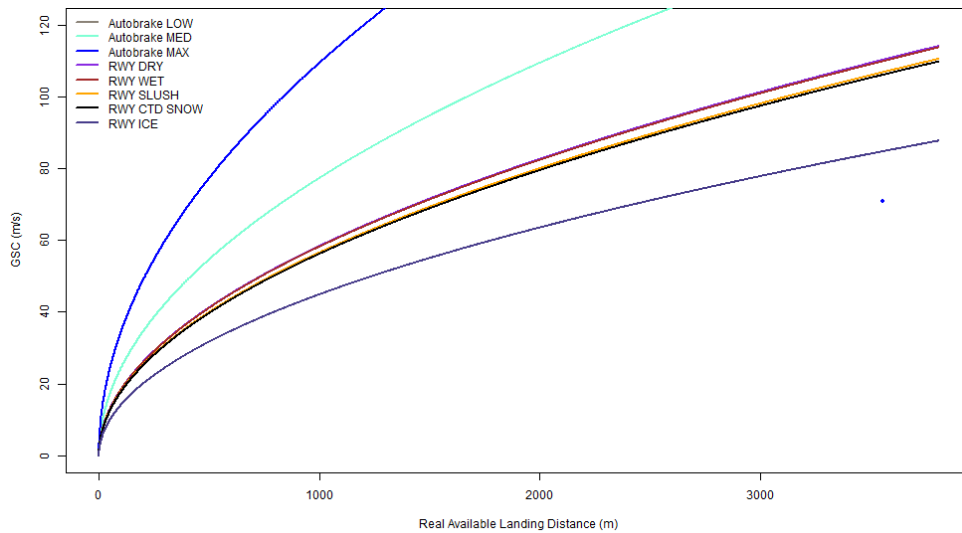


Figura 4. 19- Exemplo de *layout* da aplicação

5.2.3 Análise dos Dados

Uma das principais funções da ferramenta de análise particular de voos é o de que permitir ao operador fazer um estudo específico de cada voo, permitindo verificar a influência que alguns dispositivos de travagem e dispositivos de apoio à aterragem têm no risco associado a saídas de pista.

Este estudo específico de determinados voos poderá tornar-se um complemento não só à ferramenta de análise de voos gerais, no sentido que permite servir de apoio nomeadamente na vertente de análise do risco inerente à operação de novas pistas no sentido que permite analisar os diferentes dispositivos de desaceleração disponíveis, como esta ferramenta poderá também servir de apoio ao método “tradicional” de análise do risco de saídas de pista, no sentido que permite verificar os desvios de SOP e quantificar o risco inerente a cada um deles. Iria também permitir quantificar o risco de saídas de pista como um todo, demonstrando este risco de um modo gráfico e de fácil entendimento, permitindo ainda realizar a quantificação deste risco.

A verificação dos dados seguiu o mesmo procedimento da ferramenta de análise geral de voos.

6 Conclusões e trabalhos futuros

Neste capítulo apresentam-se as conclusões gerais deste trabalho assim como sugestões de trabalhos futuros.

6.1 Conclusões

Em termos de acidentes/incidentes os *runway related accidents* são um dos grupos de ocorrências que mais preocupam as entidades relacionadas com a segurança aérea, principalmente devido às saídas de pista.

Ao longo das últimas décadas verifica-se uma tendência de estabilização relativamente ao número de saídas de pista, ainda que os valores não possam ser considerados os mais desejáveis. Mesmo que todos *stackholders* (controladores de tráfego aéreo, companhias aéreas, indústria aeronáutica e entidades reguladoras da atividade aeronáutica) tenham realizado e continuem a realizar esforços (estudos, ferramentas de apoio à operação, medidas e procedimentos de operação) no sentido de mitigar ou mesmo erradicar estas situações, a taxa deste tipo de ocorrências continua bastante elevada.

Parte integrante dos esforços desenvolvidos pelas diferentes entidades passa pela monitorização de dados de voo, com especial foco nas companhias aéreas, permitindo assim analisar o desempenho das aeronaves na sua operação quotidiana, verificando se este foi o desejado e se os procedimentos de operação vão de encontro o estipulado no SOP. Os dados de voo devem ser utilizados como parte integrante de um sistema SMS de forma a resolver e/ou identificar não conformidades nas operações de voo que poderão eventualmente resultar, entre outras situações, em saídas de pista.

A recolha e análise dos dados de voo irá contribuir ativamente para a melhoria do treino das tripulações, das tecnologias disponíveis e da regulamentação existente, pelo que as informações recolhidas devem ser utilizadas de um modo proactivo, com vista a assegurar ações preventivas que poderão evitar situações e males maiores num futuro, sendo a TAP um exemplo desta recolha e tratamento de dados voos e tendo como exemplo disso a percentagem de dados gravados do total da operação, enquanto o ANAC impõe um limite mínimo de 85% de captura de dados para a operação de uma companhia aérea, para os padrões da TAP o objetivo aceitável de representatividade para a gravação de dados é de 90%. No ano de 2016 a percentagem de dados gravados e analisados na TAP foi de 98.5% do tempo de operação das suas aeronaves, como pode ser verificado bastante acima do legislado.

Este trabalho permitiu otimizar a utilização da ferramenta de análise de dados de voo, AGS, com integração de eventos relacionada com saídas de pista, através da implementação do conjunto de percursos de eventos explicados neste trabalho, permitindo à companhia ir de encontro às últimas diretivas da EASA no que toca a este assunto das saídas de pista, o que permite aos elementos do gabinete de SSM identificarem situações de desvio do SOP, podendo assim encontrar com base em estudos estatísticos desses desvios, situações que apresentem um risco potencial e assim de um modo atempado e proactivo tomar as devidas medidas.

Desde a implementação destes novos percursos identificaram-se os eventos que maior frequência apresentaram destacando-se principalmente a operação em vento cruzado, nomeadamente nos aeroportos de Lisboa e do Funchal; porém esta situação é de todo alheia à companhia, podendo esta apenas atuar de um modo preventivo, nomeadamente ao reforçar o treino das tripulações para estas situações particulares e principalmente para quando estas situações se encontram conjugadas com outros fatores de risco, nomeadamente a pista molhada. Convém referir que o único acidente com consequências fatais na história da TAP foi o voo TAP425 que sob estas condições particulares, vento cruzado e pista molhada, a aterragem resultou numa saída de pista, mais particularmente uma *landing overrun*, vitimando um total de 131 pessoas e a perda total da aeronave, no dia 19 de novembro de 1977 no aeroporto do Funchal (antes das obras de extensão da pista).

A metodologia de análise do risco de saídas de pista desenvolvida foi integrada na operação diária da companhia, permitindo, em particular articulação com o método tradicional de análise de desvios no SOP.

Uma das principais vantagens da utilização desta ferramenta, é que enquanto com a utilização do AGS apenas se poderia estimar o risco associado através do número e gravidade de eventos, com esta ferramenta o risco é avaliado de um modo gráfico mais expedito e explícito para o utilizador, podendo-se até encontrar um valor numérico do risco. A obtenção deste valor numérico permite a comparação direta entre diferentes voos, algo que não poderia ser feito com o método tradicional de análise dos desvios do SOP, devido em parte ao grande número de fatores considerados, que com esta ferramenta ficam condensados.

Com a ferramenta de análise geral de voos deverá ser tomada em atenção que os valores apresentados devem ser utilizados a nível estatístico e indicativo, no sentido que como pode ser observado na ferramenta de análise individual de voos, cada aterragem terá uma curva das desacelerações máximas específica, o que não acontece na ferramenta de análise geral de voos onde todas as aterragens são analisadas sob as mesmas curvas, obtidas de valores considerados médios, logo com valores menos específicos.

No que concerne à ferramenta de análise individual de voos esta apresenta-se com um complemento do método tradicional, permitindo validar os desvios do SOP que foram identificados no AGS e ainda quantificar o risco associado a determinada situação, pois até aqui com o AGS apenas se podia estimar que um determinado voo era mais arriscado que outro.

Para além de permitir verificar o risco associado a determinada aterragem, permite ainda simular outras configurações de aterragem e qual a influência destas para minorar o risco associado a determinada manobra.

No geral, conclui-se que a questão dos *runway related accidents* e em particular do risco e prevenção de saídas de pista, com base nos trabalhos desenvolvidos ao longo da última década poderão vir a apresentar melhorias significativas e que todas as partes com influência nesta temática continuam a apresentar trabalhos, estudos e ferramentas para que o número e a gravidade deste tipo de acidentes/incidentes continuem a baixar. Neste contexto a monitorização dos dados de voo desempenha um papel de extremo revelo, podendo ainda aumentar a sua importância ao longo dos tempos vindouros.

Concluindo, todos os dados teóricos apresentados neste trabalho serviram de suporte para o melhor entendimento das questões sobre saídas de pista, bem como do papel desempenhado pela monitorização dos dados de voo, na redução deste tipo de ocorrências, servindo ainda de base a trabalhos futuros que poderão ser desenvolvidos na TAP para a redução do risco de saídas de pista, alguns dos quais são apresentados na seguinte secção.

6.2 Trabalhos Futuros

Durante a realização deste trabalho surgiram alguns desafios e propostas de trabalho que devido a constrangimentos, nomeadamente de ordem temporal acabaram por não ser realizados, nesta secção serão apresentados algumas dessas propostas, como propostas para a realização de trabalho futuro:

-Desenvolvimento e integração no AGS de novos percursos de eventos referentes à temática das saídas de pista, passando também pela integração neste programa de novas funcionalidades nomeadamente permitir a implementação de regressões lineares, fator que contribuiu para que eventos relacionados com a aceleração longitudinal não fossem implementados, bem como integrar no programa as informações meteorológicas.

-Nas ferramentas de análise do risco de saídas de pista, poderão ser melhorados os aspectos de funcionalidade desta ferramenta, nomeadamente no que toca à identificação

das pistas particulares em uso num determinado aeroporto, bem como a integração de mais fatores de risco que permitam obter as diferentes curvas de desaceleração com base num maior número de fatores, tornando-se assim mais específicas.

-No que toca ao desenvolvimento das ferramentas, numa fase posterior passaria ainda pelo desenvolvimento da ferramenta de modo a que esta permita de modo automatizado calcular o risco de saída de pista para cada voo específico de encontro às diferentes curvas, tal como apresentado anteriormente. Poderão ainda ser melhoradas através da integração de informações de METAR, que em última análise poderá contribuir para a construção de curvas específicas para as condições climatéricas particulares em cada pista, permitindo assim uma análise concreta de cada caso particular.

Bibliografia

- Airbus. (2002). *Getting to grips with aircraft performance*.
- Airbus. (2005). *Landing Technics- Bounce Recovery - Rejected Landing*.
- Airbus. (2006). *Approach Techniques- Flying Stabilized Approaches*.
- Airbus. (2008 (I)). *Flight Crew Training Manual*.
- Airbus. (2008 (II)). *Flight Operations Briefing Notes- Being Prepared for Go-Around*.
- Airbus. (2015). *FCOM A320*.
- Airbus. (2017). *Airbus Family Figures*.
- ANAC. (2008). REGULAMENTO (CE) N.º 859/2008.
- ATR. (2016). *Flight Data Monitoring on ATR Aircrafts*.
- ATSB, A. T. (2008). *Runway excursions- A worldwide review of commercial jet aircraft runway excursions*.
- Boeing. (2012, 03). Reducing Runway Landing Overruns. *Aero*.
- Boeing. (2015 (I)). *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents*.
- Boeing. (2015 (II)). *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents*.
- Boiffier, J.-L. (2006). *Modèle de longueur de piste au décollage-atterrissage*. SUPAERO.
- Canadair. (2010). *Canadair Regional Jet FCOM*.
- Cook, C. (2015, Dezembro 22). Cockpit Insights: Why Your Flight May Land With a Thud. *Fortune- Executive Travel*.
- EASA. (2016). *Study for Runway Excursions Precursors*.
- EASA. (2017). *Review of accident precursors for runway excursions*.
- FAA. (1992). *Take-off Safety Training Aid*.
- FAA. (2005). *In-flight fires*.
- FAA. (2007). *Runway Safety Report 22*.
- FAA. (2009). *PART 25—AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES* .
- FAA. (2010). *SIB 2010-28*.
- FAA. (2016 (I)). *Aviation Weather Services*.
- FAA. (2016 (II)). *AC 91-79A: Mitigating the Risks of a Runway Overrun Upon Landing*.
- FAA. (2016 (III)). *Mitigating the Risks of a Runway Overrun Upon Landing*.

- Fàbregas, P. (2011). *Runway Excursion Risk Assessment Diagram*.
- FSF. (2000). *FSF ALAR Briefing Note 8.5- Wet or Contaminated Runways*.
- FSF. (2005). *FSF ALAR BRIEFING NOTE 8.7*.
- FSF. (2008). *FSF ALAR Briefing Note 6.4- Bounce Recovery- Rejected Landing*.
- FSF. (2009 (I)). *FSF Alar Briefing Note 8.4*.
- FSF. (2009 (II)). *Reducing the risk of runway excursions*.
- Ho, A. (2015, 07 22). Retrieved Abril 20, 2017, from Voar pela história do país com a TAP: <https://sol.sapo.pt/artigo/403548/voar-pela-historia-do-pais-com-a-tap>
- Hoppe, P. (2000, Outubro). *Airliners.net*. Retrieved Abril 2017, 15, from <http://www.airliners.net/photo/TAP---Transportes/Douglas-C-47A-Skytrain/2230643/L>.
- IATA. (1992). *Takeoff Safety and Training Aid*.
- IATA. (2015). *Runway Safety Accident Analysis Report 2010-2014*.
- IATA. (2016). *Economic Performance of Airline Industry*.
- IATA. (2017). *Fact Sheet- Industry Statistics*.
- ICAO. (1999). *Aerodrome Standards*.
- ICAO. (2008 (I)). *Annex 6 - Operation of Aircraft, Vol I and Vol. III*.
- ICAO. (2008 (II)). *Definitions- Flight Procedures*.
- ICAO. (2008 (III)). *Doc 9859- Safety Management Manual*.
- ICAO. (2011). *Runway Excursion Statistics*.
- ICAO. (2014). *ICAO APRAST/5 Runway Safety*.
- J.A. Post, G. v. (2015). *Identification and analysis of veer-off risk factors in accidents/incidents*.
- Krus, H. (2014). *Criteria for crosswind variations during approach and touchdown at airports*.
- Lau, S. K. (2007). *General Aviation Flight Data Monitoring*.
- Leite, J. (2012, 09). *Restos de Colecção*. Retrieved 04 22, 2016, from <http://restosdecoleccion.blogspot.pt/2012/09/primeiro-aviao-jacto-da-tap.html>
- NLR. (2005). *Running out of runway analysis of 35 years of landing overruns accidents*.
- NLR. (2010). *A Study of Runway Excursions From a European Perspective*.
- Pinheiro, A. M. (2015, 03 08). Retrieved Abril 22, 2017, from TAP. 70 anos de história contados por quem pôs a companhia a voar: www.dinheirovivo.pt/empresas/tap-70-anos-de-historia-contados-por-quem-pos-a-companhia-a-voar/

- SAFRAM. (2017, 04 21). *SAFRAM Eletronics*. Retrieved Março 12, 2017, from <https://www.safran-electronics-defense.com/aerospace/commercial-aircraft/information-system/analysis-ground-station-ags>
- SAGEM. (2006). *Manual AGS*.
- Simões, A. (2010, 06 22). Programming/Decoding of flight data from an airline's A320-200 fleet. Lisboa: Instituto Superior Técnico.
- Soares, P. (2014, 07 02). Flight Data Monitoring and its Application on Algorithms for Precursor Detection. Lisboa: Instituto Superior Técnico.
- TAP. (2012, 05 23). *TAP Portugal*. Retrieved 03 26, 2017, from <http://www.tapportugal.com/Info/pt/frota-historia/historia>
- TAP. (2014). *História da TAP*. Retrieved 04 22, 2017, from <http://www.tapportugal.com/Info/pt/frota-historia/historia>
- TAP. (2017). *Base de Dados da Companhia*.
- Van Es. (2005). *Running out of runway- Analysis of 35 years of landing overrun accidents*.

Anexo A

Neste anexo será feita uma breve apresentação das aeronaves da família A320 no que toca às suas características, bem como dos sistemas que as equipam, nomeadamente no que toca a propulsão e superfícies de controlo, servindo assim como apoio à leitura da dissertação.

A família de aeronaves A320 consiste em aeronaves de passageiros bimotores de curto a médio raio de acção e com configuração *narrow-body*. Esta família de aeronaves é composta por quatro modelos diferentes mas que partilham a mesma cross-section, os mesmos sistemas, os mesmos cockpits, os mesmos procedimentos de operação e manutenção, variando apenas no tamanho (Airbus, 2017).

No que se refere a propulsão a frota da TAP de A320 é maioritariamente equipada com motores CFM-56-5B4, apenas com quatro aeronaves a serem equipadas com os motores CFM-56-5A1, ambos os modelos de motores apresentam as seguintes características sumariadas na tabela, podendo ainda ser observado uma figura de um motor CFM-56:

Tabela A. 1- Características técnicas dos modelos CFM-56-5A1 e CFM-56-5B4

Modelo	Tração	Rácio de Bypass	Rácio de Pressão	Peso
CFM-56-5A1	25000 lbf	6.0	31.3	4.995 lb (2,270 kg)
CFM-56-5B4	27000 lbf	4.7	32.6	4.250 lb (2,380 kg)



Figura A. 1- Motor CFM-56

Na seguinte tabela irão ser apresentadas as características técnicas gerais das aeronaves da família A320 operada pela TAP, logo excluindo o modelo A318:

Tabela A. 2- Características Gerais das Aeronaves da Família A320 (Airbus, 2015)

Especificações	Airbus A319	Airbus A320	Airbus A321
Raio de Ação Típico ¹⁴	5750 Km	6950 Km	6100 Km
Número de Assentos (normal)	124	150	185
Número Máximo de Assentos	156	180	236
Máximo de Carga	13.2 t	16.6 t	21.2 t
Comprimento Geral	33.84m	34.57m	44.51m
Altura	11.76m	11.76m	11.76m
Comprimento da Cabine	23.78m	27.51m	34.44m
Largura da Fuselagem	3.95m	3.95m	3.95m
Largura Máxima da Cabine	3.70m	3.70m	3.70m
Envergadura	34.80m	34.80m	34.80m
Número de Mach Máximo	0.82	0.82	0.82
Peso Máximo	64.4 t	73.9 t	89.4 t
Peso Máximo na Descolagem	64 t	73.5 t	89 t
Peso Máximo na Aterragem	61 t	64.5 t	74.5 t
Peso Máximo com zero de Combustível	57 t	61 t	71.5 t
Capacidade Máxima de Combustível	24210 l	24210 l	24050 l

Finalmente, na seguinte figura irá ser apresentada, a diferença de tamanho entre as diferentes aeronaves da família A320:

¹⁴Raio de acção considerado médio pelo fabricante, dependendo de configurações do avião particular, nomeadamente no que toca a motores instalados, peso da aeronave.



Figura A. 2- Comparação em tamanho das aeronaves da família A320 (Airbus, 2017)

Outros sistemas também bastante importantes a ter na análise deste trabalho são as superfícies de controlo da aeronave, como podem ser sumariadas na seguinte figura:



Figura A. 3- Superfícies de controlo das aeronaves da família A320 (Airbus, 2015)

Todas as aeronaves da família A320 estão equipadas com o sistema FBW, significando isto que as superfícies de controlo são controlados por computadores que processam os comandos dados pelos pilotos ou pelo sistema de *autopilot* e enviam os sinais eletrónicos correspondentes para os atuadores das superfícies de controlo, deste modo substituindo os controlos mecânicos que equipavam aeronaves mais antigas.

Como referido as superfícies de controlo são controladas eletricamente, sendo ativadas hidraulicamente, como *backup* os estabilizadores e o leme podem ser também controlados mecanicamente em caso de falha do sistema FBW.

Anexo B

Neste anexo irão ser apresentadas em detalhe todas as implementações de percursos de eventos que não foram consagradas no capítulo 4 deste trabalho; irá expor-se os métodos utilizados, a definição de limites e a lista de todos os parâmetros utilizados em cada um dos ditos percursos.

Implementação do percursor do evento RE02a

No caso deste percursor de evento a sua implementação centrou-se me torno do parâmetro MAS_WAR, parâmetro gravado durante o voo, que quando iguala 1 significa que existiu um *master warning*, logo o evento sairá se durante a janela de monitorização considerada, a descolagem, o parâmetro MAS_WAR for igual a 1.

Este evento foi implementado com o número 6301. Este número faz parte da numeração interna da TAP utilizada para a identificação de percursos de eventos no AGS, sendo que todos os percursos começados por 60 estão relacionados com saídas de pista. A lista de todos os parâmetros utilizados (calculados no solo, variáveis locais e parâmetros da aeronave) é apresentada na tabela B.1.

Tabela B. 1- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6301

Parâmetro	Descrição	Tipo de Parâmetro
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculada no Solo
MAS_WAR	Master Warning Ativo	Gravado em Voo

Implementação do percursor do evento RE02b

A estrutura deste evento é similar à do evento anterior, sendo a grande diferença os parâmetros a serem considerados. Neste percursor os parâmetros utilizados para a sua implementação foram CPT_MC_ON e FO_MC_ON, no caso de algum deles estar num estado igual a 1 significa que esteve ativo. O evento irá sair quando durante a janela de monitorização considerada, a descolagem, algum dos parâmetros acima mencionados for igual a 1.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6302. A lista de parâmetros utilizados (calculados no solo, variáveis locais e parâmetros da aeronave) é apresentada na

tabela B.2.

Tabela B. 2- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6302

Parâmetro	Descrição	Tipo de Parâmetro
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no Solo
CPT_MC_ON	Master Caution do Comandante Ativa	Gravado em Voo
FO_MC_ON	Master Caution do Primeiro-oficial Ativa	Gravado em Voo

Implementação do percursor do evento RE02c

A implementação deste percursor baseia-se no parâmetro CONF, parâmetro que indica a configuração da aeronave, tal como apresentada na tabela anterior. Para se encontrar de acordo com as informações patentes no FCOM o parâmetro terá de ser igual a 4 (CONF2) ou 5 (CONF3) durante a fase de voo da decolagem. Logo, o evento irá sair caso durante a janela de monitorização considerada, a decolagem, o parâmetro CONF for igual a outro número que não o 4 ou 5.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6303 e a lista completa dos parâmetros utilizados para a sua implementação (parâmetros calculados no solo, variáveis locais e parâmetros da aeronave) é apresentada na tabela B.3.

Tabela B. 3- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6303

Parâmetro	Descrição	Tipo de Parâmetro
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculada no Solo
CONF	Configuração de SLATs/FLAPs	Calculada no Solo
flag	Flag Programável	Parâmetro local

Implementação do percursor do evento RE02d

Este percursor foi implementado com base nos parâmetros ABRK_SEL_MIN e ABRK_SEL_MED, estes parâmetros indicam respetivamente a seleção do *autobrake* em mínimo e *autobrake* médio respetivamente. No caso de algum destes parâmetros se encontrar num estado igual a 1 significa que algum destes modos de *autobrake* foi selecionado, o que de acordo com as linhas guias do FCOM, é um erro de operação, pois durante a decolagem e tal como anteriormente referido a seleção de *autobrake* terá de ser em máximo (ABRK_SEL_MAX=1). Este evento irá sair caso durante a janela de monitorização,

a descolagem, os parâmetros ABRL_SEL_MIN e ABRK_SEL_MED estejam iguados a 1.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6304 e a lista completa de parâmetros utilizados nesta implementação (calculados no solo, variáveis locais e parâmetros da aeronave) está presentes na tabela B.4.

Tabela B. 4- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6304

Parâmetros	Descrição	Tipo de Parâmetro
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculada no solo
ABRK_SEL_MIN	Autobrake selecionado no mínimo	Gravado em voo
ABRK_SEL_MED	Autobrake selecionado em médio	Gravado em voo
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do percursor do evento RE02e

Na implementação deste percursor e visto que não existe uma variável direta implementada no AGS que indique a extensão dos spoilers, exceto no caso dos spoilers nº1 esquerdo e direito, para se proceder à identificação desta situação foi usado um conjunto de variáveis que não identificam a extensão dos spoilers mas identificam o ângulo (em graus) nos quais estes se encontram. Como não existia informação referente ao ângulo considerado como ângulo de extensão destes sistemas, foi realizado um estudo estatístico.

Este estudo consistiu em retirar a informação do AGS de vários voos sobre o valor do ângulo máximo dos spoilers durante a janela de monitorização considerada, neste caso a descolagem. O valor máximo foi utilizado, em detrimento do valor médio com vista a descartar qualquer erro de leitura dos gravadores de voo resultante do “noise” provocado pelas vibrações da aeronave e também tendo em conta que em caso de uma RTO os spoilers irão ser estendidos ao máximo, logo com os limites já identificados para este tipo de valores, irá evitar a saída de falsos eventos, por uma extensão menor dos spoilers.

Finalmente, os dados sobre a posição máxima dos spoilers durante a descolagem de uma amostra de 500 voos foram exportados para o programa Excel onde se realizou o seu estudo estatístico, iniciado pela determinação da média e do desvio padrão da posição de cada um dos spoilers, valores apresentados nas tabelas B.5 e B.6.

Tabela B. 5- Médias da posição de cada um dos spoilers durante a descolagem

Média

SPOIL_L2	SPOIL_R2C	SPOIL_L3C	SPOIL_R3C	SPOIL_L4C	SPOIL_R4C	SPOIL_L5C	SPOIL_R5C
0,3486921529	0,3601609658	0,7758551308	0,9358148893	0,9905432596	0,7160965795	0	0

Tabela B. 6- Desvio padrão da posição de cada um dos spoilers durante a descolagem

Desvio Padrão							
SPOIL_L2	SPOIL_R2C	SPOIL_L3C	SPOIL_R3C	SPOIL_L4C	SPOIL_R4C	SPOIL_L5C	SPOIL_R5C
0,3486921529	0,3601609658	0,7758551308	0,9358148893	0,9905432596	0,7160965795	0	0

Analisando os valores presentes nestas tabelas verificamos que os valores dos spoilers 5 direito e do spoiler 5 esquerdo apresentam médias e desvios padrões de zero, isto acontece porque estas superfícies são apenas acionados em caso manobra de *roll*, ajudando a ganhar controlo da aeronave a altas velocidades. Com os valores da média e do desvio padrão identificados para cada um dos parâmetros os dados foram exportados para o programa RStudio no qual se fez o plot das seguintes curvas de distribuição normal:

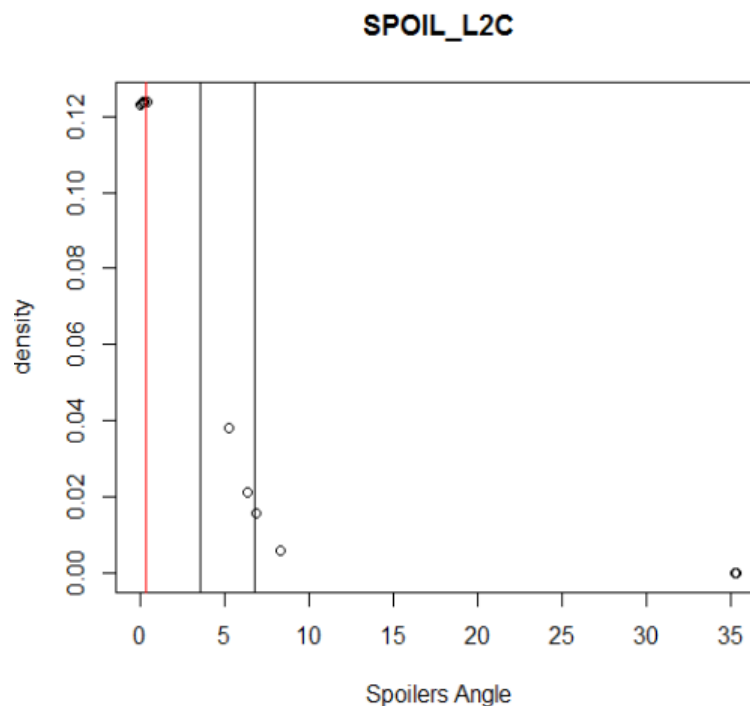


Gráfico B. 1- Curva de Distribuição normal do spoiler número 2 esquerdo

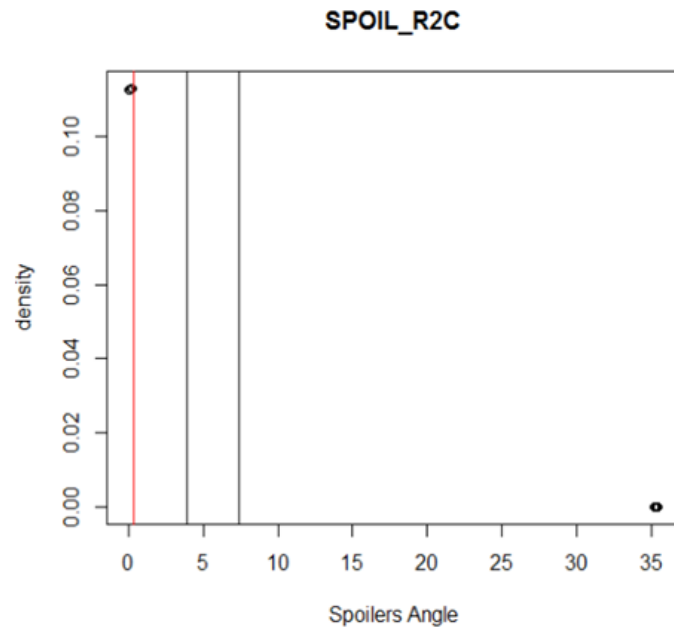


Gráfico B. 2- Curva de Distribuição normal do spoiler número 2 direito

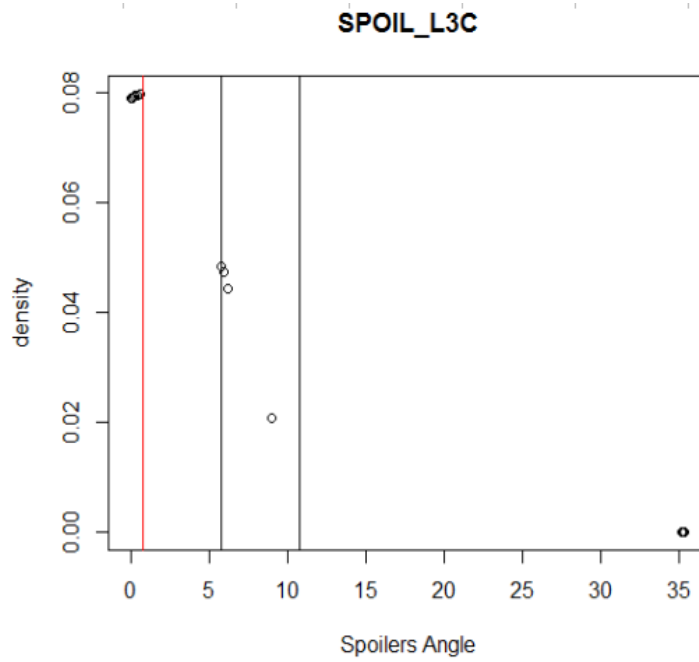


Gráfico B. 3- Curva de Distribuição normal do spoiler número 3 esquerdo

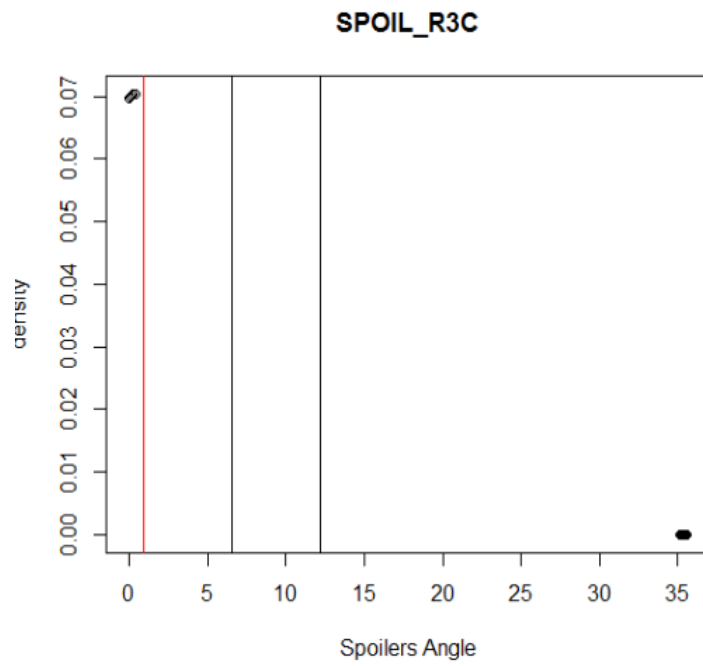


Gráfico B. 4- Curva de Distribuição normal do spoiler número 3 direito

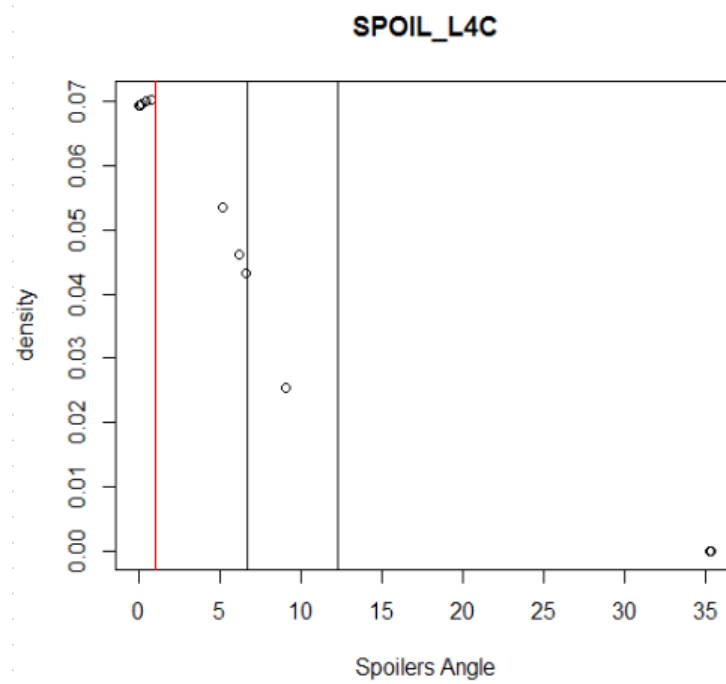


Gráfico B. 5- Curva de Distribuição normal do spoiler número 4 esquerdo

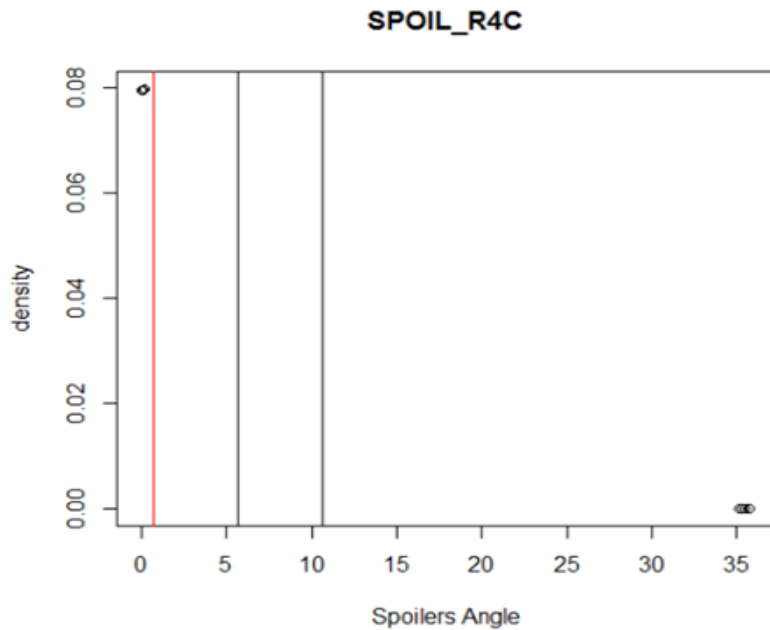


Gráfico B. 6- Curva de Distribuição normal do spoiler número 4 direito

Nos gráficos anteriores, bem como em todos os gráficos das implementações de percursos de eventos, a linha vermelha vertical corresponde à média, a linha vertical a preto mais próxima da curva vermelha corresponde ao desvio padrão e a curva vertical a preto mais afastada a duas vezes o desvio padrão, os pontos correspondem aos pontos da distribuição dos diferentes valores do parâmetro analisado. Convém ainda referir que todas as imagens em que apareça um número reduzido de pontos comparativamente com a amostra, tal como neste caso, acontece porque os pontos têm valores idênticos ou praticamente idênticos pelo que se encontram sobrepostos (ou praticamente).

Utilizando a informação das curvas de distribuição normal, bem como da média e do desvio padrão, os limites que indicam quando os spoilers são utilizados foram calculados. Para o cálculo destes limites utilizou-se a média mais duas vezes o desvio padrão. O evento irá sair caso algum dos parâmetros dos spoilers, durante a janela de monitorização considerada, apresente valores superiores aos limites determinados.

Este percursor foi implementado no AGS com o número 6305 e a lista de todos os parâmetros utilizados na sua implementação (calculados no solo, variáveis locais e parâmetros da aeronave) estão presentes na seguinte B.7.

Tabela B. 7- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6305

Parâmetro	Descrição	Tipo de Parâmetro
FLIGHT PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no solo
SPOIL_LOUT1	Posição do Spoiler nº1 esquerdo	Gravado em voo
SPOIL_ROUT1	Posição do Spoiler nº1 direito	
SPOIL_L2C	Posição do Spoiler nº2 direito	
SPOIL_R2C	Posição do Spoiler nº2 direito	
SPOIL_L3C	Posição do Spoiler nº3 esquerdo	
SPOIL_R3C	Posição do Spoiler nº3 direito	
SPOIL_L4C	Posição do Spoiler nº4 esquerdo	
SPOIL_R4C	Posição do Spoiler nº4 direito	
SPOIL_L5C	Posição do Spoiler nº5 esquerdo	
SPOIL_R5C	Posição do Spoiler nº5 direito	
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do percurso do evento RE02f

Este percurso foi implementado utilizando o parâmetro STAB, que indica a posição dos estabilizadores horizontais (em graus). De modo a realizar o estudo estatístico necessário para identificar um limite para a posição dos estabilizadores, isto é necessário tendo em conta que a variável apenas dá informação da posição destes sistemas, foi extraída do AGS a informação referente a 500 voos, de modo a ser calculada a média, o desvio padrão e a curva de distribuição normal, com os resultados presentes na tabela B.8.

Tabela B. 8- Média e desvio padrão do parâmetro STAB

STAB	
Média	Desvio Padrão
-0.543	0.9615

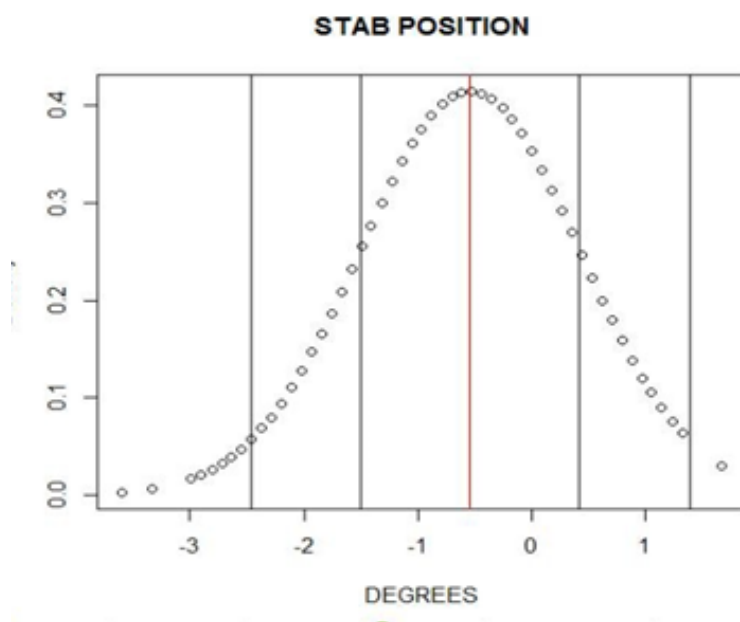


Gráfico B. 7- Curva de Distribuição Normal

Com base nos valores anteriormente determinados, bem como na tabela anteriormente apresentada, o limite foi calculado utilizando a média mais duas vezes o desvio padrão para o limite superior e a média menos duas vezes o desvio padrão para o limite inferior.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6306 e a lista completa de parâmetros (calculados no solo, variáveis locais e parâmetros do avião) é apresentada na tabela B.9.

Tabela B. 9- Parâmetros Usados no Evento 6306

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
STAB	Posição do estabilizador (Graus)	Gravado em voo
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do percursor do evento RE02h

Este evento foi desenvolvido em torno dos parâmetros STICK_FAULT_L e STICK_FAULT_R, ambos os parâmetros indicam uma falha dos *side-sticks* respectivamente do comandante e do primeiro-oficial, esta falha é indicada quando um destes parâmetros fica num estado igual a 1.

O evento irá sair caso algum dos parâmetros indicados iguale 1 durante a janela de monitorização considerada, a descolagem. Este percursor foi implementado no AGS com o

número 6310 e a lista completa de parâmetros utilizada na sua implementação é mostrada na tabela B.10.

Tabela B. 10- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6310

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no solo
STICK FAULT L	Falha do Side-stick Esquerdo	Gravado em voo
STICK FAULT R	Falha do Side-stick Direito	Gravado em voo
flag	Flag Programável	Parâmetro local

Implementação do precursor do evento RE02i

A implementação deste precursor foi desenvolvida em torno do parâmetro CONF, portanto este evento irá verificar que no instante anterior ao considerado CONF(-1) a configuração é igual à do momento considerado, durante toda a fase da decolagem. O evento irá sair caso durante a janela de monitorização considerada a decolagem a configuração num instante seja diferente da configuração no instante anterior.

Este precursor foi implementado no AGS com o número 6312, e a lista completa dos parâmetros utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.11.

Tabela B. 11- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6312

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no solo
CONF	Configuração de SLAT/FLAPs	Calculado no solo
flag	Flag Programável	Parâmetro local

Implementação do precursor do evento RE02j

Este evento segue a mesma implementação do evento anterior, exceto no facto que a janela de monitorização considerada é a rolagem para a decolagem. Logo se a configuração mudar durante a rolagem para a decolagem o evento irá sair. Este precursor foi implementado no AGS com o número 6313 e a lista completa de parâmetros utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.12.

Tabela B. 12- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6313

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no solo
CONF	Configuração de SLAT/FLAPs	Calculado no solo
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do precursor do evento Re03

Este evento foi desenvolvido em torno dos parâmetros PITCH_CPT e PITCH_FO, que respetivamente indicam o *input* de *pitch* aplicado pelo comandante e pelo primeiro-oficial em termos de graus no *side-stick*. Dum modo prático durante a descolagem o *input* de *pitch* será sempre dado pelo comandante, mas serão contempladas os dois parâmetros com vista a cobrir casos excecionais.

A implementação deste precursor passou depois da seleção dos parâmetros a utilizar pela determinação de um limite, considerado este limite como a diferença de um *input* de *pitch* dito de “normal” e um *input* de *pitch* “anormalmente grande”. Para identificar este limite foi retirado do AGS a informação de 500 voos referentes aos parâmetros PITCH_CPT e PITCH_FO mínimos, este valor mínimo foi retirado pois os *inputs* do *side-stick* para trás são considerados negativos e o valor máximo de deflexão dos *elevators* corresponde ao maior valor negativo encontrado na fase de voo da descolagem.

Os dados retirados do AGS foram exportados para uma folha de Excel na qual foi calculado os valores das médias e dos desvios padrões para cada um dos parâmetros, com os valores a serem compilados nas tabelas B.13 e B.14.

Tabela B. 13- Média e desvio padrão dos inputs de pitch do comandante

Média	Desvio Padrão
-4.5	1.2

Tabela B. 14- Média e desvio padrão dos inputs de pitch do primeiro-oficial

Média	Desvio Padrão
0.0	0.0

Tal como esperado a média e o desvio padrão do primeiro-oficial são zero tendo em conta que a manobra da descolagem é realizada pelo comandante. Com os valores acima

apresentados, foi apenas desenhada a curva da distribuição normal do *input* de *pitch* do piloto comandante, utilizando para este fim o programa RStudio.

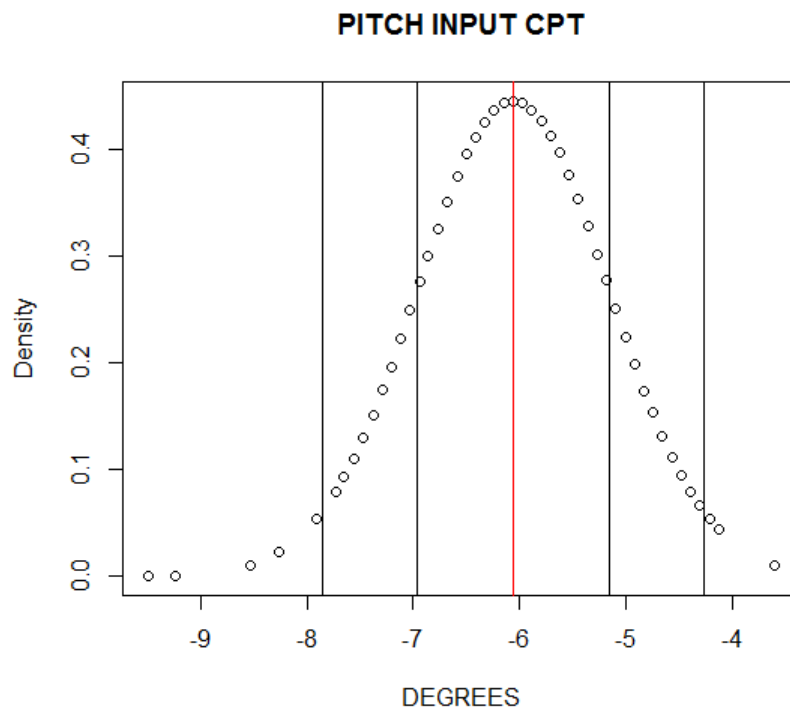


Gráfico B. 8-Distribuição normal dos valores de pitch input do comandante

Usando os valores da média e do desvio padrão, bem como a distribuição normal, o limite foi determinado, utilizando a média menos duas vezes o desvio padrão, dando o valor limite de -7.9 graus, para o pitch input do capitão. Para o primeiro-oficial devido à falta de informação e apenas com intuito de cobrir situações esporádicas, foi assumido também o valor de -7.9 como limite.

O evento irá sair se durante a fase da descolagem o valor dos parâmetros de PITCH_CPT ou PITCH_FO forem inferiores a -7.9 graus. Este evento foi implementado no AGS com o número 6315 e a tabela B.15 apresenta todos os parâmetros utilizados para a sua implementação.

Tabela B. 15- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6315

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no solo
PITCH_CPT	Posição de pitch do side-stick do Comandante	Gravado em voo
PITCH_FO	Posição de pitch do side-stick do Primeiro-Oficial	Gravado em voo
PITCH_CPT_MIN	Posição de pitch mínimo do side-stick do Comandante	Parâmetro local
PITCH_FO_MIN	Posição de pitch mínimo do side-stick do Primeiro-Oficial	Parâmetro local

Implementação do cursor do evento RE04

Este cursor acabou por não ser implementado no AGS, devido ao facto de necessitar de regressões lineares para fazer o cálculo da desaceleração e visto que este tipo de cálculos não pode ser realizado no programa o que torna sua implementação impossível. A única solução é esperar que num futuro próximo o desenvolvimento e os *upgrades* feitos no AGS permitam a implementação deste precursor.

Implementação do cursor do evento RE05a

O primeiro passo para a implementação deste evento, visto que não existia uma variável no AGS que permitisse calcular o tempo de descolagem, foi a criação de um parâmetro local que defina o tempo entre o primeiro *input* do leme de profundidade e a descolagem, sendo esta a definição de tempo de descolagem.

Para se definir o primeiro *input* do leme de profundidade foram utilizados os parâmetros ELEV_1 e ELEV_2, considera-se que o leme de profundidade se movimentou a partir do momento que a sua posição varie mais de 3 graus (este valor foi definido com base em eventos anteriores), no momento que o leme de profundidade assume uma posição inferior a -3 (visto que se trata de uma descolagem) o tempo a que isto aconteceu foi gravado e assume-se o início da descolagem, o fim da descolagem, o qual é definido pelo parâmetro LIFT_OFF, acontece quando iguala 1 e o tempo em que isto acontece é também gravado, este parâmetro funciona através da leitura dos dados de altitude em relação à pista, ficando no estado 1 quando a altitude em relação à pista é maior que zero. Com ambos os tempos gravados realiza-se a sua subtração e divisão por oito (devido ao facto que a frequência de amostragem de gravação ser de 8Hz), encontrando-se assim o tempo necessário para a

descolagem ser efetuada em segundos. O parâmetro que identifica este tempo é o parâmetro local t_{lo} .

Depois de se realizar a definição do tempo de descolagem, o parâmetro t_{lo} foi analisado numa amostra de 500 voos , sendo os seus valores extraídos para uma folha de Excel na qual se procedeu ao cálculo da sua média e do seu desvio padrão, com os resultados compilados na tabela B.16.

Tabela B. 16- Média e Desvio Padrão do Parâmetro t_{lo}

Média	Desvio Padrão
2,98	1,03

O passo seguinte foi desenhar a curva de distribuição normal usando a ferramenta RStudio:

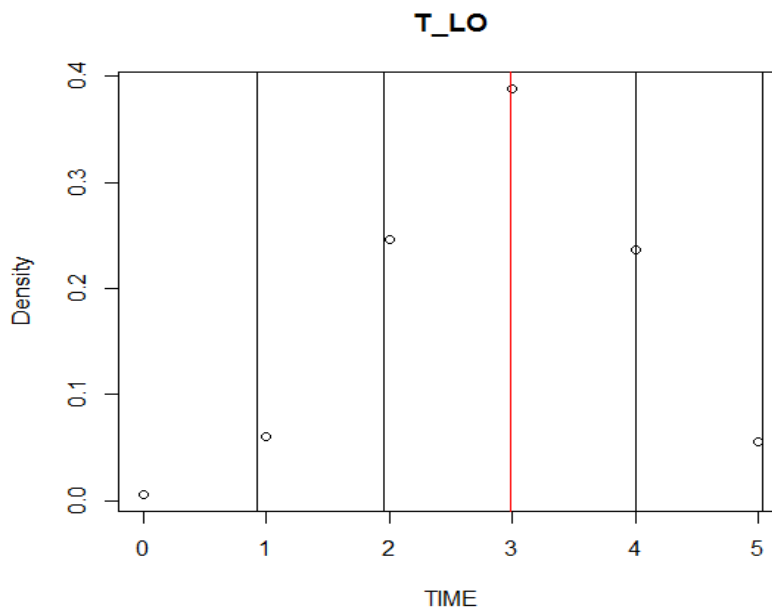


Gráfico B. 9- Distribuição normal do parâmetro $t_{liftoff}$

Com os resultados de media e desvio padrão e com a curva da distribuição normal desenhada o limite foi calculado, limite este que identifica se o tempo da descolagem é normal ou elevado. Este limite foi calculado utilizando a média mais duas vezes o desvio padrão, foi definido como 5 segundos.

Logo o evento irá sair se o tempo da descolagem, definido pelo parâmetro t_{lo} for maior que 5 segundos. Este precursor foi implementado com o número 6317 e todos os parâmetros utilizados na sua implementação estão presentes na tabela B.17.

Tabela B. 17- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6317

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
GSC	Velocidade no solo (corrigida)	Calculado no solo
ELEV_1	Posição do leme de profundidade 1	Gravado em voo
ELEV_2	Posição do leme de profundidade 2	Gravado em voo
HEIGH	Altitude acima da pista	Calculado no solo
LIFT_OFF	Sinal de descolagem	Calculado no solo
t_elev	Tempo do primeiro input do leme de profundidade	Parâmetro local
t_lift_off	Tempo a que ocorre a descolagem	Parâmetro local
t_lo	Tempo entre o primeiro input do leme de profundidade e a descolagem	Parâmetro local
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do precursor do evento RE05b

O primeiro passo na implementação deste precursor no AGS, passou por um processo idêntico ao do precursor anterior que culminou na definição do tempo da descolagem através do parâmetro local t_lo. Com este parâmetro definido, foi utilizado outro parâmetro, já implementado no AGS, o PITCH_RATE do qual o mínimo deste parâmetro foi preparado para ser extraído, através da definição da variável calculada no solo PITCH_RATE_MIN, com vista ao limite ser definido. Utilizou-se o mínimo de PITCH_RATE com o intuito de que se o rácio de subida for menor que o mínimo normal da descolagem estamos perante uma situação de exceção logo passível de permitir a saída de um evento.

A definição do limite foi iniciada com a extração dos dados referentes ao parâmetro local PITCH_RATE_MIN de 1000 voos, durante a janela de monitorização considerada, a descolagem. Sendo que estes dados foram exportados para uma folha de Excel na qual e procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão destes valores:

Tabela B. 18- Média e Desvio Padrão dos Valores da Variável PITCH_RATE_MIN

Média	Desvio Padrão
1.7	0.7

Depois destes valores encontrados o passo seguinte passou pelo desenho da curva de distribuição normal, usando para isso o programa RStudio, podendo ser observado no seguinte gráfico.

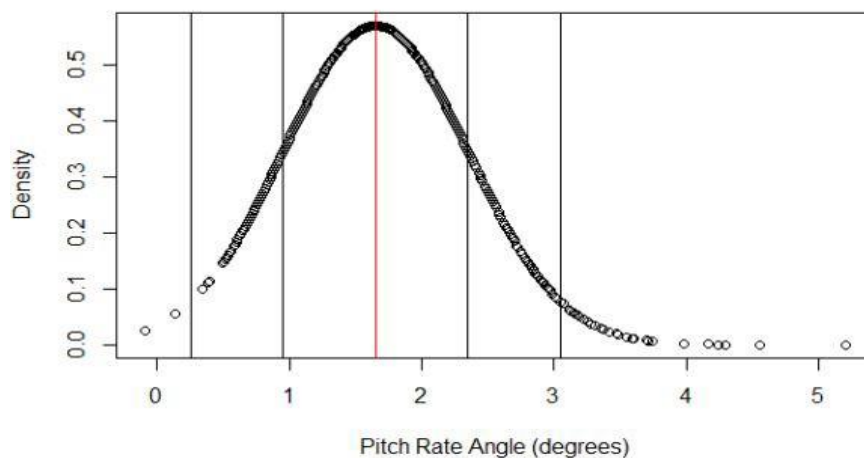


Gráfico B. 10- Distribuição normal dos valores do PITCH_RATE_MIN

Com os dados anteriores o limite foi definido como sendo a média menos duas vezes o desvio padrão, dando um valor de 0.26 graus/s. Logo o evento irá sair se o rácio de subida durante a descolagem for menor que 0.26 graus/s. Este precursor foi implementado no AGS com o número 6318 e a lista completa de parâmetros utilizados nesta implementação estão resumidos na tabela B.19:

Tabela B. 19- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6318

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculada no solo
GSC	Velocidade no solo (Corrigida)	Calculada no solo
ELEV_1	Posição do leme de profundidade 1	Gravado em voo
ELEV_2	Posição do leme de profundidade 2	Gravado em voo
PITCH_RATE	Rácio de subida	Calculada no solo
PITCH_RATE_MIN	Rácio de subida mínimo	Calculada no solo
LIFT_OFF	Sinal de descolagem	Calculada no solo
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do precursor do evento RE06

A implementação deste precursor no AGS começou com a definição de t_{gs} , isto é *time of ground speed*, que é o tempo entre a velocidade no solo ser superior à velocidade de

rotação e o momento da descolagem. No sentido de determinar o ponto em que a velocidade no solo é superior à velocidade de rotação foi utilizado o parâmetro GSC, velocidade no solo corrigida, maior que o parâmetro VR, velocidade de rotação, o tempo a que esta condição foi satisfeita é gravado.

O ponto para o fim da rolagem da descolagem é definido como o ponto em que *input* de *pitch* começam a ser dados no *side-stick*, para que este ponto seja identificado foi usado o parâmetro CK_SSTB_PITCH, parâmetro este que quando for inferior a -1.0 o tempo é gravado e é considerado o fim da rolagem para a descolagem (foi utilizado o valor de -1.0 para fazer o *debug* de qualquer input de *pitch* não intencional por parte do piloto, sendo considerado apenas inputs intencionais). O t_{gs} é conseguido pela subtração dos tempos dos dois pontos anteriores e a sua divisão por 8 (devido ao rácio de gravação), sendo assim o tempo apresentado em segundo.

Para o limite de t_{gs} ser definido, o procedimento utilizado à semelhança de percursos anteriores foi a extração do AGS da informação correspondente ao t_{gs} de 500. Com esta informação a média e o desvio padrão foram calculados utilizando o programa Excel, com os resultados compilados na tabela B.20.

Tabela B. 20- Média e Desvio Padrão do Parâmetro t_{gs}

Média	Desvio Padrão
4.7	1,15

Depois destes valores determinados foi desenhada a curva de distribuição normal deste parâmetro, utilizando para isso o programa RStudio:

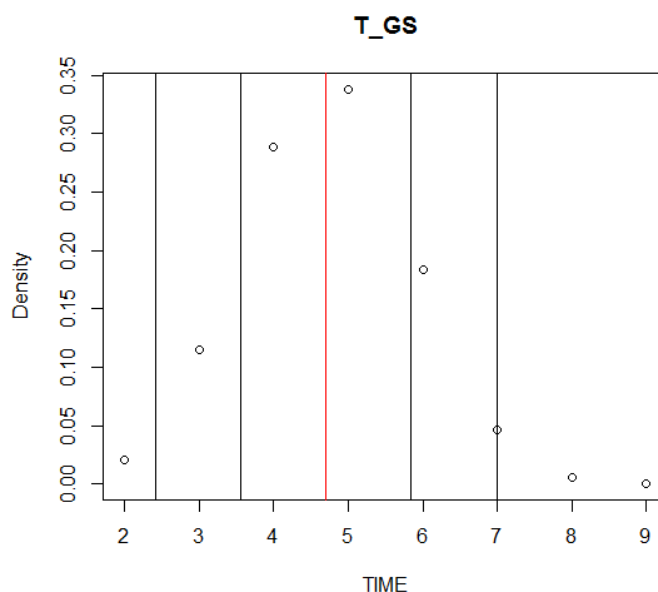


Gráfico B. 11- Distribuição normal do parâmetro t_{gs}

Com base nos valores anteriores o limite foi definido, para isso foi utilizado o procedimento de calcular a média mais duas vezes o desvio padrão, obtendo o valor de 7 segundos. Logo o evento irá sair se o tempo entre a velocidade ser superior à velocidade de rotação e os primeiros *inputs* de *pitch* no *side-stick* for maior que 7 segundos. Este precursor foi implementado no AGS com o número 6319 e a lista completa de parâmetros utilizados para a sua implementação são apresentados na tabela B.21.

Tabela B. 21- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6319

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
GSC	Velocidade no solo (Corrigida)	
VR	Velocidade de rotação	
CK SSTB PITCH	Cockpit - posição de comando do side-stick - pitch	
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do precursor do evento Re09a

No sentido de este precursor ser implementado o primeiro passo foi a seleção do parâmetro que indica que os *ground spoilers* se encontram armados, para este fim foi utilizado o parâmetro SPOIL_GND_ARM e a definição da janela de monitorização considerada neste caso, a descolagem.

Depois destas duas situações definidas e visto não existir um parâmetro que indique diretamente se os spoilers estão estendidos, o passo seguinte passou pela identificação desta extensão, para isso foram utilizados uma série de parâmetros, apresentados em detalhe na tabela presente no fim desta implementação, que representam a posição de cada um dos spoilers em graus.

Como a posição em graus para extensão dos spoilers já tinha sido estudada no precursor RE02e foram utilizados os mesmos valores, que indicam que um spoiler está estendido se existir uma deflexão maior que 4.0 graus. A implementação segue a mesma linha da do precursor RE02e, remete-se para este precursor uma explicação mais detalhada para a implementação.

O evento irá sair caso algum dos parâmetros dos spoilers durante a janela de monitorização considerada, a descolagem, apresentar um valor maior que 4.0 graus. Este precursor foi implementado no AGS com o número 6323 e a lista completa de parâmetros utilizados na sua implementação está presente na tabela B.22.

Tabela B. 22- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6323

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculada no solo
SPOIL_LOUT1	Spoiler nº1 esquerdo estendido	Gravado em voo
SPOIL_ROUT1	Spoiler nº1 direito estendido	
SPOIL_L2C	Posição do Spoiler nº2 esquerdo	
SPOIL_R2C	Posição do Spoiler nº2 direito	
SPOIL_L3C	Posição do Spoiler nº3 esquerdo	
SPOIL_R3C	Posição do Spoiler nº3 direito	
SPOIL_L4C	Posição do Spoiler nº4 esquerdo	
SPOIL_R4C	Posição do Spoiler nº4 direito	
SPOIL_L5C	Posição do Spoiler nº5 esquerdo	
SPOIL_R5C	Posição do Spoiler nº5 direito	
SPOIL_GN_ARM	Ground Spoiler armados	

Implementação do percursor do evento RE09b

A implementação deste percursor começou com a definição do tempo de aplicação do reversor de fluxo.

Para o tempo de aplicação do reversor de fluxo ser definido, o primeiro passo foi a identificação do momento do toque da aeronave na pista, para isto foi utilizado o parâmetro STEPTD, sendo que quando este parâmetro passa do estado 0 para o estado 1 significa que o toque da aeronave na pista ocorreu e o tempo a que isto aconteceu foi gravado, gravação esta feita pela utilização de uma *flag* programável. O passo seguinte foi a identificação do momento em que as manetes de potência são colocadas em modo *reverse* ou *full reverse*, para isso foram utilizados os parâmetros TLA1C e TLA2C caso estes parâmetros estejam no estado igual a 1 ou igual a 0 significa que as manetes estão em *reverse* ou *full reverse* respetivamente, o primeiro instante em que algum destes casos aconteça o tempo é gravado também pelo uso de *flag* programável.

Com a informação relativa ao tempo em que estes dois momentos aconteceram o passo seguinte passou pelo cálculo do tempo que os separa, sendo este tempo definido pelo parâmetro local *time_dif*. Depois deste tempo ser definido foi tirada a informação de 500 voos, com vista a realizar-se um estudo estatístico do limite de tempo para a aplicação dos

reversor de fluxo.

A informação referente aos 500 foi extraída para uma folha de Excel onde a média e o desvio padrão foram calculados, com os resultados compilados na tabela B.23.

Tabela B. 23- Média e Desvio Padrão da Parâmetro local time_dif

Média	Desvio Padrão
3.11	1.14

Seguidamente foi desenhada a curva de distribuição normal destes valores, utilizando para isso o programa RStudio:

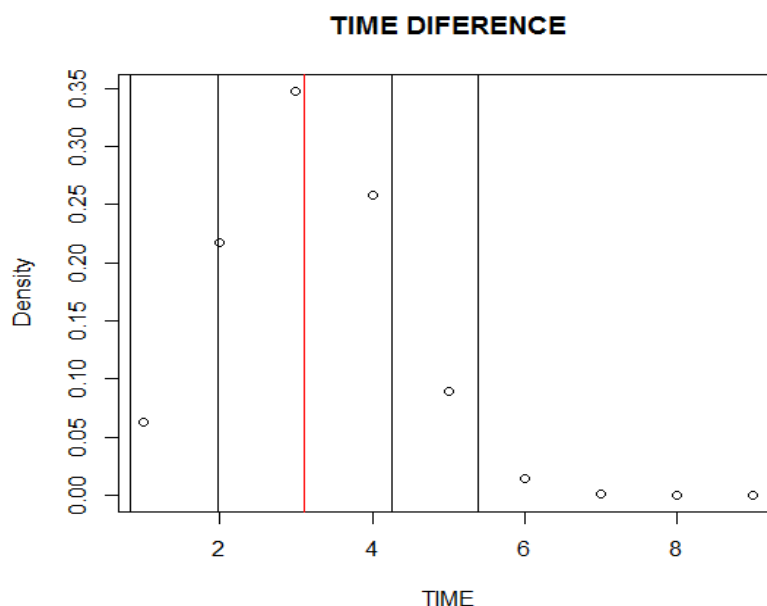


Gráfico B. 12- Curva de Distribuição normal do parâmetro t_dif

Depois dos valores da média e do desvio padrão encontrados bem como a curva de distribuição normal desenhada, o limite foi calculado. O cálculo deste limite seguiu o procedimento já anteriormente feito noutros percursos, que passou por somar a média a duas vezes o desvio padrão, obtendo-se um valor de 4.5 segundos.

Logo, o evento irá sair caso o tempo entre o toque da aeronave no solo e a aplicação da potência em modo *reverse* ou *full reverse* seja maior que 5,5 segundos. Este evento foi implementado no AGS com o número 6324 e a lista completa de parâmetros utilizados é apresentada na tabela B.24.

Tabela B. 24- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6324

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
STEPTD	Sinal de toque na pista	
TLA1C	Ângulo da manete de potência do motor nº1, (posição corrigida)	
TLA2C	Ângulo da manete de potência do motor nº2, (posição corrigida)	
time_td	Instante do toque da aeronave no solo	Parâmetro local
time_rev	Instante de aplicação do reversor de fluxo	
time_dif	Diferença de tempo entre time_td e time_rev	
flag	Flag programável	

Implementação do percursor do evento RE09c

A implementação deste percursor segue um processo bastante similar ao de eventos anteriores, neste caso a parâmetro local definida para verificar a diferença de tempo entre o instante de toque na pista até ao instante da primeira aplicação dos travões é designada por `time_dif_brk`.

O instante do toque na pista é definido pelo parâmetro `TOUCH_DOWN`, no momento em que este iguala 1, quando isto acontece o tempo em que esta situação ocorreu é gravado pelo uso de uma *flag* programável. A primeira aplicação de travões é definida pelos parâmetros `BRAKE_RPA` e `BRAKE_LPA`, a pressão nos pedais de travão direito e esquerdo respetivamente.

Visto que estes valores não indicam diretamente se os travões estão a ser usados, indicando-nos sim o seu ângulo, em graus, logo um estudo estatístico teve de ser realizado para nos informar qual o limite de ângulo que define a utilização ou não dos travões. Este estudo estatístico foi realizado ao tirar a informação de 500 voos, respeitante aos parâmetros `BRAKE_RPA` e `BRAKE_LPA`.

Com estes valores extraídos para uma folha de Excel foi realizado o cálculo da média e do desvio padrão:

Tabela B. 25- Média e Desvio Padrão do Pressão dos Travões

AVERAGE	STDEV
3.10	2.12

Com ambos estes valores foi calculado o limite, através da soma da média com duas vezes o desvio padrão, foi definido como 7 graus. Logo se os pedais dos travões foram defletidos mais de 7 graus durante a fase de voo considerada, a aterragem, é considerado que estão a ser utilizados.

A diferença de tempo entre o primeiro toque na pista e esta primeira aplicação de travões é considerado a diferença de tempo para aplicação dos travões, tal como referido anteriormente. Para terminar a implementação deste percurso terá de ser definido um limite que separe uma utilização dita num tempo “normal” e uma utilização tardia dos travões.

Este limite foi definido através da extração da informação referente ao tempo de aplicação dos travões de 500. Esta informação foi extraída para uma folha de Excel onde se procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão:

Tabela B. 26- Média e Desvio Padrão da variável time_dif_brk

Média	Desvio Padrão
10.7	6.97

Com estes valores foi também desenhada a curva da distribuição normal:

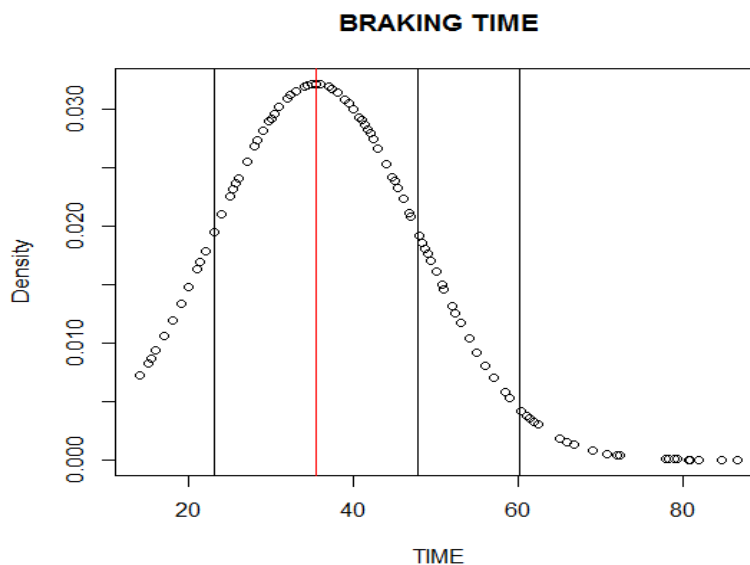


Gráfico B. 13- Curva da distribuição normal da variável time_dif_brake

Com os valores da média e do desvio padrão definidos, foi calculado o limite, para isto fazendo a soma da média com duas vezes o desvio padrão, resultando num valor de 25 segundos.

Logo, o evento irá sair caso a diferença de tempo entre o toque na pista e a primeira aplicação de travões foi superior a 25 segundos. Este evento foi implementado no AGS com o número 6325 e na tabela B.27 são apresentados todos os parâmetros utilizados na sua implementação.

Tabela B. 27- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6325

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
TOUCH_DOWN	Sinal do primeiro toque na pista	
BRAKE_RPA	Ângulo do pedal do travão direito	
BRAKE_LPA	Ângulo do pedal do travão esquerdo	
time_touch_d	Tempo do primeiro toque na pista	Parâmetro local
time_brake	Tempo de aplicação dos travões	
time_dif_brk	Diferença de tempo entre time_brake e time_touch_d	
flag	Flag programável	

Implementação do precursor do evento RE09d

No sentido de implementar este precursor, o primeiro passo foi a seleção da fase de voo, neste caso a fase imediatamente antes da aterragem, logo a aproximação final. Depois desta seleção, este evento foi implementado em torno do parâmetro SPOIL_GND_ARM, este parâmetro define se os *ground spoilers* estão armados e para que esta condição se verifique o parâmetro têm de ser igual a 1.

O evento irá sair caso o parâmetro SPOIL_GND_ARM esteja igualado a um durante a fase de voo considerada, a aproximação final. Este precursor foi implementado no AGS com o número 6326 e na seguinte tabela encontram-se sumariados os parâmetros utilizados para o implementar.

Tabela B. 28- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6326

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
SPOIL_GND_ARM	Ground Spoiler armados	Gravado em voo

Implementação do cursor do evento RE09e

O início da implementação de cursor passou pela definição dos parâmetros do ângulo corrigido das manetes de potência, o TLA1C e o TLA2C. Estes parâmetros têm de se encontrar iguais a 1 ou zero durante a aterragem para estarem em modo de reverse ou full reverse.

Com esta situação definida, o passo seguinte na implementação do dito cursor passou por fazer a diferença entre os ângulos das duas manetes de potência, esta diferença é calculada pela diferença dos parâmetros TLA1 e TLA2, através do parâmetro local *thrus_dif*, identificando assim qualquer possível assimetria, se esta assimetria for maior que um determinado limite o evento sairá.

O limite foi definido como em percursos anteriores, a informação referente ao parâmetro *thrus_dif* foi extraída de 500 voos, sendo os dados inseridos numa folha de Excel onde se procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão, valores apresentados na seguinte tabela:

Tabela B. 29- Média e desvio padrão da diferença das manetes de potência

Média	Desvio Padrão
0.25	0.38

Com estes valores determinados, o cálculo do limite foi realizado, utilizando a média mais duas vezes o desvio padrão, dando o valor de 1 grau. Mas visto o limite ter um valor demasiado baixo e para além disso têm de se ter em conta que o piloto poderá não mover as manetes completamente em simultâneo, podendo existir ligeiras assimetrias, pelo que o evento apenas sairá se a assimetria de um grau ou mais se prolongar durante mais de 3 segundos, dando assim uma margem de “erro” ao piloto.

Resumindo, o evento sairá caso a posição das manetes de potência corrigida seja igual a 0 ou a 1 e a diferença entre o ângulo das manetes de potência, representada pelo parâmetro local *thrust_dif*, for maior que 1 grau durante 3 ou mais segundos.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6327 e a lista completa de parâmetros usados na sua implementação é apresentada na tabela B.30.

Tabela B. 30- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6327

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
TLA1C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor nº1	Gravado em voo
TLA2C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor nº2	
TLA1	Ângulo da manete de potência motor nº1 (graus)	
TLA2	Ângulo da manete de potência motor nº2 (graus)	
Thrus_dif	Diferença entre tla1 e tla2	Parâmetro do local

Implementação do percursor do evento RE10b

O primeiro passo para a implementação deste procedimento foi a definição do início da descolagem, este início foi conseguido pela utilização do ângulo das manetes de potência corrigidos (TLA1C ou TLA2C) que neste caso terão de igualar 4 (FLX_MCT) ou 5(TOGA), também pela velocidade no solo (GSC) que terá de ser maior que 20 nós e a aceleração longitudinal (LONGC) que terá que ser maior que 0.1g. Depois do início da descolagem se encontrar identificado o passo seguinte passou pela identificação do início da descolagem abortada (RTO), esta definição foi conseguida através dos ângulos das manetes de potência corrigidos (TLA1C e TLA2C) que nesta situação tirão de igualar a zero, a 1 ou a 2 (FULL REVERSE, REVERSE ou IDLE) sendo esta situação também definida pela ativação dos ground spoilers (SPOIL_SBD=1).

Com ambos os pontos definidos e as respetivas latitudes e longitudes gravadas, foi utilizada a fórmula de Haversine para integrar a distância entre eles, sendo esta distância representada pelo parâmetro local dist_rto.

Com esta distância encontrada foi feito um estudo estatístico de 5 voos que apresentam descolagens abortadas, os valores da variável dist_rto nestes voos foram extraídos para uma folha de Excel para se proceder ao cálculo da média e do desvio padrão:

Tabela B. 31- Média e desvio padrão da dist_rto

Média	Desvio Padrão
1218	644

Usando o mesmo procedimento que em percursos anteriores o limite foi calculado usando a média mais duas vezes o desvio padrão, obtendo-se um valor de 2500 metros, mas devido ao facto da amostra de dados ser bastante reduzida este valor é considerado um valor pouco plausível. Mas depois de analisado pelo meu coordenador e pelos meus colegas de trabalho decidimos que este valor poderá ser assumido como limite para o evento.

Logo o evento irá sair se a distância de descolagem abortada, dist_rto, for maior que 2500 metros. Este percurso foi implementado no AGS com o número 6329 e a tabela B.32 sumariza todos os parâmetros utilizados na sua implementação.

Tabela B. 32- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6329

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
TLA1C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor n°1	
TLA2C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor n°2	
GSC	Velocidade no solo corrigida	
LONGC	Aceleração longitudinal	
SPOIL SBD	Spoilers (retraídos/estendidos)	
dist_rto	Distância de RTO	Parâmetro local
flag	Flag programável	

Implementação do percurso do evento RE11

Para implementar este percurso o primeiro passo foi a seleção da janela de monitorização, neste caso a descolagem, depois desta seleção ter sido feita o percurso será desenvolvido em torno de dois parâmetros TLA1C e TL2C, que indicam respetivamente a posição corrigida das manetes de potência. Para o evento sair irá ser considerado que se num momento anterior, TLA1C(-1) ou TLA2C(-1) as manetes estavam na posição quarto (indicando FLX_MCT) e que no momento considerado ambas as manetes estão na posição 5 (correspondente a TOGA).

Sendo que se as condições anteriores se verificarem o evento irá sair. Este percurso foi implementado com o número 6330 no AGS e a lista de todos os parâmetros utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.33.

Tabela B. 33- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6329

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no Solo
TLA1C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor n°1	
TLA2C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor n°2	
flag	Flag Programável	Variável Local

Implementação do percurso do evento RE12

Tal como em percursos anteriores, o primeiro passo para a sua implementação foi a seleção da janela de monitorização, neste caso a descolagem. Depois desta ser definida foi definido o ponto de início da descolagem, com base nos parâmetros TLA1C, TLA2C, GSC e LONGC. Os parâmetros TLA1C e TLA2C têm de estar na posição quatro ou maior, a velocidade no solo (GSC) têm de ser maior que 20 nós e a aceleração longitudinal maior que 0.1g. Com este ponto definido foram retiradas as suas coordenadas, utilizando para isso os parâmetros LATFM_1 e LONFM_1 e gravados através de uma flag.

Depois de ser definido o início da descolagem, foi definido o ponto de fim da descolagem, usando para isto os parâmetros LIFT_OFF, se LIFT_OFF igualar 1 é indicado o fim da descolagem e o conseqüente início do aumento de altitude. Com este ponto definido foram retiradas também as suas coordenadas, através dos parâmetros LATFM 1 e LONFM 1.

Usando a latitude e a longitude de ambos os pontos e através da fórmula de Haversine a distância entre eles foi integrada, mas para se calcular a distância que resta de pista foi subtraído o valor obtido com a fórmula de *Haversine* ao ASDA da pista, depois da conversão do ASDA ter sido feita de pés para metros. Resultando desta subtração a distância que resta após a descolagem, identificada pelo parâmetro local *dist_remain*.

Para definir o limite deste percurso para a saída do evento, foi calculado o dito limite, para isto foi retirada a informação de 500 voos referente à *dist_remain*, sendo esta informação extraída para uma folha de Excel, onde a sua análise estatística foi feita, resultando no cálculo da média e do desvio padrão:

Tabela B. 34- Média e Desvio Padrão da dist_remain

AVERAGE	STDEV
1960	419

Foi também desenhada com recurso ao programa RSTUDIO a curva de distribuição normal:

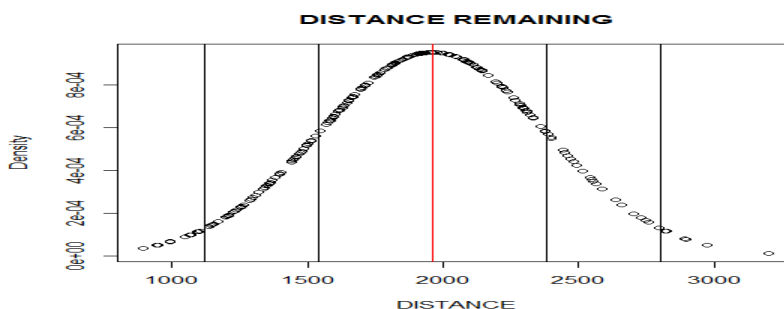


Gráfico B. 14- Curva da distribuição normal da variável Distance Remaining

Com os valores da média e do desvio padrão encontrados, foi calculado o limite para isto fazendo a média menos duas vezes o desvio padrão, resultando um valor de 1100 metros.

O evento irá sair caso durante a descolagem a distância que sobra após o fim desta fase de voo for inferior a 1100 metros. Este percurso foi implementado no AGS com o número 6331 e a lista completa de parâmetros utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.35.

Tabela B. 35- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6331

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
TLA1C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor n°1	
TLA2C	Ângulo da manete de potência (corrigida) motor n°2	
GSC	Velocidade no solo corrigida	
LONGC	Aceleração longitudinal	
LIFT OFF	Sinal de descolagem	
HEIGHT	Altitude acima da pista	
LATFM 1	Latitude flight management #1	Gravado em voo
LONFM 1	Longitude flight management #1	

Implementação do percursor do evento RE13a

Para se implementar este evento o primeiro passo foi a definição da janela de monitorização, neste caso a descolagem, depois de estar definida o passo seguinte foi o de definir o ângulo a que se considera que os travões estão a ser aplicados, para isto foram utilizados os parâmetros BRAKE_RPA e BRAKE_LPA. Estes parâmetros indicam o ângulo dos pedais dos travões do comandante, pelo que teve de ser definido o limite para quando estão a ser aplicados. Limite este já calculado aquando da implementação do percursor RE09c, pelo que os valores utilizados foram os mesmos.

Logo, o evento irá sair se durante a janela de monitorização, a descolagem, os ângulos indicados pelos parâmetros BRAKE_LPA e BRAKE_RPA forem nalgum instante superiores a 7 graus, os pedais são considerados em uso, logo indicando uma inadequada utilização dos sistemas da aeronave. Este percursor foi implementado no AGS com o número 6332 e a lista completa de parâmetros utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.36.

Tabela B. 36- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6332

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
BRAKE RPA	Ângulo do pedal do travão direito	Gravado em voo
BRAKE LPA	Ângulo do pedal do travão esquerdo	

Implementação do percursor do evento RE13b

Neste percursor o primeiro passo passou pela definição das janelas de monitorização, a descolagem a aterragem. O passo seguinte é definir a velocidade dita de “baixa”, que foi de 30 nós e para identificar o movimento do *leme de direcção* foi utilizado o parâmetro RUDPP, que indica o ângulo do pedal do *leme de direcção*.

Para identificar o limite a partir do qual se considera que o *leme de direcção* está a ser utilizado durante estas fases de voo, foi extraída a informação de 500 voos referente ao parâmetro RUDPP para um folha de Excel, a qual foram calculadas a média e o desvio padrão:

Tabela B. 37- Média e desvio padrão do parâmetro RUDPP

Média	Desvio Padrão
-0.21	3.82

O passo seguinte foi desenhar a curva da distribuição normal utilizando para isso o programa RStudio:

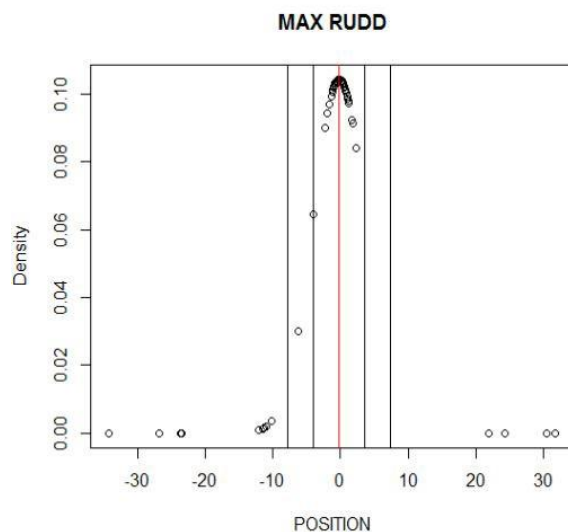


Gráfico B. 15- Curva da distribuição normal do parâmetro RUDPP

Com ambos os valores determinados e com o apoio visual da curva, o limite foi calculado, através da soma da média com duas vezes o desvio padrão, obtendo o valor de 7.5 graus.

O evento irá sair se durante a janela de monitorização considerada os pedais forem inclinados mais de 7.5 graus com uma velocidade superior a 30 nós. Este percurso foi implementado no AGS com o número 6333 e a lista completa de parâmetros utilizados é apresentada na tabela B.38.

Tabela B. 38- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6333

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de Voo (SAGEM)	Calculado no Solo
GSC	Velocidade no Solo, Corrigida	Calculado no Solo
RUDPP	Posição dos Pedais do Leme de	Gravado em Voo

Implementação do percurso do evento RE13c

Este percurso foi implementado no AGS mas não se encontra ativo, visto que depois da sua implementação existiu um grande número de saídas de eventos, o que levou este evento a ser segregado deste estudo por decisão da TAP. Concluiu-se que a utilização deste dispositivo inclui tanto inclinações para a frente como para trás durante a fase de voo considerada, sendo que enquanto se espera por mais esclarecimentos por parte da EASA este percurso não será ativado.

Implementação do percursor do evento RE13d

No sentido de implementar este percursor o primeiro passo, passou pela identificação da janela de monitorização, neste caso a descolagem, depois disto e seguindo as recomendações patentes no EOFDM um percursor de ventos cruzados teve de ser implementado, a explicação deste percursor é apresentada mais à frente neste trabalho, considerando-se que a situação de ventos cruzados é identificado pelo parâmetro DIF_AOA quando este é maior que 0.8 graus. Com a situação de ventos cruzados provada, o passo seguinte e novamente de encontra as recomendações presentes no *dossier* EOFDM a soma da posição máxima do aileron esquerdo e da posição máxima do aileron direito, representada pelo parâmetro local ail_som, deve ser inferior a um certo limite.

Este limite foi calculado através dos dados extraídos de 500 voo sobre o parâmetro ail_som, sendo estes dados importados para uma folha de Excel na qual se procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão:

Tabela B. 39- Média e desvio padrão do parâmetro ail_som

Média	Desvio Padrão
10	0,82

Sendo que seguidamente foi desenhada a curva de distribuição normal com o programa RStudio:

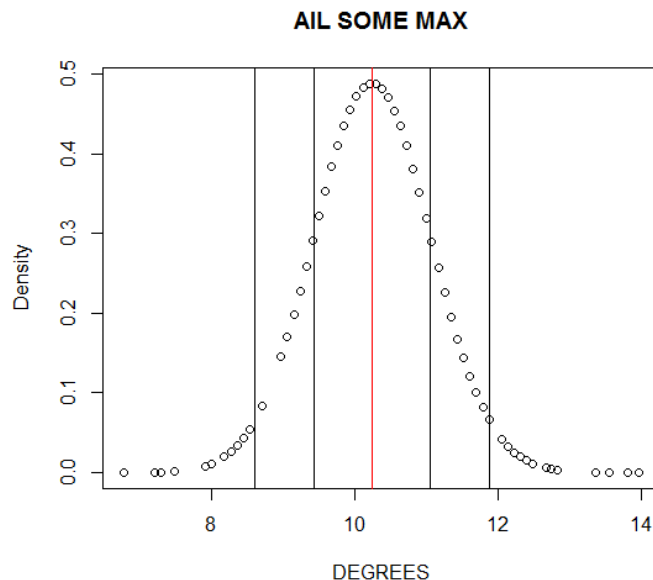


Gráfico B. 16- Distribuição normal do parâmetro ail_som

Usando a informação anterior, o limite foi calculado através da soma da média mais duas vezes o desvio padrão, o resultado foi 12 graus. Logo resumindo o evento irá sair caso

durante uma situação de ventos cruzados a soma da deflexão máxima dos ailerons esquerdo e direito ultrapassarem os 12 graus. Este percurso foi implementado no AGS com o número 6335 e a lista completa de parâmetros usados na implementação deste percurso é apresentada na tabela B.40.

Tabela B. 40- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6334

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
DIF_AOA	Diferença de ângulos de ataque que identificam uma situação de ventos cruzados	
AIL_1	Posição do aileron esquerdo	Parâmetro de avião
AIL_2	Posição do aileron direito	
ail_som	Soma das posições máximas dos ailerons	Variável Local

Implementação do percurso do evento RE13e

A janela de monitorização pretendida para este evento corresponde à fase de voo da descolagem, durante esta fase de voo um limite foi definido para encontrar uma diferença na aplicação dos travões do lado esquerdo e do lado direito considerada como anormal. Sendo que esta diferença de aplicação dos travões é definida pela variável local dif_brake, que é resultado da diferença dos parâmetros de avião, BRAKE_LPA e BRAKE_RPA que indicam o ângulo dos pedais dos travões.

Para o limite ser definido foi extraída para uma folha de Excel a informação referente a dif_brake durante a descolagem de 500 voos, com esta informação foi calculada a média e o desvio padrão:

Tabela B. 41- Média e desvio padrão de dif_brake

AVERAGE	STDEV
1,23	0,84

Com estes valores encontrados, o passo seguinte foi desenhar a curva de distribuição normal através do programa RStudio:

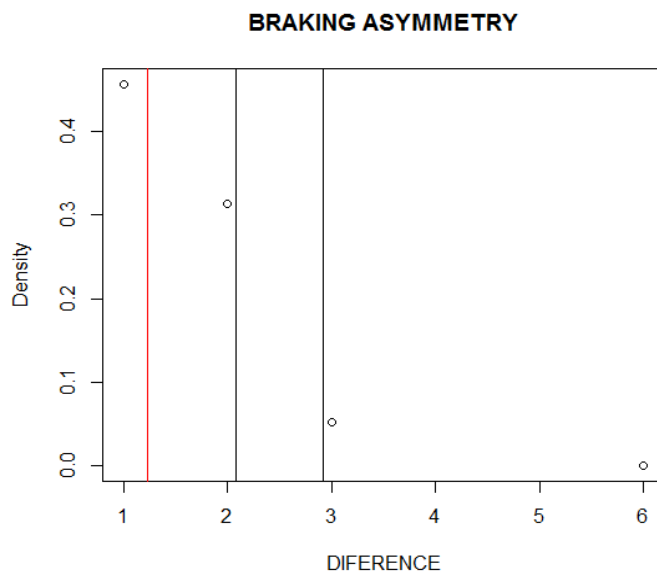


Gráfico B. 17- Distribuição normal do dif_brake

Tal como em todos os outros percursos o limite foi calculado utilizando a informação da média e do desvio padrão, sendo definido como a média mais duas vezes o desvio padrão, obtendo-se um limite de 3 graus. Este valor foi considerado muito restritivo e muitas vezes existe esta diferença de utilização durante um momento, pelo que se definiu para a saída do evento o limite de 3 graus terá de ser excedido por mais de 5 segundos, indicando assim uma utilização durante um tempo que poderá resultar numa saída de pista.

O evento irá sair caso durante a descolagem a diferença entre o ângulo do pedal direito e do pedal esquerdo de travão, dif_brake, seja superior a 3 graus durante pelo menos 5 segundos. Este percursor foi implementado no AGS com o número 6336 e a lista completa de parâmetros utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.42.

Tabela B. 42- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6336

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
BRAKE_LPA	Ângulo do pedal do travão direito	Parâmetro de avião
BRAKE_RPA	Ângulo do pedal do travão esquerdo	
dif_brake	Diferença do ângulo dos travões	Variável local

Implementação do percursor do evento RE13f

Para implementar este percursor o primeiro passo foi a identificação da janela de monitorização, neste caso a descolagem e a descolagem abortada. Depois de ter sido

escolhida a janela de monitorização foram seguidas as linhas guias do *dossier* EOFDM e os parâmetros para a sua implementação foram escolhidos.

Para um entendimento mais fácil por parte de quem veja este procedimento a velocidade no solo, GSC, no momento de início da descolagem abortada foi definida através de um parâmetro local, chamada de *rto_speed*. Seguidamente para identificar a velocidade V1 foi utilizado o parâmetro já definido no AGS V1.

Logo, o evento irá sair se no início da RTO o parâmetro *rto_speed* tiver um valor superior a V1. Este evento foi implementado no AGS com o número 6337 e a lista completa de parâmetro utilizados na sua implementação é apresentada na tabela B.43.

Tabela B. 43- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6337

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
GSC	Velocidade no solo, corrigida	
V1	Velocidade no threshold	
flag	Flag programável	Parâmetro local

Implementação do percurso do evento RE14

A implementação deste percurso iniciou-se pela identificação da janela de monitorização, neste caso correspondente às fases de voo da aterragem e da descolagem, através do parâmetro FLIGHT_PHASE. Nestas fases de voo foram definidas a diferença entre os ângulos dos sensores de ângulos de ataque da aeronave, sendo o ângulo do sensor do lado esquerdo identificado pelo parâmetro AOA11 e o do lado direito pelo parâmetro AOA12 e a diferença de ângulo entre eles pelo parâmetro calculado no solo DIF_AOA.

No caso de DIF_AOA ter um valor superior a um dado limite considera-se que existem condições de vento cruzado. Este limite foi definido através da extração de dados sobre a DIF_AOA durante as fases de voo da aterragem e da descolagem, de 500 voos. Estes dados foram extraídos para uma folha de Excel na qual se procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão durante a aterragem, obtendo-se os seguintes valores:

Tabela B. 44- Média e Desvio Padrão de DIF_AOA na Aterragem

Média	Desvio Padrão
0,28	0,24

Com os valores anteriores encontrados e com a ajuda do programa RStudio foi

desenhada a curva de distribuição normal:

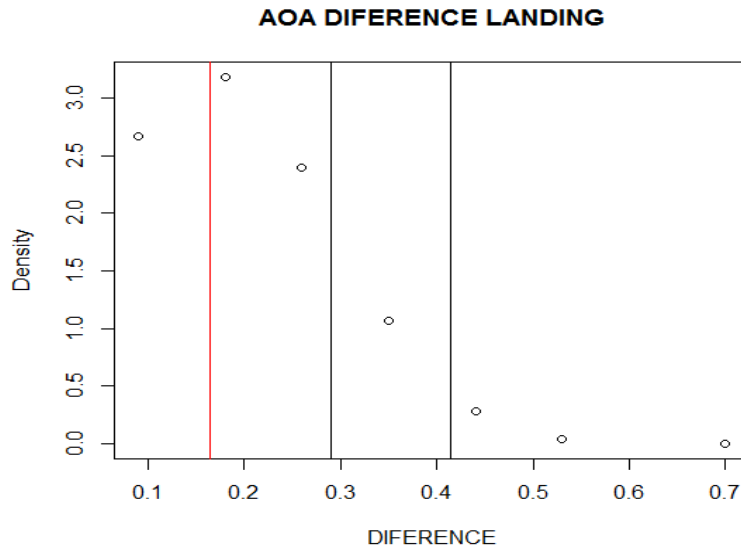


Gráfico B. 18- Distribuição normal da DIF_AOA na aterragem

Baseado nos valores determinados anteriormente da média e do desvio padrão e com o apoio da figura anterior, o limite foi calculado através da média mais duas vezes o desvio padrão chegando-se a um valor de 0,76 graus de limite para se determinar uma condição de ventos cruzados na aterragem.

Devido ao facto de existirem duas janelas de monitorização os estudos estatísticos da fase da aterragem e da descolagem foram separados, com vista a determinar-se o limite para um condição de ventos cruzados na descolagem, foi calculada a sua média e desvio padrão:

Tabela B. 45- Média e Desvio padrão de DIF_AOA na descolagem

Média	Desvio Padrão
0,16	0,12

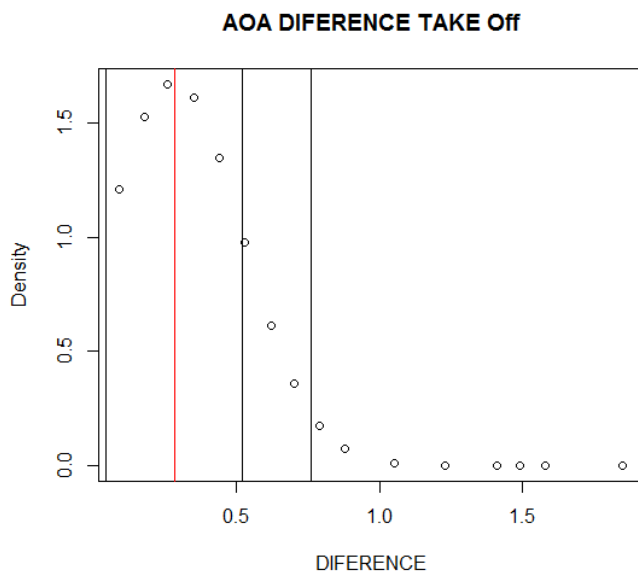


Gráfico B. 19- Distribuição normal da DIF_AOA na aterragem

Baseado nos valores acima determinados bem como com o apoio da curva da distribuição normal, foi calculado o limite do mesmo modo que na janela de monitorização da aterragem, obtendo-se um valor de 0,4 graus.

Logo, o evento irá sair caso durante a janela de monitorização da aterragem os limites de 0.8 graus de diferença dos sensores do ângulo de ataque forem excedidos e durante a janela de monitorização da descolagem o limite de 0,4 graus for também excedido, indicando em ambos os casos uma situação de predominância de ventos cruzados.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6338 e a lista completa dos parâmetros utilizados é apresentada na tabela B.46.

Tabela B. 46- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6338

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
AOA11	Posição do sensor de ângulo nº1 (esquerdo)	Gravado em voo
AOA12	Posição do sensor de ângulo nº2 (direito)	
DIF_AOA	Diferença entre AOA12 e AOA11	Parâmetro local

Implementação do cursor do evento RE15

A implementação deste cursor iniciou-se pela definição das janelas de

monitorização, correspondentes às fases de voo da descolagem e da descolagem abortada. Seguidamente e indo de encontro as recomendações do *dossier* EOFDM o parâmetro utilizado para indicar a deflexão do *leme de direcção* foi o RUDPP, que indica a posição dos pedais que controlam esta superfície, em graus. Com a informação sobre a posição dos pedais permite nos saber a deflexão da superfície.

Foi considerada que a posição de máxima deflexão do *leme de direcção* é de acordo com o FCOM da TAP e depois de se ter conferenciado com pilotos e de acordo com o que é apresentado no *dossier* EOFDM como 25 graus, pelo que se definiu como os pedais fletidos a 20 graus como o valor limite para o que se considera uma se grande deflexão de *leme de direcção* e uma possível indicação de desvio lateral excessivo.

O evento irá sair se durante as janelas de monitorização consideradas, descolagem e descolagem abortada, o pedal que controla o *leme de direcção* estiver defletido mais de 20 graus.

Este evento foi implementado no AGS com o número 6340 e a lista completa de parâmetros usados na sua implementação é apresentada na tabela B.47.

Tabela B. 47- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6340

Parâmetro	Descrição	Tipo
FLIGHT_PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
RUDPP	Posição do pedal do leme de direcção	Gravado em voo

Implementação do percursor do evento RE16

Iniciou-se a implementação deste percursor pela definição das janelas de monitorização, neste caso correspondentes à fase de voo da descolagem abortada e da aterragem. Depois da definição da janela de monitorização, foi definida a diferença entre a pressão dos travões do lado esquerdo, a soma dos valores dos parâmetros BRAKE_P1 e BRAKE_P2 e do lado direito, a soma dos valores dos parâmetros BRAKE_P3 e BRAKE_P4, sendo esta diferença representada pelo parâmetro local brake_pres_dif.

Com o intuito de definir um limite para o parâmetro brake_pres_dif que indicará uma assimetria de travagem demasiado elevada, foram retirados os dados de 500 voos sobre este parâmetro. Com esta informação exportada para uma folha de Excel na qual se procedeu ao cálculo da média e do desvio padrão:

Tabela B. 48- Média e Desvio Padrão do Parâmetro brake_pres_dif

Média	Desvio Padrão
644	598

Com esta informação e com o programa RStudio foi desenhada a curva de distribuição normal:

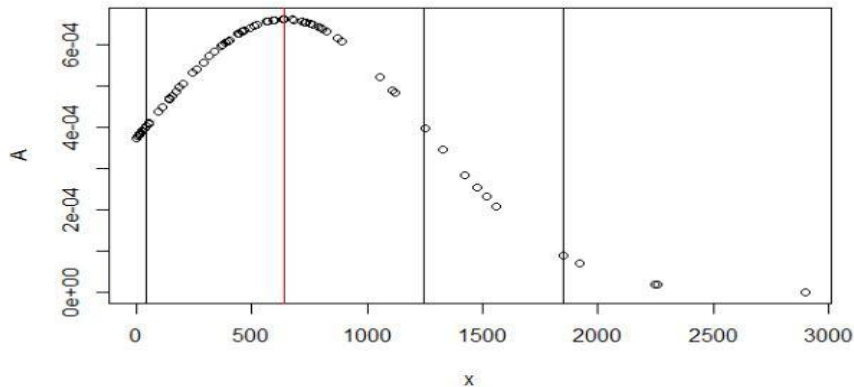


Gráfico B. 20- Distribuição normal do parâmetro brake_pres_dif

Com ambos os valores da média e do desvio padrão encontrados, foi calculado o limite obtendo-se um valor de 60 psi.

Logo, o evento irá sair se o parâmetro brake_pres_dif exceder o valor de 60, significando que a assimetria de travagem é superior a 60 psi. Este evento foi implementado no AGS com o número 6342 e a lista completa de parâmetros utilizados para a sua implementação é apresentada na seguinte tabela:

Tabela B. 49- Parâmetros usados na implementação dos percursos 6342

Parâmetros	Descrição	Tipo
FLIGHT PHASE	Fase de voo (SAGEM)	Calculado no solo
BRAKE P1	Pressão do travão nº1 [psi]	Parâmetro de avião
BRAKE P2	Pressão do travão nº2 [psi]	
BRAKE P3	Pressão do travão nº3 [psi]	
BRAKE P4	Pressão do travão nº4 [psi]	
brake_press_dif	Diferença da pressão dos travões	Parâmetro local