

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO  
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

**Vinicius Birindelli Caracik**

***Flydubai* 981: análise de controlabilidade pelo critério  
QLC**

**São Carlos**

**2020**



**Vinicius Birindelli Caracik**

***Flydubai* 981: análise de controlabilidade pelo critério  
QLC**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeronáutico.

Orientador: Prof. Dr. Jorge Henrique Bidinotto

**São Carlos  
2020**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,  
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS  
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da  
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

C257f Caracik, Vinicius Birindelli  
Flydubai 981: análise de controlabilidade pelo  
critério QLC / Vinicius Birindelli Caracik; orientador  
Jorge Henrique Bidinotto. São Carlos, 2020.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)  
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade  
de São Paulo, 2020.

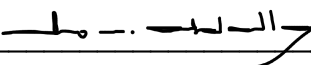
1. Acidente aeronáutico. 2. Fator humano. 3.  
Controle. 4. LOC-I. 5. Segurança. 6. Critério QLC. 7.  
Desorientação. 8. Investigação. I. Título.

## FOLHA DE APROVAÇÃO

<b>Candidato:</b> Vinicius Birindelli Caracik
<b>Título do TCC:</b> Flydubai 981: Análise de controlabilidade pelo critério QLC
<b>Data de defesa:</b> 19/06/2020

<b>Comissão Julgadora</b>	<b>Resultado</b>
Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla	APROVADO
Instituição: EESC - SAA	
Professor Doutor Ricardo Afonso Angélico	APROVADO
Instituição: EESC - SAA	

**Presidente da Banca:** Professor Doutor Álvaro Martins Abdalla

  
\_\_\_\_\_  
(assinatura)



## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço primeiramente a Deus e a Nossa Senhora pela oportunidade de realizar o curso que me move, me motiva, e me inspira todos os dias. Por todas as bênçãos e aprendizados que o acompanharam e pelas oportunidades que me foram dadas durante a minha vida.

Agradeço a todas as pessoas que estiveram ao meu lado durante esta caminhada.

À minha família, que me proporcionou todas as ferramentas para que eu tivesse a oportunidade de ingressar, cursar e me formar na EESC-USP, mesmo sabendo da dificuldade intrínseca a esse processo, pelo amor diário, pelos valores, pela alegria de cada retorno à casa e pelo suporte constante em cada retorno a São Carlos ou saída do país, pela luta para permitir que eu pudesse seguir e alcançar meus sonhos. À minha namorada pelo amor, carinho, aprendizado, cumplicidade, suporte e alegria a cada conquista dela ou minha.

Aos meus amigos de São Paulo pelos ensinamentos, pela compreensão pelas eventuais ausências, pelo apoio, pela comemoração a cada conquista de cada um e pela irmandade. Aos meus amigos que conheci na universidade, colegas de curso, de turma, por todos os momentos, dificuldades que passamos juntos, aprendizados e trabalhos conjuntos com finalidades acadêmicas, sociais e atléticas. Me orgulho muito de ser da turma 014 do CAASO e de ter dividido tantos momentos ao lado deles.

Aos meus amigos da CrossFit 9 de Julho, que me acompanharam desde o início da minha graduação. Agradeço por promoverem minha integração na cidade e por me acolher sempre como parte da família # CF9J.

Aos meus colegas de trabalho na Airbus por todos os ensinamentos, confiança, hospitalidade e reconhecimento do meu trabalho.

Por fim, tão importantes quanto os anteriores, agradeço ao Departamento de Engenharia Aeronáutica, a Escola de Engenharia de São Carlos e a Universidade de São Paulo por me prover com o melhor ensino que alguém poderia ter na área. Agradeço por todas as experiências curriculares e extracurriculares, desde a formação teórica mais básica até a aplicação, na indústria, dos conhecimentos adquiridos. Agradeço pelos momentos difíceis, que me ensinaram a perseverar em meus objetivos e sonhos. Agradeço pelas conquistas, desde a primeira aprovação, até a realização de um intercâmbio acadêmico e um estágio na Airbus. Agradeço a cada professor, cada funcionário administrativo, pois suas posturas a favor do aprendizado dos alunos sempre refletirão na minha postura profissional.

Me orgulho muito de ser para sempre um aluno da melhor universidade da América Latina e carregar o nome da EESC e da USP, mostrando a qualidade do ensino e da pesquisa brasileira em todos voos alçados no futuro.



*“Prepare for the unknown, unexpected and inconceivable...,  
after 50 years of flying I’m still learning every time I fly.”*

*Gene Cernan*



## RESUMO

CARACIK, V. B. *Flydubai 981: análise de controlabilidade pelo critério QLC*. 2020. 85p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2020.

Acidentes aeronáuticos acompanham a aviação desde seus primórdios juntamente com a perda de vidas. Na última década, a perda de controle em voo (LOC-I) foi responsável pela maioria das mortes na aviação comercial, modalidade da qual, a maior parte dos acidentes está relacionada ao fator humano. A utilização de uma metodologia de abordagem quantitativa para o estudo desta categoria de acidente pode contribuir muito para a investigação de acidentes por proporcionar um diferente ponto de vista. Neste trabalho, aplica-se o critério QLC e estuda-se o fator humano em dados do acidente do voo FDB981, classificado como LOC-I, de forma a difundir e validar a abordagem quantitativa dos parâmetros de acidentes para fins de investigação. Utilizando os cinco envelopes do critério, que representam 95% das causas prováveis de acidente LOC-I, obtém-se excedências que configuram a perda de controle e contribuem para a compreensão da dinâmica do acidente. Conclui-se que a aplicação do método atinge o objetivo de desempenhar uma diferente abordagem para a investigação das causas de um acidente e mostra que fatores humanos têm significativa influência sobre o resultado da perda de controle.

**Palavras-chave:** Acidente aeronáutico. Fator humano. Controle. LOC-I. Segurança. Critério QLC. Desorientação. Investigação.



## ABSTRACT

CARACIK, V. B. **Flydubai 981: controlability analysis through the QLC criteria.** 2020. 85p. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2020.

Aeronautical accidents and the loss of life occur since the beginning of aviation. In the past decade, the loss of control in-flight (LOC-I) was responsible for most of aviation-related deaths and human factors were present in most accidents classified as such. The study of LOC-I through a quantitative approach can contribute significantly to an investigation since it provides a different perspective of the observed phenomena. In the present work, the QLC is applied to FDB981 accident's data, and its' related human factors are studied in order to make known and validate the quantitative approach to flight parameters for investigation reasons. Through the use of the criteria's five envelopes, which represent 95% of LOC-I accident's probable causes, the accident dynamics are comprehended in a detailed way and envelope excursions are obtained in such fashion that configure the loss of control. It follows that the application of the QLC criteria achieves the objective of providing a different approach to air crash investigation procedures and shows that human factors play an important role in the outcome of the loss of control.

**Keywords:** Aircraft accident. Human factor. Control. LOC-I. Safety. QLC Criteria. Disorientation. Investigation.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Tipos de acidentes fatais mais frequentes nos últimos 20 anos. . . . .	24
Figura 2 – Índices de acidentes fatais das principais categorias por milhão de voos. . .	25
Figura 3 – Comparação do risco de mortalidade de diversos tipos de acidentes. . . . .	25
Figura 4 – Fatores contribuintes para LOC-I mais frequentes entre 2009 e 2018. . . . .	26
Figura 5 – Taxa de acidentes fatais por milhão de voos entre 1958 e 2019. . . . .	29
Figura 6 – Sistema dinâmico tripulação-máquina. . . . .	33
Figura 7 – Modelagem do estresse. . . . .	35
Figura 8 – Notação para eixos e parâmetros. . . . .	36
Figura 9 – Notação para orientação da aeronave através dos ângulos de Euler. . . . .	37
Figura 10 – Envelopes do critério QLC. . . . .	38
Figura 11 – Rota OMDb-URRR. . . . .	43
Figura 12 – Boeing 737-8KN de matrícula A6-FDN. . . . .	44
Figura 13 – Local de impacto e disposição dos destroços da aeronave. . . . .	45
Figura 14 – Reconstrução do HUD. . . . .	54
Figura 15 – Determinação do $\beta_{MDXW}$ . . . . .	55
Figura 16 – Triângulo de velocidades . . . . .	56
Figura 17 – Envelope de condições aerodinâmicas adversas (AA) . . . . .	61
Figura 18 – Envelope de atitude não-usual (UA) . . . . .	62
Figura 19 – Envelope de integridade estrutural (SI) . . . . .	63
Figura 20 – Envelope de controle dinâmico de arfagem (DPC) em pontos . . . . .	64
Figura 21 – Envelope de controle dinâmico de arfagem (DPC) em curva . . . . .	65
Figura 22 – Envelope de controle dinâmico de rolagem (DRC) em pontos . . . . .	66
Figura 23 – Envelope de controle dinâmico de rolagem (DRC) em curva . . . . .	67
Figura 24 – Número de envelopes excedidos no período analisado . . . . .	69
Figura 25 – Resultados da simulação no canal de arfagem . . . . .	80
Figura 26 – Resultados da simulação no canal lateral . . . . .	81
Figura 27 – Dados do FDR para a segunda aproximação . . . . .	84
Figura 28 – Dados do FDR para a segunda arremetida . . . . .	85



## LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Informações dos pilotos . . . . .	46
Quadro 2 – Ordem das excursões dos envelopes . . . . .	68



## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AA	<i>Adverse Aerodynamics</i>
ATC	<i>Air Traffic Controller</i>
ATIS	<i>Automatic Terminal Information Service</i>
CAST	<i>Commercial Aviation Safety Team</i>
CFIT	<i>Controlled Flight Into Terrain</i>
CRM	<i>Crew Resource Management</i>
CVR	<i>Cabin Voice Recorder</i>
DPC	<i>Dynamic Pitch Control</i>
DRC	<i>Dynamic Roll Control</i>
EGPWS	<i>Enhanced Ground Proximity Warning System</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FD	<i>Flight Director</i>
FDB	Código da flydubai em padrão definido pela ICAO
FDR	<i>Flight Data Recorder</i>
FFS	<i>Full-flight Simulator</i>
FL	<i>Flight Level</i>
F/O	<i>First-Officer</i>
GL	<i>Ground Level</i>
GPWS	<i>Ground Proximity Warning System</i>
HUD	<i>Heads-up Display</i>
IATA	<i>International Air Transport Association</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i>
ILS	<i>Instrument Landing System</i>

JSAT	<i>Joint Safety Analysis Team</i>
LOC	<i>Loss of Control</i>
LOC-I	<i>Loss of Control In-flight</i>
MAK	<i>Interstate Aviation Committee</i> , traduzido do russo
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PIC	<i>Pilot in Command</i>
PIO	<i>Pilot-induced Oscillation</i>
OMDB	Código do Aeroporto Internacional de Dubai em padrão definido pela ICAO
QFE	<i>Query: Field Elevation</i>
QLC	<i>Quantitative Loss-of-Control Criteria</i>
QNH	<i>Query: Nautical Height</i>
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i>
RE	<i>Runway Excursion</i>
RVR	<i>Runway Visual Range</i>
SE	<i>Safety Enhancement</i>
SI	<i>Structural Integrity</i>
SOP	<i>Standard Operating Procedures</i>
TAS	<i>True Airspeed</i>
TO/GA	<i>Take-Off Go-Around</i>
UA	<i>Unusual Attitude</i>
URRR	Código do Aeroporto Internacional de Rostov-do-Don em padrão definido pela ICAO
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i>

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\beta$	Ângulo de derrapagem
$\beta_{MDXW}$	Ângulo de derrapagem no vento cruzado máximo demonstrado
$\beta_{NORM}$	Ângulo de derrapagem normalizado
$\phi$	Ângulo de rolagem
$\theta$	Ângulo de arfagem
$V_E$	Velocidade equivalente
$n$	Fator de carga vertical
$\delta_C$	Deflexão do controle de arfagem
$q$	Taxa de arfagem
$\delta_W$	Deflexão do controle de rolagem
$p$	Taxa de rolagem
$\alpha_{NORM}$	Ângulo de ataque normalizado
$\alpha_{SW}$	Ângulo de ataque de ativação do alerta de estol
$\beta_{NORM}$	Ângulo de derrapagem normalizado
$\beta_{MDXW}$	Ângulo de derrapagem no vento cruzado máximo demonstrado
$\beta_{NORM}$	Ângulo de derrapagem normalizado
$V_{NORM}$	Velocidade normalizada
$V_{SW}$	Velocidade de ativação do alerta de estol
$V_{MO}$	Velocidade máxima da aeronave em configuração limpa
$V_{FE}$	Velocidade máxima da aeronave com <i>flaps</i> estendidos
$\theta'$	Atitude dinâmica de arfagem
$\dot{\theta}$	Velocidade angular de arfagem
$\phi'$	Atitude dinâmica de rolagem

$\dot{\phi}$	Velocidade angular de rolagem
$V_{ref}$	Velocidade de referência para pouso
$V_{app}$	Velocidade de aproximação
$V$	Velocidade da aeronave em relação ao ar
$V_{MDXW}$	Velocidade máxima demonstrada de vento cruzado
$\psi$	Curso verdadeiro da aeronave
$\delta$	Ângulo de desvio
$V_{estol}$	Velocidade de estol
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$W$	Peso da aeronave
$\rho$	Densidade do ar
$S_W$	Área da asa
$t$	Tempo
$\Delta t$	Varição de tempo

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b> . . . . .	<b>23</b>
<b>1.1</b>	<b>Objetivos</b> . . . . .	<b>27</b>
<b>2</b>	<b>REVISÃO DA LITERATURA</b> . . . . .	<b>29</b>
<b>3</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> . . . . .	<b>33</b>
<b>3.1</b>	<b>Fator humano</b> . . . . .	<b>34</b>
<b>3.2</b>	<b>Dinâmica de voo</b> . . . . .	<b>35</b>
<b>3.3</b>	<b>O critério QLC</b> . . . . .	<b>38</b>
3.3.1	<i>Adverse Aerodynamics (AA)</i> . . . . .	38
3.3.2	<i>Unusual Attitude (UA)</i> . . . . .	39
3.3.3	<i>Structural Integrity (SI)</i> . . . . .	39
3.3.4	<i>Dynamic Pitch Control (DPC)</i> . . . . .	40
3.3.5	<i>Dynamic Roll Control (DRC)</i> . . . . .	40
<b>4</b>	<b>MATERIAIS E METODOLOGIA</b> . . . . .	<b>43</b>
<b>4.1</b>	<b>O acidente</b> . . . . .	<b>43</b>
4.1.1	História do voo . . . . .	43
4.1.2	Processo de investigação . . . . .	45
4.1.3	Conclusões da investigação . . . . .	51
<b>4.2</b>	<b>Extração dos dados para análise</b> . . . . .	<b>52</b>
<b>4.3</b>	<b>Cálculo de parâmetros de normalização</b> . . . . .	<b>53</b>
<b>4.4</b>	<b>Determinação das velocidades angulares</b> . . . . .	<b>58</b>
<b>4.5</b>	<b>Critério QLC</b> . . . . .	<b>58</b>
<b>5</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO</b> . . . . .	<b>61</b>
<b>6</b>	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	<b>71</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>75</b>
	<b>ANEXOS</b>	<b>77</b>
	<b>ANEXO A – RESULTADOS DA SIMULAÇÃO FEITA PELA BOEING</b>	<b>80</b>
	<b>ANEXO B – DADOS PUBLICADOS DO <i>FLIGHT DATA RECORDER</i></b>	<b>84</b>



## 1 INTRODUÇÃO

O voo é um sonho muito antigo da humanidade, desde a observação de aves e insetos, a concepção inovadora de Leonardo da Vinci de máquinas voadoras, o pioneirismo de inventores como Alberto Santos-Dumont e dos irmãos Wright, o envio de seres humanos à Lua, até a redução das distâncias que se vivencia hoje. O desenvolvimento acelerado que ocorreu desde o primeiro voo de aeronaves mais pesadas que o ar trouxe inúmeros benefícios à sociedade como maior velocidade do transporte de pessoas, carga e correio, desenvolvimento econômico e acessibilidade a locais remotos. Ao mesmo tempo, os acidentes ocorrem desde o princípio da atividade aeronáutica. O primeiro registro de um acidente aeronáutico é do ano de 1785, onde a queda de um balão resultou na morte de seus dois ocupantes. Já, o primeiro acidente de uma aeronave motorizada aconteceu em 1908 com o Wright Model A, evolução das aeronaves inicialmente testadas pelos irmãos Wright, resultando no ferimento de um de seus co-inventores e na morte do passageiro.

A Organização Internacional de Aviação Civil (ICAO - *International Civil Aviation Organization*), fundada em 1944 pela convenção de Chicago, em seu anexo 13 define o acidente aeronáutico da seguinte maneira:

*Accident. An occurrence associated with the operation of an aircraft which takes place between the time any person boards the aircraft with the intention of flight until such time as all such persons have disembarked, in which:*

*a) a person is fatally or seriously injured as a result of:*

*— being in the aircraft, or — direct contact with any part of the aircraft, including parts which have become detached from the aircraft, or — direct exposure to jet blast,*

*except when the injuries are from natural causes, self-inflicted or inflicted by other persons, or when the injuries are to stowaways hiding outside the areas normally available to the passengers and crew; or*

*b) the aircraft sustains damage or structural failure which:*

*— adversely affects the structural strength, performance or flight characteristics of the aircraft, and — would normally require major repair or replacement of the affected component,*

*except for engine failure or damage, when the damage is limited to the engine, its cowlings or accessories; or for damage limited to propellers, wing tips, antennas, tires, brakes, fairings, small dents or puncture holes in the aircraft skin; or*

*c) the aircraft is missing or is completely inaccessible.*

*Note 1.— For statistical uniformity only, an injury resulting in death within thirty days of the date of the accident is classified as a fatal injury*

by ICAO.  
(ICAO, 2001, p. 1-1)

Com o advento da aviação comercial, a segurança do transporte aéreo ganhou relevância e devido ao aumento inicial do número de acidentes que acompanhou o crescimento das operações aéreas, uma postura muito importante foi adotada na indústria: investigar cada ocorrência, analisar os dados de forma a determinar as causas prováveis e fazer recomendações para aumentar a segurança operacional, de engenharia e de manutenção. Desta forma, após as sucessivas adoções de melhorias o voo se tornou a maneira mais segura de transporte.

Dentro desse contexto, classifica-se diferentes tipos de ocorrências mais frequentes e/ou com maior índice de mortalidade. Desta forma, é possível criar grupos de estudo, incentivar o desenvolvimento de tecnologias que mitiguem os problemas mais comuns e concentrar esforços para a solução das causas de acidente recorrentes. Nos últimos 20 anos, houve três categorias mais frequentes de acidentes fatais como mostra a [Figura 1](#).

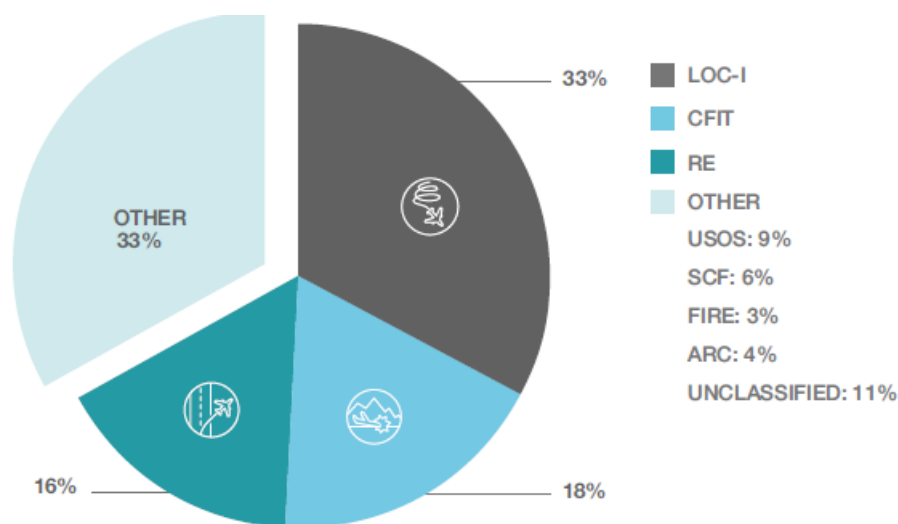


Figura 1: Tipos de acidentes fatais mais frequentes nos últimos 20 anos.

Fonte: [Airbus \(2020\)](#)

A perda de controle em voo (LOC-I), o voo controlado em direção ao terreno (CFIT) e a excursão de pista (RE) concentram 67% dos acidentes fatais. No entanto, é necessário também avaliar qual o índice de acidentes fatais de cada categoria. No fim da década de 1990, a categoria com maior índice era o CFIT. Por este motivo, em 1996 foi criada a *White House Commission on Aviation Safety and Security*, um grupo de estudos formado por especialistas e chefiado pelo então vice-presidente dos Estados Unidos. O seu objetivo era gerar recomendações e apontar possíveis soluções para prevenir acidentes dessa categoria. Na [Figura 2](#) é possível notar que houve uma redução significativa nos índices das três categorias. Como os trabalhos da comissão foram direcionados ao CFIT, houve um aumento expressivo de procedimentos e equipamentos

que ajudam na prevenção do choque de aeronaves contra o solo sem a perda de controle como, por exemplo, os sistemas de alerta de proximidade com o solo (GPWS - *Ground Proximity Warning System*).

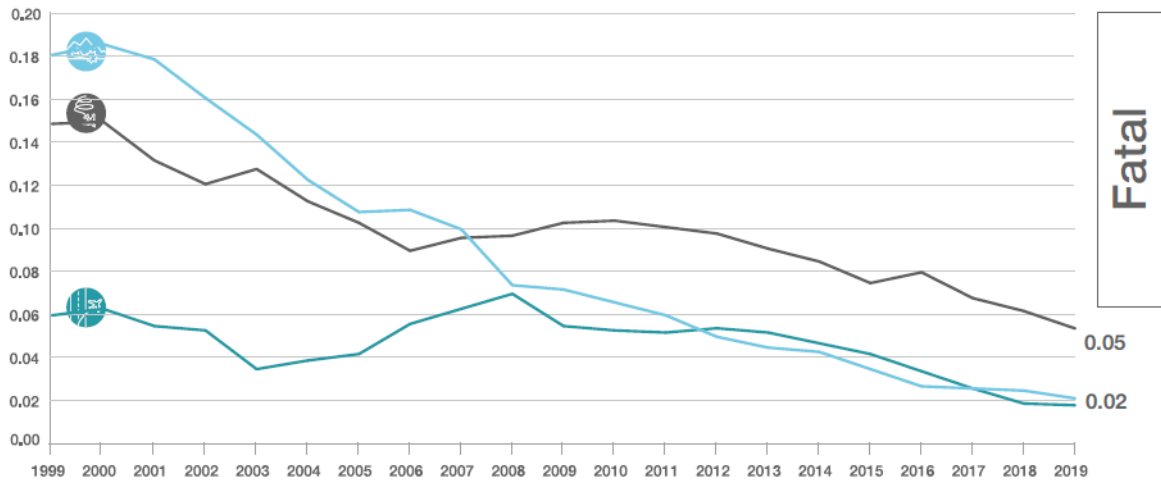


Figura 2: Índices de acidentes fatais das principais categorias por milhão de voos.

Fonte: Airbus (2020)

Já nos últimos cinco anos, considerando o número e a taxa de acidentes fatais somados ao número de vítimas, é possível dizer que a categoria que causa mais mortes atualmente é a LOC-I. Segundo a IATA (2020) entre 2015 e 2019, das 1116 vítimas fatais de acidentes aéreos, 780 foram em acidentes relacionados à perda de controle em voo, como é possível notar na Figura 3. Portanto, a LOC-I deve ser o novo foco de ações de prevenção.

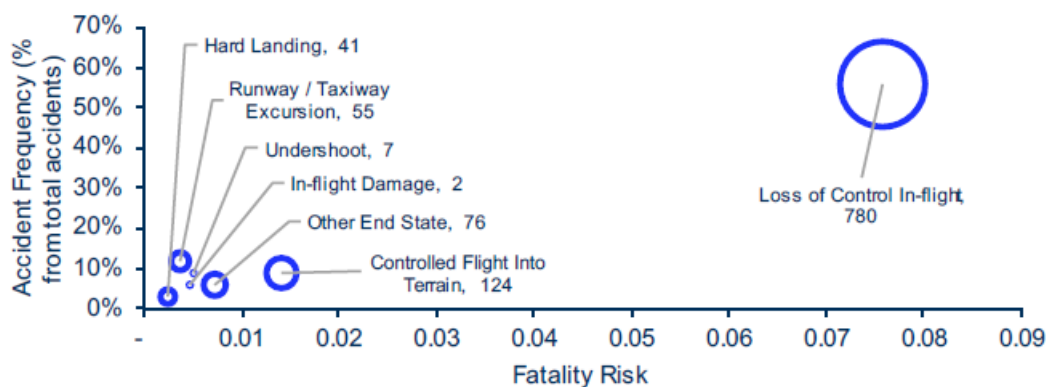


Figura 3: Comparação do risco de mortalidade de diversos tipos de acidentes.

Fonte: IATA (2020)

A perda de controle em voo pode acontecer devido a uma série de fatores. Entre eles estão a condição indesejada de uma aeronave devido a comandos exacerbados, excedência de

velocidades, a falha mecânica da aeronave ou a desorientação espacial da tripulação causada pelas acelerações somadas à falta de visibilidade externa. Os fatores contribuintes mais frequentes para LOC-I, entre 2009 e 2018, são evidenciados na [Figura 4](#).

Latent Conditions	Percentage	Flight Crew Errors	Percentage
Safety Management	38%	SOP Adherence / SOP Cross-verification	42%
Flight Operations	36%	Manual Handling / Flight Controls	42%
Regulatory Oversight	31%	Intentional	22%
Flight Ops: Training Systems	27%	Unintentional	18%
Flight Ops: SOPs & Checking	22%	Pilot-to-Pilot Communication	18%
Environmental Threats	Percentage	Undesired Aircraft States	Percentage
Meteorology	44%	Vertical / Lateral / Speed Deviation	31%
Lack of Visual Reference	15%	Operation Outside Aircraft Limitations	31%
Poor Visibility / IMC	15%	Unnecessary Weather Penetration	16%
Icing Conditions	15%	Unstable Approach	13%
Wind / Wind shear / Gusty wind	15%	Abrupt Aircraft Control	11%
Airline Threats	Percentage	Countermeasures	Percentage
Aircraft Malfunction	44%	Overall Crew Performance	42%
Contained Engine Failure / Powerplant Malfunction	27%	Monitor / Cross-check	27%
Maintenance Events	11%	Leadership	20%
Operational Pressure	9%	Captain should show leadership	20%
		Inflight decision-making / contingency management	18%

Figura 4: Fatores contribuintes para LOC-I mais frequentes entre 2009 e 2018.

Fonte: [IATA \(2019\)](#)

É possível notar a grande influência dos fatores humanos nas causas da perda de controle, especialmente os erros da tripulação. Por isso, também é necessário um estudo sobre a prevenção ligada a procedimentos, treinamentos e CRM, ou *Crew Resource Management*. Todas essas descrições são qualitativas, isto é, têm caráter classificatório sem apresentar o quanto cada evento realmente contribuiu para o acidente. No entanto, é possível quantificar a perda de controle de uma aeronave?

O estudo dos parâmetros retirados dos gravadores de voo (FDR e CVR), mais conhecido como caixas-pretas, é de extrema importância para a determinação das causas prováveis e reconstrução do cenário do acidente. Mais especificamente, é possível utilizá-los para determinar os momentos-chave de um acidente, como a falha de algum componente, a tomada de decisão errônea ou movimentações que causaram a perda de consciência situacional e espacial da tripulação. Da mesma forma, os parâmetros de voo podem indicar excedências da operação, que por sua vez, podem indicar a perda de controle da aeronave.

Por este motivo, em consideração do cenário atual de estudo de acidentes da categoria LOC-I propõe-se a análise de um acidente aeronáutico recente, voo flydubai 981 (FDB981) no dia 19 de março de 2016, classificado na mesma categoria, através de um conjunto de critérios

quantitativos de perda de controle de forma a contribuir para o atual esforço da indústria para prevenção de acidentes deste tipo e redução do risco de mortalidade associado.

O *Quantitative Loss-of-Control Criteria*, ou QLC, consiste em um conjunto de cinco envelopes que levam em conta os parâmetros de dinâmica de voo, aerodinâmica, integridade estrutural e uso dos controles em dois eixos distintos. Desenvolvido por [Wilborn e Foster \(2004\)](#), o intuito desses envelopes é ajudar investigadores a determinar as causas do acidente e permitir novas abordagens para encontrar intervenções de segurança de voo viáveis.

## 1.1 Objetivos

Têm-se por objetivo realizar a análise quantitativa da perda de controle em voo de uma aeronave em um cenário real e a discussão sobre como o fator humano pode contribuir tanto para a ocorrência como para a prevenção de um acidente. Pretende-se determinar se, como e quando o controle da aeronave foi perdido no voo FDB981.

Através desta análise espera-se difundir o estudo e provar a eficácia do método de forma que sua utilização contribua para o esforço tecnológico, operacional e regulatório para a prevenção de acidentes, especialmente do tipo LOC-I, aumentando a segurança das operações aéreas e reduzindo o risco de perda de vidas.



## 2 REVISÃO DA LITERATURA

Para entender como acidentes aeronáuticos foram classificados de diversas formas, como a análise dos dados estatísticos relativos à segurança de voo tem impacto no direcionamento de esforços e como os estudos são utilizados para a contribuição ao aumento de segurança de voo é necessário, primeiramente, compreender as definições e a literatura derivada.

Segundo a [Airbus \(2020\)](#), no ano de 2019 foram realizados cerca de 36 milhões de voos comerciais, um número muitas vezes maior que a quantidade de voos realizados no início do uso de aeronaves à jato, na década de 1950. No entanto, mesmo com o significativo aumento da exposição, acidentes são ocorrências muito raras. Como o número de acidentes pode variar de ano para ano, é necessário utilizar um parâmetro que leve em conta também o aumento da atividade, como a taxa de acidentes fatais por milhão de voos. É possível notar como a taxa foi reduzida através dos anos como mostra a [Figura 5](#).

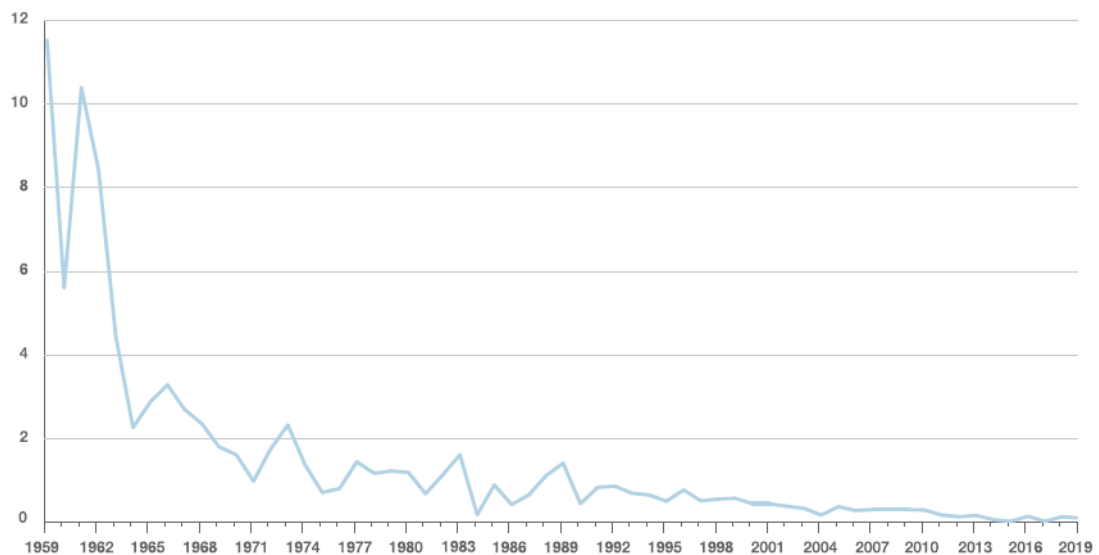


Figura 5: Taxa de acidentes fatais por milhão de voos entre 1958 e 2019.

Fonte: [Airbus \(2020\)](#)

Entre as décadas de 70 e 90 houve muitas oscilações, mas a taxa média foi reduzida de forma mais lenta e isto chamou a atenção das autoridades estadunidenses. O presidente Bill Clinton determinou, em 1996, a criação da *White House Commission on Aviation Safety and Security* com o objetivo de analisar as estatísticas e estudar soluções que aumentassem a segurança na aviação de forma a reduzir as taxas de acidentes em 80% no período de uma década.

Um dos resultados de tal esforço é a criação do CAST, ou *Commercial Aviation Safety*

*Team*, uma união entre órgãos reguladores e indústria que aborda a análise da segurança em voo em todo o mundo com o estudo de dados estatísticos. Através da análise dos dados e classificação de diferentes tipos de ocorrências, o CAST criou o chamado *Safety Enhancement Plan* que visa intervir nas categorias de acidentes que mais impõem risco à vida. Uma das ferramentas utilizadas é a designação de times de análise de segurança (JSAT) que, por sua vez, tem por finalidade gerar relatórios que contenham recomendações que originem os aprimoramentos de segurança (SE). Por exemplo, no final da década de 1990, como visto na [Figura 2](#), um dos focos determinados era a redução de acidentes do tipo CFIT. Por isso, um JSAT produziu um relatório que proporcionou a determinação de aprimoramentos, especialmente os SE001 e SE120, recomendando a instalação, correta operação, interpretação, e melhoria de equipamentos de alerta de proximidade com o solo. Isso resultou na determinação da FAA de que todas as novas aeronaves produzidas a partir de 2000 fossem equipadas com este tipo de equipamento até 2003 e que as aeronaves já em operação, até 2005, tendo um impacto muito significativo para a redução do número de acidentes deste tipo. De 1999 a 2019, a proporção de voos operados por aeronaves equipadas com equipamentos de proximidade com o solo aumentou de 68% a 99%, sendo um fator chave para a redução observada da taxa de acidentes fatais deste tipo em 89% ([AIRBUS, 2020](#)).

Atualmente a prevenção de acidentes relacionados à perda de controle em voo se tornou a prioridade. Segundo a [IATA \(2019\)](#), a LOC-I resultou em mais mortes que qualquer outra categoria de acidentes entre 2009 e 2018. Ademais, 94% dos acidentes desta categoria tiveram mortes de passageiros e/ou de tripulantes, sendo uma das categorias com menor chance de sobrevivência. Neste mesmo período, apenas 8% dos acidentes foram classificados como LOC-I, no entanto, eles representam 44% dos acidentes fatais. Mas como pode-se prevenir a perda de controle?

A perda de controle é um evento muito complexo podendo ocorrer por uma grande variedade de fatores contribuintes que agem individual ou coletivamente. Dentre os fatores contribuintes, é possível haver a perda de controle em voo a partir de uma falha catastrófica que impossibilita qualquer ação corretiva pela tripulação assim como por uma interpretação incorreta dos instrumentos causada pela desorientação espacial e situacional dos pilotos. Desta maneira, foi necessária a criação de um diferente JSAT responsável pelo estudo da perda de controle em 1999. Através da análise de um conjunto de acidentes e dos respectivos fatores contribuintes, foram produzidas 576 estratégias de intervenção para prevenção sendo classificadas em nível de prioridade considerando a efetividade geral, uma nota que considera a importância de um problema para a causa de cada acidente, a habilidade da intervenção de mitigar o problema, o quanto o time de análise acreditava que tudo e todos operassem corretamente se a intervenção fosse implementada, e quão frequente o problema ainda seria após a implementação da medida. A estratégia com maior efetividade geral foi a de número 445:

*To help avoid loss of control, manufacturers should develop and imple-*

---

*ment flight envelope protection (e.g. bank / pitch angle limits, overspeed, angle of attack, load factor).*  
(CAST, 2000, p. 58)

À luz disso, a última geração de aeronaves foi desenvolvida com sistemas *fly-by-wire*, isto é, sistemas de proteção de envelope de voo que evitam excedências ao interpretar o estado da aeronave e os comandos a tripulação. Desta forma, os computadores da aeronave não permitem que a aeronave saia de seu estado atual de maneira brusca, pois isso pode causar danos à estrutura ou desorientar a tripulação desencadeando uma possível perda de controle. Esses sistemas, de fato, contribuem muito para a prevenção de acidentes da categoria LOC-I. Segundo a Airbus (2020), a taxa de acidentes LOC-I foram reduzidos em 76% da terceira para a quarta geração de aeronaves e, como apenas 52% dos voos de 2019 foram com aeronaves equipadas com proteção de envelope, é possível dizer que essa taxa seja ainda mais reduzida conforme mais aeronaves de quarta geração entrem em serviço.

No entanto, esta tecnologia por si não necessariamente era suficiente para atingir a meta de redução em 80% das taxas de acidentes em uma década estabelecida inicialmente pelo governo estadunidense e posteriormente incorporada pelo CAST e aplicada para a aviação mundial.

Desta forma, dentre muitas outras, uma outra estratégia de intervenção recomenda o desenvolvimento de métricas quantitativas sobre a qualidade de controle de aeronaves em um esforço coletivo de autoridades reguladores, fabricantes, pesquisadores e operadores (CAST, 2000).

Em um esforço conjunto da fabricante Boeing e da entidade governamental NASA, Wilborn e Foster desenvolveram um critério quantitativo de perda de controle. Segundo eles, a procura pela definição quantitativa da perda de controle deve passar pela definição qualitativa e, através disso, identificar os parâmetros mensuráveis que naturalmente descrevem os comportamentos observados (WILBORN; FOSTER, 2004). A perda de controle é geralmente descrita como o voo que:

- está fora dos envelopes operacionais;
- não é alterado por ações da tripulação de maneira previsível;
- é caracterizado por efeitos não lineares, com acoplamento cinemático e inercial, com respostas desproporcionalmente grandes para pequenas mudanças de estado, ou comportamento oscilatório ou divergente;
- é provável de resultar em grandes variações angulares;
- é caracterizado pela inabilidade de manter curso, altitude e voo nivelado.

Apesar de ter uma descrição em termos claros, ainda é interessante ter uma medida quantitativa da perda de controle.

O critério quantitativo surge como uma alternativa mais precisa, pois cada acidente possui uma cadeia de eventos única, muitas vezes comparada a situações semelhantes impostas durante a certificação da aeronave que, por sua vez, nunca refletirão o real cenário vivido pela tripulação do acidente, pois são realizadas com pilotos muito experientes e treinados extensivamente na identificação e recuperação de condições indesejáveis.

Segundo [Wilborn e Foster \(2004\)](#), além de usar uma análise temporal dos dados do FDR, análises em que os dados são mapeados um contra o outro podem proporcionar novas perspectivas que poderiam ser inadvertidamente ignoradas.

Levando em conta as causas primárias dos acidentes analisados pelo JSAT LOC — estol (45,8%), rolagem induzida por derrapagem (25,0%), rolagem por outros motivos (12,5%), oscilação induzida pelo piloto ou PIO (12,5%) e guinada (4,2%) — e, apesar de não ser causa primária, a grande presença de excesso de velocidade nos acidentes (54,0%), Wilborn e Foster dizem que os parâmetros de dinâmica de voo que tem maior importância nas causas da perda de controle podem ser:

- $\alpha$  - Ângulo de ataque;
- $\beta$  - Ângulo de derrapagem;
- $\phi$  - Ângulo de rolagem;
- $\theta$  - Ângulo de arfagem;
- $V_E$  - Velocidade equivalente;
- $n$  - Fator de carga;
- $\delta_C$  - Controle de arfagem;
- $q$  - Taxa de arfagem;
- $\delta_W$  - Controle de rolagem;
- $p$  - Taxa de rolagem.

Através destes parâmetros, é possível realizar o mapeamento nos cinco envelopes e obter as informações necessárias para determinar a perda de controle.

### 3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Considerando que a presente monografia trata da perda de controle em voo é importante ressaltar que um dos conceitos é, justamente, o controle.

Sistemas dinâmicos, como aeronaves em movimento através da atmosfera, são sujeitos a perturbações externas e devem ter controladores associados. É importante entender como a interface homem-máquina trabalha para que o estudo dos acidentes seja mais preciso e, assim, proporcione recomendações de segurança e prevenção mais direcionadas e efetivas.

Para mudar de estado, a aeronave possui superfícies de controle específicas para a tarefa que deve ser desempenhada. Desta forma, *ailerons* são responsáveis por movimentos de rolagem, profundor pelo movimento de arfagem e o leme pelo movimento de guinada. Estas superfícies devem ser defletidas de forma a atingir o estado desejado. Ao mesmo tempo, a aeronave está sujeita a variações de pressão e densidade na atmosfera e velocidade e direção do vento que, por consequência, causam desvios do estado desejado. Desta forma, é necessário que correções sejam feitas com intensidade definida de forma a não entrar em uma condição irrecuperável e configurar uma perda de controle.

Há dois elementos que desempenham esse papel em uma aeronave: a tripulação e o piloto automático. O piloto automático depende de entradas dadas pela tripulação, parâmetros de voo obtidos através dos instrumentos barométricos e inerciais e processados pelos computadores. Por outro lado, a tripulação controla a aeronave com base nas indicações dos instrumentos, as informações visuais, as sensações inerciais, a sensação dos controles e informações aurais que a aeronave emite. A resposta da aeronave é avaliada nas leis de controle do piloto automático e pelos pilotos através de suas sensações, entrando novamente no ciclo de avaliação e correção. A [Figura 6](#) mostra de uma forma mais visual como esse sistema é modelado.

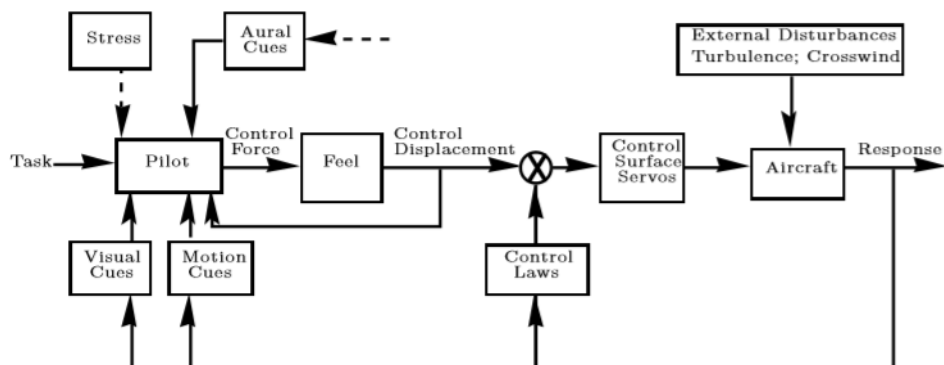


Figura 6: Sistema dinâmico tripulação-máquina.

Fonte: Cooper e Harper (1984)

Como citando anteriormente, a perda de controle em voo está muito relacionada a fatores humanos. Baseando-se neste modelo, o que faz o controlador agir de maneira errada?

### 3.1 Fator humano

O ser humano utiliza seu sistema sensorial para interagir com o ambiente, fazendo uso principalmente de três dos cinco sentidos para controlar uma aeronave: visão, tato, audição. Informações captadas pelos órgãos vestibulares do ouvido interno, da visão e dos nervos em músculos, juntas e pele são enviadas ao cérebro e processadas para dar a orientação de onde o corpo está situado no espaço.

O corpo humano evoluiu em ambiente terrestre. No entanto, a ação de voar tira o corpo de seu ambiente natural para o qual está adaptado e os estímulos conflitantes provenientes de cada órgão sensorial podem levar a desorientação, resultado de discordância entre a informação adquirida e a informação processada no cérebro (CAMPBELL; BAGSHAW, 1996). É possível dizer também que a maior parte das informações de orientação vem de informações visuais bem definidas como a linha do horizonte, nuvens e florestas, sendo rara a ocorrência da desorientação. Entretanto, se o piloto voar durante a noite, em neblina, ou dentro de nuvens, a desorientação ocorrerá a menos que a atenção da tripulação seja voltada aos instrumentos da aeronave. Desta forma, a desorientação espacial é um dos fenômenos mais frequentes e mais perigosos para uma tripulação. Pilotos são treinados para voar observando os instrumentos, mas muitas vezes o instinto se sobrepõe ao treinamento e o controle é perdido por não seguir a operação prevista em manuais e treinamentos.

Nota-se, também, na [Figura 6](#) a possível presença do estresse. Segundo [Campbell e Bagshaw \(1996\)](#), o estresse é a resposta a condições ambientais desfavoráveis e descreve como o corpo responde às demandas a ele impostas. Em analogia, se forças além do limite projetado são aplicadas em estruturas, os componentes podem falhar. Da mesma maneira, as demandas impostas a um indivíduo podem superar a sua capacidade de lidar com as tarefas. Isto resulta em uma degradação da habilidade de lidar com a situação.

Ao ser confrontado com uma demanda, o indivíduo deve avaliar suas habilidades em relação a tal demanda. Se julgar insuficiente, ou sobrestimar a demanda apresentada, esse processo causa estresse. O processo decisório passa pela memória de experiências anteriores e, por este motivo, treinamentos são de extrema importância para respostas efetivas a condições de voo indesejáveis.

O estresse, então, causa respostas tanto fisiológicas, como psicológicas que tendem a afetar o desempenho da tripulação. Mecanismos psicológicos como o esquecimento de passos do procedimento, acúmulo de tarefas, erros de procedimento, a filtragem de tarefas e a redução do campo de atenção começam a participar do processo decisório de ações devido a alta carga de trabalho na tentativa involuntária de manter-se a par da situação, tendo em casos mais extremos,

a desistência psicológica, isto é, a incapacidade completa de realizar tarefas. Os efeitos destes mecanismos em uma tripulação podem acarretar na perda de controle e no risco a integridade do voo. Desta maneira, é possível modelá-lo como mostra a [Figura 7](#).

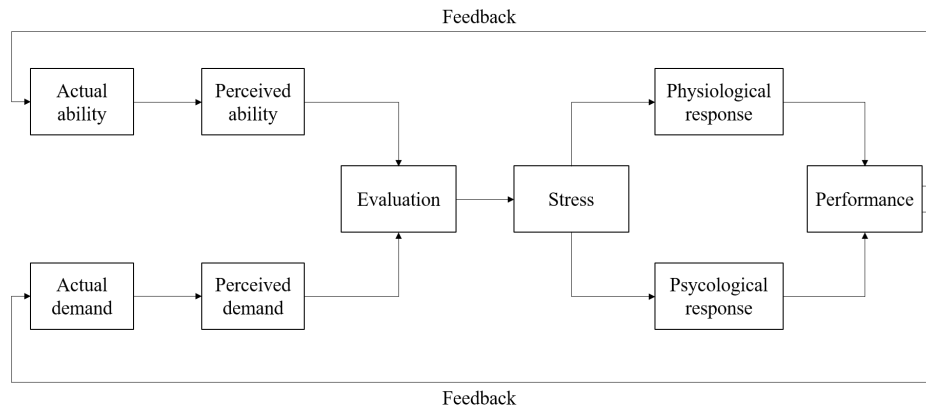


Figura 7: Modelagem do estresse.

Fonte: Adaptado de [Campbell e Bagshaw \(1996\)](#)

Desta forma, é possível dizer que o piloto é o elo mais fraco para o controle da aeronave. No entanto, ele ainda é essencial para que a aeronave voe em segurança.

Uma falha que pode comprometer a segurança do voo vinda do sistema de piloto automático, é extremamente rara. Os requisitos de certificação exigem um nível de confiabilidade extremamente alto, ao mesmo tempo que em caso de falha, o sistema seja desengatado de forma a não colocar a aeronave em perigo e devolver o controle à tripulação humana, que suportada pelos procedimentos normalmente pode manter o controle.

O acidente analisado posteriormente tem o fator humano como um de seus fatores contribuintes sendo um bom exemplo de como a interação homem-máquina é algo muito presente em acidentes da categoria LOC-I.

### 3.2 Dinâmica de voo

Os gravadores de voo registram milhares de dados de voo que proporcionam às equipes de investigação a observação do cenário e a reconstrução dos momentos-chave do acidente. Muitos deles são parâmetros de dinâmica de voo. Mas o que exatamente o estudo da dinâmica de voo compreende?

Ele trata de todo movimento realizado por veículos aéreos. Estuda-se os efeitos da aerodinâmica, mecânica de corpos rígidos, mecânica de estruturas flexíveis, estabilidade estática e dinâmica. Segundo [Etkin e Reid \(1996\)](#), o movimento de uma aeronave em voo é um fenômeno muito complexo que agrega forças, momentos e velocidades que interagem entre si e causam efeitos tanto estabilizantes quanto desestabilizantes. Para que os cálculos sejam acessíveis e

uniformizados, estabelece-se uma notação de referenciais. A [Figura 8](#) mostra a notação de eixos utilizada para o estudo da dinâmica de voo.

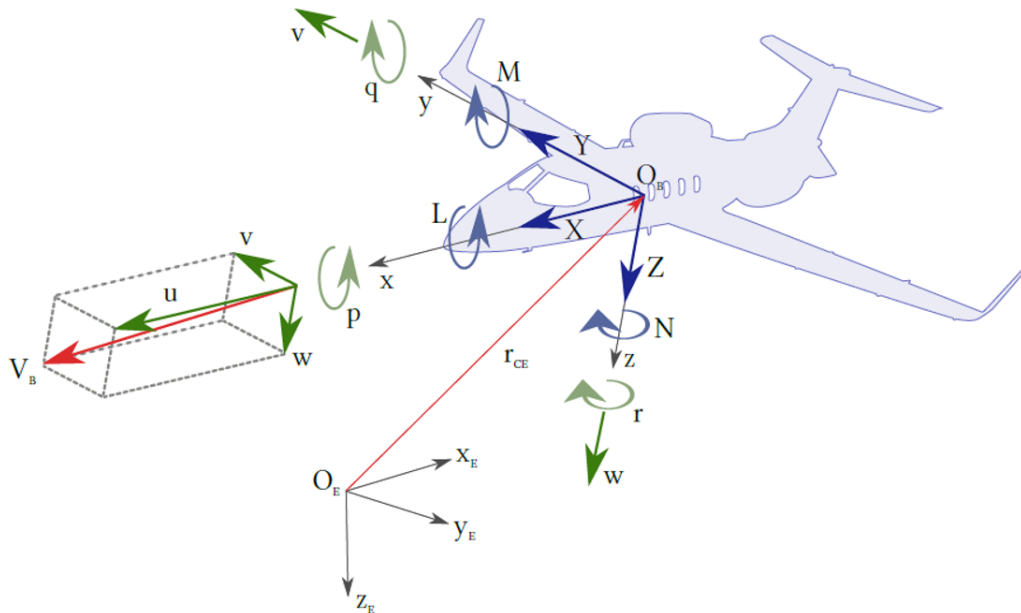


Figura 8: Notação para eixos e parâmetros.

Fonte: Adaptado de [Etkin e Reid \(1996\)](#)

Um dos principais conceitos da dinâmica de voo é a estabilidade. Aeronaves comerciais encontram variações atmosféricas que causam a mudança de estado a todo o tempo. Desta forma, para aeronaves desta categoria, é imprescindível que em resposta a perturbações, a aeronave seja estável e tenda a retornar a um estado de equilíbrio. Outras categorias de aeronaves, como caças e aeronaves acrobáticas, são projetadas com margem de estabilidade muito mais baixa, ou até como uma aeronave instável. O fator que mais altera a estabilidade de uma aeronave é a posição de seu centro de gravidade em relação ao ponto neutro. Desta forma, têm-se uma faixa de posições de centro de gravidade ótima em que a aeronave é estável e suficientemente manobrável para permitir o desempenho desejado. Considerando o diagrama de corpo livre de uma aeronave de configuração convencional, a menos que haja um equilíbrio de forças e momentos, é muito provável que a aeronave não estará em equilíbrio.

Um dos parâmetros mais relevantes na dinâmica de voo, em adição, é a orientação e posição da aeronave em relação à terra. Define-se então que a aeronave tem orientação dada por três rotações consecutivas do sistema de coordenadas em relação ao sistema fixo da Terra. Esse processo é mais conhecido como ângulos de Euler. A aeronave é primeiramente alinhada com os

eixos de seu próprio sistema de coordenadas paralelos aos eixos do sistema  $F_E$ . Então inicia-se pelo sistema centrado em  $C$  e com os eixos  $x_1, y_1$  e  $z_1$  como mostra a Figura 9. Realizam-se as seguintes operações:

- Uma rotação  $\psi$  em torno de  $oz_1$ , carregando os eixos até  $Cx_2y_2z_2$ ;
- Uma rotação  $\theta$  em torno de  $oy_2$ , carregando os eixos até  $Cx_3y_3z_3$ ;
- Uma rotação  $\phi$  em torno de  $ox_3$ , carregando os eixos para a posição final  $Cxyz$ .

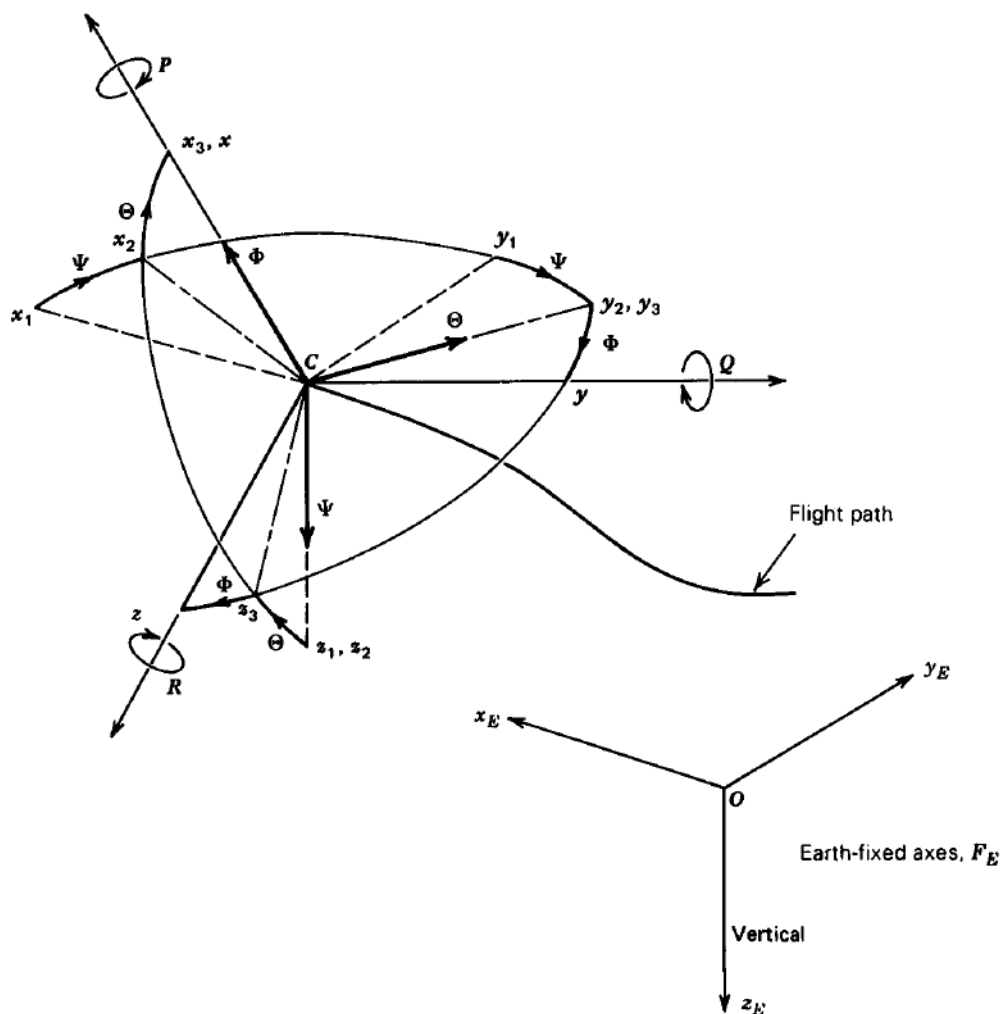


Figura 9: Notação para orientação da aeronave através dos ângulos de Euler.

Fonte: Etkin e Reid (1996)

Desta maneira temos os ângulos de Euler dados por  $\theta$  para arfagem, sendo que  $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$ ,  $\phi$  para rolagem, sendo que  $-\pi \leq \phi \leq \pi$  e  $\psi$  para o curso, sendo que  $0 \leq \psi \leq 2\pi$ . Limita-se para evitar ambiguidades.

### 3.3 O critério QLC

Como descrito no final do [Capítulo 2](#) o critério QLC utiliza cinco envelopes para determinar a perda de controle de uma aeronave. Estes envelopes utilizam uma abordagem paramétrica que são de grande valor para a investigação dos acidentes da categoria LOC-I por proporcionar um diferente ponto de vista sobre os dados vindos dos gravadores de voo.

O intuito desta subseção não é descrever exatamente como o método funciona, mas os cinco envelopes, as respectivas aplicabilidades e as respectivas relações com as causas primárias mais frequentes de LOC-I determinadas pelo CAST. Eles são mostrados na [Figura 10](#).

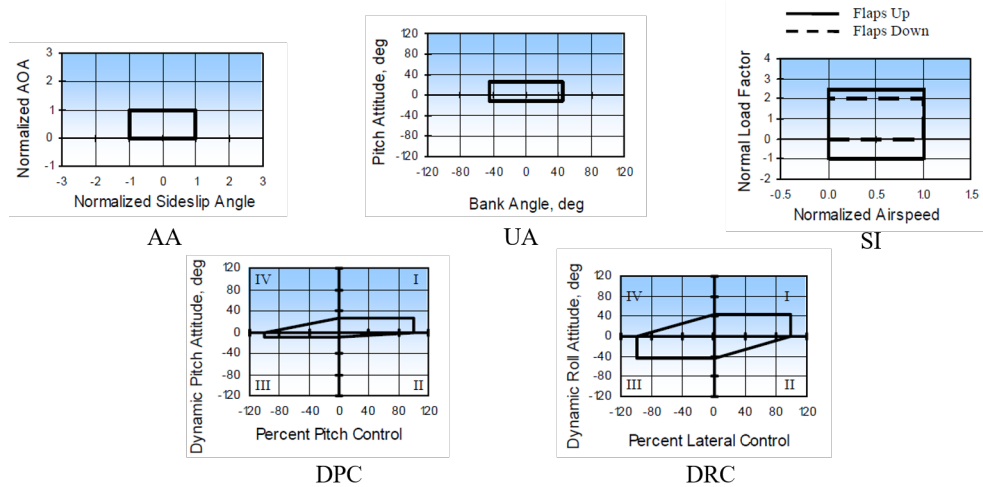


Figura 10: Envelopes do critério QLC.

Fonte: Adaptado de [Wilborn e Foster \(2004\)](#)

#### 3.3.1 Adverse Aerodynamics (AA)

O envelope de condições aerodinâmicas adversas (AA) traça  $\alpha_{NORM}$ , ou ângulo de ataque normalizado, contra  $\beta_{NORM}$ , ou ângulo de derrapagem normalizado. Os limites do envelope consideram os limites de  $\alpha$  e  $\beta$  que são esperados mesmo considerando todos os procedimentos de emergência das listas de checagem. A normalização é realizada para facilitar a comparação entre diferentes aeronaves e configurações e é realizada da seguinte maneira:

$$\alpha_{NORM} = 0 \text{ em } \alpha = 0^\circ \quad (3.1)$$

$$\alpha_{NORM} = 1 \text{ em } \alpha = \alpha_{SW} \quad (3.2)$$

$$\beta_{NORM} = -1 \text{ em } \beta = -\beta_{MDWX} \quad (3.3)$$

$$\beta_{NORM} = 1 \text{ em } \beta = \beta_{MDWX} \quad (3.4)$$

onde as [Equação 3.1](#) e [Equação 3.2](#) normalizam o ângulo de ataque da aeronave e as [Equação 3.3](#) e [Equação 3.4](#) normalizam o ângulo de derrapagem para ambos os lados.

Portanto, este envelope refere a condições de estol, condições de estol induzido por derrapagem, grandes ângulos de derrapagem e rolagens induzidas por derrapagem em aeronaves de asas enflechadas.

### 3.3.2 *Unusual Attitude* (UA)

O envelope de atitude não-usual traça  $\phi$ , ou ângulo de rolagem contra  $\theta$ , ou ângulo de atitude de arfagem. Os limites deste envelope consideram os limites aceitos pela indústria de atitude não-usual, da seguinte maneira:

$$-45^\circ \leq \phi \leq +45^\circ \quad (3.5)$$

$$-10^\circ \leq \theta \leq +25^\circ \quad (3.6)$$

onde a [Equação 3.5](#) se refere aos limites usuais de rolagem e a [Equação 3.6](#) se refere aos limites usuais de atitude de arfagem da aeronave.

Este envelope relaciona as informações que os pilotos mais confiam em uma eventual recuperação de condições indesejáveis e para manter o controle em voo nivelado. É importante adicionar que é possível exceder o envelope AA sem exceder este envelope, assim como é possível exceder o envelope UA sem exceder o envelope AA, apesar de este caso ser mais raro. Este envelope, então, indica estol, rolagem induzida por derrapagem, rolagem por outras causas, atitude de nariz para cima ou para baixo. Ele também mostra se a condição indesejada começou no eixo de rolagem ou de arfagem, ajudando a determinar qual a manobra adequada para recuperar a aeronave.

### 3.3.3 *Structural Integrity* (SI)

O envelope de integridade estrutural traça  $V_{NORM}$ , velocidade normalizada da aeronave, contra  $n$ , fator de carga normal. Pela mesma razão apresentada no envelope de condições aerodinâmicas adversas, a normalização da velocidade é realizada da seguinte maneira:

$$V_{NORM} = \frac{V_E - V_{SW}}{V_{MO} - V_{SW}} \quad (3.7)$$

$$V_{NORM} = \frac{V_E - V_{SW}}{V_{FE} - V_{SW}} \quad (3.8)$$

onde a [Equação 3.7](#) é relativa à configuração *flaps up* e a [Equação 3.8](#) relativa à configuração *flaps down*.

Os limites deste envelope representam os limites estabelecidos pela norma *Federal Aviation Regulations Part 25* para limite de carga estrutural. Para a configuração *flaps up*, os limites de  $n$  são de +2,5 e -1,0. Já para a configuração *flaps down* os limites são de +2,0 e 0,0. Portanto, este envelope indica estol acelerado, excesso de velocidade e excesso de carga sobre a estrutura.

### 3.3.4 *Dynamic Pitch Control (DPC)*

O envelope de controle dinâmico de arfagem traça autoridade de controle de arfagem contra atitude dinâmica de arfagem ( $\theta'$ ). A atitude dinâmica de arfagem representa a soma da atual atitude de arfagem com sua mudança esperada após um segundo, isto é, sua atual velocidade angular de arfagem como mostra a [Equação 3.9](#):

$$\theta' = \theta + \dot{\theta}(\Delta t_{1s}) \quad (3.9)$$

Portanto, uma aeronave que está picada, ou seja, com o nariz para baixo mas está com uma velocidade angular positiva ganha, então, crédito por recuperação assim como uma aeronave que está cabrada, ou seja, com nariz para cima, e com velocidade angular negativa. No entanto, mesmo se a atitude for modesta mas a velocidade angular for alta, é possível que o envelope seja excedido. Os limites do envelope indicam se a tendência de  $\theta'$  é consistente com o uso dos controles ou se os comandos estão se opondo ao movimento da aeronave. Portanto, os envelopes parciais retangulares nos quadrantes I e III permitem uma operação normal de manobra da aeronave, tendo os limites de  $\theta'$  semelhantes aos do envelope UA, e limites de uso de controle de -100% a 100%. Por outro lado, os envelopes parciais dos quadrantes II e IV indicam a ação da tripulação para contrapor a atitude da aeronave. Os limites de  $\theta'$  e da autoridade de controle realizam uma troca, onde o limite do envelope liga o limite de maior módulo do controle dinâmico de arfagem ao limite de maior valor absoluto do uso de controle. Desta forma, erro de trimagem de estabilizador, falha mecânica ou PIO no eixo de arfagem costumam aparecer nos quadrantes II e IV, enquanto comandos excessivos e inapropriados costumam aparecer em I e III.

### 3.3.5 *Dynamic Roll Control (DRC)*

O envelope de controle dinâmico de rolagem traça autoridade de controle de rolagem contra atitude dinâmica de rolagem ( $\phi'$ ). Este, analogamente a atitude dinâmica de arfagem, é a soma da atual atitude de rolagem com sua atual velocidade angular de rolagem como mostra a [Equação 3.10](#):

$$\phi' = \phi + \dot{\phi}(\Delta t_{1s}) \quad (3.10)$$

Este envelope utiliza os mesmos princípios do envelope DPC, onde ações de correção da atitude ganham crédito. Os limites de  $\phi'$  são os mesmos do envelope UA para  $\phi$  e de autoridade de controle vão de -100% a +100%. A disposição dos quadrantes são análogas. Neste caso, rolagens causadas por derrapagem, encontros com *wake vortex*, e falhas estruturais costumam aparecer nos quadrantes II e IV e comandos exacerbados costumam aparecer nos quadrantes I e III.



## 4 MATERIAIS E METODOLOGIA

O material de estudo deste trabalho é um acidente aeronáutico fatal recente, classificado como LOC-I, cujas causas são muito relacionadas a fatores humanos e foi utilizado o critério QLC para analisar os dados dos gravadores de voo.

### 4.1 O acidente

#### 4.1.1 História do voo

Na madrugada de 19 de março de 2016, a tripulação da empresa aérea *flydubai* realizava o voo regular de ida e volta na rota Dubai (OMDB) - Rostov-do-Don (URRR) - Dubai (OMDB), como mostra a [Figura 11](#).

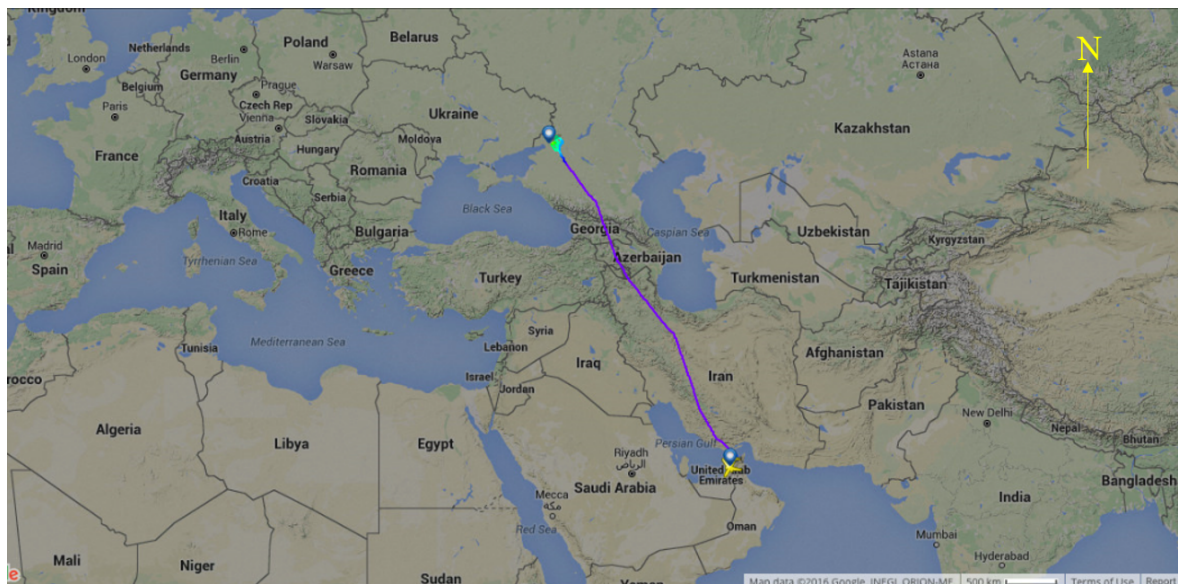


Figura 11: Rota OMDB-URRR.

Fonte: Adaptado de [Petchenik \(2016\)](#)

A aeronave mostrada na [Figura 12](#), um Boeing 737-8KN, de matrícula A6-FDN, decolou de OMDB às 18:37 UTC<sup>1</sup> levava 55 passageiros e 7 tripulantes.

<sup>1</sup> Daqui para frente, se não especificado, todos os horários são no fuso UTC, o horário local é UTC+03.



Figura 12: Boeing 737-8KN de matrícula A6-FDN.

Fonte: Pavel (2011)

Todo o voo foi realizado em condições IFR, isto é, sob regulamentações de voo por instrumentos. A aeronave atingiu a fase de cruzeiro a 36 mil pés de altitude (FL360) às 18:59:30 que se manteve até o início da descida. Apenas às 22:17 a aeronave inciou sua descida para aproximação em Rostov-do-Don. Antes, a tripulação havia requisitado informações meteorológicas e sobre a pista ativa ao controle de tráfego aéreo (ATC).

No entanto, conforme a aproximação foi iniciada, na direção 218° para a pista 22, a tripulação foi surpreendida pelo alerta aural "*Go around, windshear ahead.*" e — às 22:42:05 em uma altitude de 1080 pés, ou 330 metros — precisou abortar o pouso. A informação de presença de tesoura de vento foi, então, passada ao ATC e uma espera foi requisitada até que as condições meteorológicas melhorassem para uma segunda tentativa.

Após pouco mais de uma hora e meia de espera na área designada monitorando as condições meteorológicas locais, às 00:23 a tripulação requisitou autorização para realizar a segunda tentativa de pouso em URRR. A aproximação teve o auxílio do sistema de pouso por instrumentos (ILS). A tripulação desengatou o piloto automático a uma altitude de 2165 pés e o sistema automático de controle de tração a uma altitude de 1960 pés.

No progresso da segunda aproximação, a tripulação decidiu novamente arremeter e às 00:40:50, a uma altitude de 830 pés em relação ao nível da pista, a manobra foi iniciada. Após

atingir uma atitude de 3350 pés em relação ao nível da pista, a aeronave entrou em uma descida muito acentuada e, às 00:41:49, se chocou com a pista cerca de 120 metros adentro da cabeceira com uma atitude de arfagem picada de  $50^\circ$  e uma velocidade indicada de 340 nós como mostra a marca preta e branca na [Figura 13](#). Não houve sobreviventes.



Figura 13: Local de impacto e disposição dos destroços da aeronave.

Fonte: Adaptado de [MAK \(2019\)](#)

#### 4.1.2 Processo de investigação

A investigação de acidentes aeronáuticos tem caráter técnico e abrange desde a análise médica das vítimas até a reconstrução da aeronave através da junção dos destroços. Devido à grande complexidade e extensão envolvidas, no presente trabalho, somente os pontos mais relevantes são mencionados.

Antes do encontro, da abertura e da leitura dos gravadores de voo, a equipe de investigação deve trabalhar com a análise dos destroços, de documentos da aeronave, de possíveis filmagens do acidente e relatos de testemunhas. Como mostra a [Figura 13](#), houve uma destruição extensiva onde milhares de destroços foram espalhados em uma pequena área e poucos componentes mantiveram seu formato e aspecto similar ao original. Ao mesmo tempo, relatos dos controladores da torre de observação do aeroporto foram colhidos e vídeos de câmeras de segurança da região que mostram o impacto da aeronave com o solo foram obtidos. Desta forma, a investigação pôde concluir que a aeronave atingiu o solo com grande força e em seguida ocorreu um incêndio. Ademais, análises dos componentes da aeronave demonstraram que as falhas catastróficas observadas ocorreram devido ao impacto.

Por este motivo, juntamente com estudos das informações relativas à aeronave, da documentação de manutenção obtida com a *flydubai* e da constatação que não houveram erros de procedimento de manutenção e todos os componentes estavam em condição de operar, a hipótese de uma falha mecânica ter ocorrido se tornou gradativamente mais improvável. Consequentemente, o estudo voltou-se à tripulação e aos procedimentos operacionais.

As informações dos pilotos são mostrados no [Quadro 1](#).

Quadro 1: Informações dos pilotos

<b>Posição</b>	<b>Piloto em comando (PIC)</b>	<b>Primeiro-oficial (F/O)</b>
Tempo total de voo como piloto	5965 horas	5767 horas
Tempo de voo em Boeing 737NG	4682 horas (sendo 1056 como PIC)	1100 horas
Acidentes ou incidentes anteriores	Nenhum	Nenhum
Validade da licença de piloto	25 de janeiro de 2023	20 de outubro de 2022
Qualificação para operações em baixa visibilidade	ICAO CAT IIIA	ICAO CAT IIIA
Data do último treinamento em simulador e checagem	07 de janeiro de 2016	07 de setembro de 2015
Descanso de tripulação	15 horas em casa	20 horas em casa
Tempo de trabalho até o acidente	7 horas e 57 minutos	7 horas e 57 minutos

Fonte: Adaptado de [MAK \(2019\)](#)

O PIC e o F/O eram experientes, nunca estiveram envolvidos em acidentes ou incidentes e haviam completado treinamentos e checagem menos de seis meses antes do acidente. As licenças estavam válidas e os pilotos eram qualificados para operar em condições de visibilidade ICAO CAT IIIA, isto é, desempenhar aproximações com alcance visual da pista (RVR) de até 200 metros e qualquer altura de decisão abaixo de 50 metros ([ICAO, 2010](#)). Ambos haviam descansado suficientemente antes do voo e estavam trabalhando há 7 horas e 57 minutos no momento do acidente. Todos os dados dos pilotos estavam de acordo com as normas operacionais.

Além disso, ambos os pilotos haviam passado por treinamentos, teóricos e em simulador, de manobras de TO/GA e de escape e recuperação de tesoura de vento usando o *heads-up display* (HUD). Da mesma maneira, a tripulação foi treinada para recuperação de condições indesejáveis e para operação manual da trimagem do estabilizador em caso de falha ou mal funcionamento.

Entretanto, algumas deficiências pontuais foram identificadas em treinamentos. Por exemplo, durante o treinamento, o PIC falhou em seguir procedimentos em manobras evasivas de *windshear*. Por outro lado, o F/O apresentou deficiência de assertividade e em ser decisivo em momentos que exigem ações rápidas. Por fim, essas deficiências foram tratadas e repetições das situações foram realizadas de forma a corrigir tais comportamentos.

Segundo as informações meteorológicas locais, frentes frias polares se aproximavam de Rostov-do-Don aliadas a um ciclone próximo da Turquia trouxeram muitas instabilidades para a região. Durante a primeira aproximação e subsequente arremetida, a tripulação estava com a *ATIS information Zulu*, emitida às 22:30 e é a seguinte:

*"... wind 230° 10 m/s gusts 17 m/s, visibility 4100 m, light shower rain, cloud: scattered at 480 m, broken cumulonimbus at 990 m, temperature 6°, dew point 3°, QFE 742 mm/990 hPa, QNH 1000 hPa, moderate windshear, moderate turbulence from GL up to 1000 m, moderate icing in cloud from 900 m up to 1500 m; temporarily: surface wind 250° 15 m/s gusts 20 m/s, visibility 1000 m, shower rain, mist, cloud: scattered at 90 m, broken cumulonimbus at 600 m... "*  
(MAK, 2019, p. 55)

É possível notar, portanto, que o tempo era chuvoso, com rajadas e tesoura de vento moderada, e com turbulência em baixa altitude. Essas são condições adversas à uma operação normal de aproximação que exigem bastante cuidado e conhecimento da tripulação. Naquela mesma noite, outras duas aeronaves observaram as mesmas condições de *windshear* e reportaram ao ATC, uma anterior à A6-FDN e outra posterior que, por sua vez, realizava seu terceiro TO/GA.

Após ter ido para a área de espera, a tripulação pediu informação se um novo alerta de tesoura de vento havia sido emitido. Às 23:17 o ATC respondeu negativamente, e em não mais que 15 segundos depois, reportou a presença de tesoura de vento moderada na aproximação. Desta maneira, é possível notar uma certa confusão entre o que era a realidade meteorológica e a informação dada pelo ATC. Posteriormente, entre as 00:20 e 00:22, a tripulação novamente obteve informações conflitantes. Primeiramente, o controlador da torre repassou informação de turbulência severa e *windshear* moderado na fase final de aproximação, e posteriormente o controlador de aproximação informou a tripulação de que não havia informação de tesoura de vento na pista. Concomitantemente, o alerta ainda estava válido e deveria ser exibido na tela do controlador em vermelho no formato "WS WRNG". Ao analisar os testes de proficiência em língua inglesa do controlador de aproximação, foi constatado que ele não tinha proficiência suficiente para ser considerada ICAO Level 4. Desta forma, há uma deficiência de comunicação.

No momento do acidente, no entanto, a condição meteorológica retirada dos arquivos dos sensores do aeroporto não indicava *windshear*, mas, ainda assim, foi registrada turbulência moderada do nível do solo até 1000 metros de altura.

Esses fatos ajudaram a equipe de investigação a gerar recomendações para o controle de tráfego aéreo de forma que a distribuição de informações sejam mais clara e precisa.

Considerando agora os gravadores de voo, ambos foram encontrados rapidamente no local do acidente. O FDR tinha mais de 26 horas de gravação de dados de voo e o CVR tinha pouco mais que 2h, ambos em conformidade com as normas e com bom estado das gravações. Desta maneira, foi possível utilizá-los na investigação das causas do acidente.

Pediu-se, também, que a fabricante realizasse uma simulação de engenharia dos acontecimentos com o intuito de determinar o desempenho de estabilidade e controlabilidade da aeronave acidentada em relação a uma aeronave do mesmo tipo, avaliar a influência de fatores externos aos quais a aeronave pôde ter sido submetida, assim como computar parâmetros não registrados. Esta simulação utilizou os dados dos últimos 90 segundos do voo e foi finalizada a três segundos do impacto devido às limitações do modelo. Foi utilizada uma consistência cinemática para corrigir o potencial desbalanceamento recíproco dos dados gravados que é frequentemente observado devido a diferentes tempos de amostragem, a gravação do mesmo parâmetros por meios distintos e erros dos instrumentos. A consistência cinética permite integrar os valores registrados de aceleração para checar a compatibilidade dos parâmetros primários: altitude, velocidade em relação ao solo e ângulo de desvio. Os parâmetros mutualmente correspondentes e ajustados de saída permitem calcular perturbações provenientes de vento e parâmetros como ângulo de ataque, ângulo de derrapagem e TAS (MAK, 2019).

Desta forma, a simulação obteve resultados muito precisos, mostrando que a aeronave acidentada se comportou como outra do tipo, e seus movimentos foram resultado das deflexões das superfícies de controle, força dos motores e perturbações do vento, não sendo afetada por quaisquer outros fatores. Foi possível simular eventuais manobras de escape em diferentes momentos do voo acidentado. Aliado a isso, também implementou-se o modelo matemático com seis graus de liberdade em um *Full-flight Simulator* (FFS) de nível D, isto é, um simulador de precisão tão alta que cada hora passada nele equivale a uma hora de voo real no treinamento de pilotos. Isto também permite que a equipe de investigação de certa forma vivencie o que a tripulação vivenciou no acidente ou incidente. Os resultados da simulação são mostrados na [Figura 25](#) e [Figura 26](#), no Anexo A.

A faixa de tempo de 42068 a 42075 segundos (equivalente a 00:41:14 a 00:41:21 no horário padrão) foi separada e analisada de forma mais profunda, pois nela há uma grande variação de fator de carga sobre a aeronave, indo de cerca de 1,35g a cerca de 0,4g e retornando, posteriormente a 1,25g acompanhado da reação da tripulação. Essa variação, conclusivamente, foi gerada somente pelos comandos da tripulação.

Por fim, foi analisada a força necessária a ser imposta nos controles para retirar a aeronave da condição indesejável. Em qualquer momento até 42097s, isto é, apenas seis segundos antes do impacto, uma força menor que 125lb era necessária para puxar o manche totalmente. Ao mesmo tempo até este momento, se o manche fosse puxado totalmente, a aeronave seria recuperada e ainda haveria cerca de 500ft de folga na manobra. Desta forma, concluiu-se que a aeronave era recuperável até seis segundos antes do impacto.

Outro passo importante da investigação do acidente foi a reconstrução das indicações do HUD. Saber se este equipamento contribuiu de alguma forma para o acidente é importante, pois milhares de aeronaves o utilizam a todo o momento e podem passar por problemas relacionados. Devido ao problema da diferença dos tempos de amostragens de parâmetros, não foi possível

gerar as indicações contínuas do HUD, porém foi possível realizar a reconstrução do HUD em momentos específicos do voo a pedido da equipe de investigação.

Com relação aos gravadores de voo, casou-se os dados do FDR com o áudio do CVR. Juntamente com os dados de radar do controle de tráfego aéreo, foi possível reconstruir o cenário e analisar mais detalhadamente os momentos-chave do acidente.

Após a primeira aproximação e durante a espera, pôde-se notar que, durante a preparação para a segunda aproximação, o PIC estava preocupado em não conseguir pousar novamente. Mesmo assim, os processos de planejamento foram realizados de maneira correta e com rigor. O PIC estabeleceu, então, que em caso de um novo TO/GA devido a tesoura de vento, seria realizada a manobra específica de escape, isto é, sem alterar a configuração da aeronave. No entanto, foi possível notar que o objetivo primário e dominante do PIC era pousar a aeronave em Rostov-do-Don, pois em uma conversa com o F/O pouco antes da segunda aproximação foi demonstrada a preocupação com um eventual comando de retorno a URRR se a aeronave fosse alternada para um aeroporto de opção. Outra preocupação na cabine era o excesso de velocidade, ou *overspeed* para os *flaps*, pois isso já havia acontecido durante a primeira tentativa de pouso. Nota-se, desta forma, uma série de fatores que potencialmente contribuíram para a construção de estresse no comandante.

No prosseguimento da segunda aproximação, a tripulação calculou  $V_{ref}$ , isto é, a velocidade de referência para o pouso, na configuração de *flaps* 30, consistente com o peso de pouso da aeronave de aproximadamente 54 toneladas. Da mesma maneira, foi levado em conta os valores do vento repassados pelo ATC e calculou-se a  $V_{app}$ , isto é, a velocidade de aproximação, com uma correção de  $20kt$  em relação a  $V_{ref}$ . Estes cálculos também foram consistentes com a documentação operacional. Foi constatado que neste momento do voo, a tripulação ainda estava sob condições normais de trabalho e monitorava apropriadamente a situação.

Durante a descida, foi coordenado com o ATC que em caso de TO/GA eles subiriam imediatamente ao FL080. A tripulação calibrou corretamente os altímetros e notou que na aproximação anterior houve um erro de calibração. Isto novamente mostra que os pilotos estavam em condições normais de trabalho.

Foi constatado que durante a aproximação final após estabilizar a aeronave na  $V_{app}$ , por estar voando um pouco acima do *glideslope* e sendo corrigida com comandos de baixar o nariz, aliado com o comando de aumento de empuxo nos motores e o coincidente encontro com uma rajada de vento, houve um acréscimo de  $15kt$  na velocidade indicada em apenas um segundo e em mais  $6kt$  nos dois segundos seguintes. Desta forma, a velocidade excedia em mais de  $20kt$  a velocidade de aproximação estabelecida pela tripulação. Às 00:40:49, o F/O orientou a checagem da velocidade, e este considerável excesso de velocidade foi o provável motivo da decisão de realizar o segundo *go-around*. Vale ressaltar que não houve alerta aural de *windshear*. O PIC tomou a decisão de realizar o TO/GA rapidamente e posicionou as manetes de potência na posição apropriada.

Como nada foi mencionado na cabine, não ficou claro se o PIC interpretou este acréscimo repentino de velocidade como uma indicação de *windshear*, que consta no *Quick Reference Handbook* (QRH) da aeronave, ou como um sinal comum de aproximação desestabilizada. Segundo o MAK (2019), é possível assumir que avançando as manetes para potência total, em sua mente, o PIC iniciava uma manobra evasiva de tesoura de vento, assim como na primeira arremetida, pois esta manobra é a operação mandatória em caso de encontro com tesoura de vento, segundo o QRH. Entretanto, contrariando o SOP da linha aérea e o procedimento realizado no primeiro TO/GA, o PIC não expressou qual a manobra estava sendo realizada, o que mostra um possível início de degradação da capacidade de lidar com a situação. Por este motivo, é possível que o F/O tenha compreendido que estava sendo realizada uma manobra padrão de arremetida e foi ele quem propôs a mudança de configuração da aeronave, sendo que a orientação deveria ter vindo do PIC juntamente com a decisão de arremeter.

Assim a tripulação estava realizando uma manobra de arremetida comum, mas com manetes em potência total, que é protocolo da manobra de evasão de *windshear*. Segundo a equipe de investigação este momento tem a maior chance de ser um ponto de mudança na cadeia de eventos.

As consequências da mudança de configuração com os motores em potência total foi um grande momento de arfagem para cima que foi necessário ser corrigido com uma força considerável de 50lb no manche durante cerca de 40 segundos. Esta força provavelmente foi realizada com apenas a mão esquerda no manche enquanto a mão direita estava nas manetes de potência. Como resultado, todas as ações no ambiente de mudança rápida que evoluía para uma situação não treinada, foram de um caráter tardio. O piloto nunca conseguiu manter a atitude de 15° fornecida pelo FD e, por consequência, não conseguiu manter a subida da maneira correta.

A atitude média da subida foi de apenas 10°, apesar de a aeronave estar com relação potência-peso alta, já que estava com apenas 54t e com os motores em potência total, e com baixo arrasto, pois a tripulação havia recolhido o trem de pouso e os *flaps* para a posição 15. Mesmo com os comentários do F/O para manter a atitude em 15°, o PIC falhou em considerar todos os fatores e em "voar antes da aeronave", prevendo seus comportamentos e movimentos. Segundo a equipe de investigação, a atenção da tripulação ficou tão concentrada em manter a atitude da aeronave, que a checagem de velocidade foi involuntariamente ignorada, sendo descrito como redução do campo de atenção. O número de parâmetros sendo monitorados foi reduzido a apenas um ou dois. Assim como na primeira aproximação, houve *overspeed* para a configuração e um dispositivo que retrai automaticamente os *flaps* para reduzir a carga aerodinâmica e proteger a estrutura foi ativado e, no entanto, não houve chamada de F/O para o excesso de velocidade.

De forma a reduzir a carga nos controles, o PIC, às 00:41:30.5, comandou nos *trim switches* do volante uma mudança de incidência do profundor no sentido de trimar a aeronave na atitude picada. No entanto, esse comando durou 12 segundos, isto é, muito além de qualquer padrão operacional. Este comando juntamente com o contínuo comando de abaixar o nariz da

aeronave resultaram numa transição rápida de uma trajetória ascendente para uma trajetória descendente. Consequentemente, a aeronave passou por acelerações negativas significantes de até  $-1,07g$ , o equivalente a ser puxado para cima com a mesma aceleração que a da gravidade.

Foi constatado também que, neste momento, o F/O começou a perceber que a situação começava a se agravar e agiu de maneira correta em direcionar o PIC, de forma a trazê-lo de volta ao controle da aeronave. O F/O, a partir de 00:41:34, deu instruções apropriadas para puxar o manche e recuperar a aeronave. Entretanto, é provável que o comandante já não escutava ou reagia às falas do primeiro-oficial, ou seja, já tinha perdido o controle da situação, estando desorientado e sob extremo estresse.

Levando em conta, então, que a partir deste ponto a aeronave estava inclinada a uma atitude com  $\theta$  de  $-40^\circ$  e que os motores ainda estavam em potência máxima, foi possível calcular uma velocidade de descida de cerca de  $-12,000ft/min$ , na altitude da aeronave de apenas  $2800ft$ , como mostra a [Figura 25](#), no Anexo A, sendo ainda agravada momentos depois.

Os dados do FDR e do CVR confirmam a total desorientação espacial do piloto, pois mesmo após soar o alerta aural do EGPWS de "*Pull up!*" e além de não haver ação corretiva de recuperação da descida, o volante foi defletido totalmente para a esquerda, resultando no desenvolvimento intenso do movimento de rolagem para a esquerda.

A aeronave, então, atingiu o solo em altíssima velocidade — em torno de  $340kt$  — picada em cerca de  $50^\circ$  e rolada para a esquerda em cerca de  $60^\circ$ .

Desta forma, foi possível chegar às conclusões sobre quais foram fatores contribuintes do acidente e, consequentemente, quais recomendações deveriam ser feitas.

#### 4.1.3 Conclusões da investigação

Segundo a [MAK \(2019\)](#), os fatores contribuintes para o acidente foram:

- a presença de turbulência e rajadas de vento com parâmetros classificados como *windshear* de intensidade moderada a forte que forçaram a tripulação a realizar duas manobras de arremetida;
- a falta de preparo psicológico do PIC para realizar um eventual TO/GA sendo que ele estava com o modo mental dominante de pousar a aeronave exatamente no aeródromo de destino;
- a falta de liderança do PIC na tripulação após o início da segunda arremetida e sua confusão que o impossibilitou de realizar uma transição rápida do modo mental de pousar a aeronave para o de realizar a manobra de arremetida
- a falta de instruções sobre a especificação do tipo de manobra na chamada de "*go-around*";

- as ações descoordenadas da tripulação na realização da segunda arremetida: realização procedimentos de manobras diferentes que causaram o aumento de momento de arfagem cabrando a aeronave e conseqüente força necessária para manter o nariz baixado;
- a falha do piloto em criar a atitude necessária para a arremetida, e em manter a subida com as forças desbalanceadas da aeronave;
- o conhecimento e as habilidades insuficientes para operação da trimagem manual do estabilizador, que levaram a um comando excessivo de 12 segundos e subsequente entrada da aeronave em uma condição indesejável de acelerações verticais negativa para as quais a tripulação não estava preparada. O possível impacto de efeito somatográfico de ilusão de "*pitch-up*" que tenha contribuído para o acionamento do motor de trimagem manual por tempo tão longo;
- a incapacitação psicológica do PIC que resultou em total desorientação espacial, que não o deixou responder às falas do F/O;
- a falta de critérios de definição de incapacitação psicológica no manual operacional da empresa aérea, que preveniram o F/O de identificar rapidamente o problema e de agir de forma mais decisiva;
- o possível cansaço "operacional" da tripulação: no momento do acidente a tripulação estava voando há seis horas, sendo que as últimas duas foram de carga de trabalho intensa, que os fizeram a tomar decisões fora do padrão; em adição, o acidente aconteceu justamente no pior período em relação aos ritmos circadianos, quando o desempenho humano é drasticamente degradado e está no seu nível mínimo, aliado ao aumento do risco de acontecimentos de erros.

## 4.2 Extração dos dados para análise

O material de maior valor para o cálculo dos envelopes do critério de perda de controle eram os dados do FDR. Estes normalmente são traçados contra o tempo como, por exemplo, os horários. No entanto, retirar 25 horas de gravação é tanto impraticável, como desinteressante para o presente trabalho. Por isso, considerando que como o acidente aconteceu em um curto espaço de tempo, juntamente com o fato de que os fenômenos de maior relevância para o acidente se encontram justamente neste espaço de tempo, determinou-se que os últimos 93 segundos do voo, o mesmo período da simulação da fabricante adicionados dos últimos 3 segundos das gravações seriam suficientes para a determinação quantitativa da perda de controle da aeronave. Este período de tempo compreende do final da segunda aproximação, isto é, o voo estabilizado, até o momento do acidente. Ademais, devido à natureza errática dos dados e de forma a uniformizar o tempo de amostragem, foi escolhida uma discretização de 10 Hz, ou um ponto a cada 0,1 s. Ao mesmo tempo, adotou-se o sistema de tempo utilizado pela Boeing para a análise quantitativa,

pois esta possui uma quantificação de segundos, enquanto os dados publicados do FDR estão apresentados com o horário, dificultando a análise nos *softwares* de cálculo e confecção dos envelopes.

A maior parte dos dados foi retirada dos gráficos resultantes da simulação da Boeing e da leitura do FDR. Utilizou-se um *software* de retirada de pontos em imagens com um método de retirada de dados com amostragem definida e com interpolação, pois a qualidade das imagens às vezes causava erros nas leituras. Das simulações da Boeing, retirou-se os dados necessários para o cálculo do envelope AA. No entanto, eles são limitados a três segundos antes do impacto, pois esses dados não estão presentes nos dados publicados do FDR. Ainda assim, seus fenômenos são relevantes e merecem ser objeto de estudo.

Para os outros envelopes, os dados utilizados foram obtidos da mesma forma, desta vez do *Flight Data Recorder*. A [Figura 27](#) e a [Figura 28](#) mostram os dados publicados do FDR.

Também foi preciso obter alguns dados sobre deflexão máxima dos controles. Segundo a [MAK \(2019\)](#), "no intervalo de tempo 00:41:42-43 houve uma puxada momentânea da coluna de controle de cerca de  $11^\circ$  de deflexão (mais de  $2/3$  da deflexão máxima em relação à posição neutra)" e na simulação da Boeing, é possível notar que os controles chegam no batente. Desta maneira, foi possível depreender que as deflexões máximas da coluna são de  $15^\circ$  tanto para frente, como para trás. Em relação ao volante, foram pesquisados equipamentos de simulador de voo para determinar os limites de deflexão. Para um simulador de altíssima fidelidade, baseado na aeronave real, o volante tem limites de  $90^\circ$  para ambos os lados.

### 4.3 Cálculo de parâmetros de normalização

Para os envelopes AA e SI, é necessário normalizar alguns parâmetros de forma que a comparação entre diferentes aeronaves e diferentes configurações seja possível. Os parâmetros que foram normalizados são  $\alpha$ ,  $\beta$  e  $V$ .

Para a normalização do ângulo de ataque era necessário ter os ângulos em que o alerta de estol é ativado. Como estes dados dependem de muitos parâmetros, como peso e configuração, e normalmente estão ligados a segredos industriais, não é possível saber exatamente quais os valores de  $\alpha_{SW}$  sem os manuais da aeronave. Por isso, foi necessário realizar estimativas. Utilizou-se as imagens de reconstrução do HUD para obter a indicação de ângulo de ataque. No canto superior direito é possível observar uma indicação circular, com numerais no interior. Cada linha no círculo indica um acréscimo de  $5^\circ$  e a seta indica exatamente o  $\alpha_{SW}$ . A [Figura 14](#) mostra a respectiva indicação no HUD.

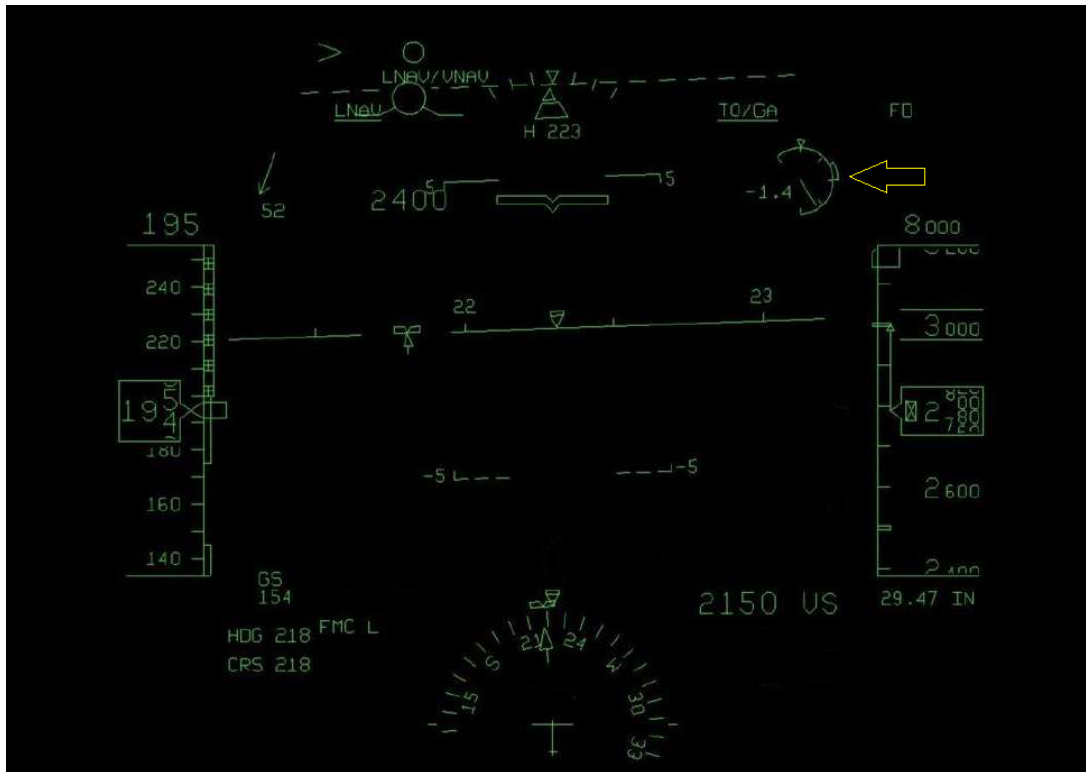


Figura 14: Reconstrução do HUD.

Fonte: Adaptado de MAK (2019)

Desta forma, através das imagens de reconstrução da visão do piloto do HUD e dos dados de deflexão de *flaps* determinou-se que o ângulo de ataque que de alerta de estol era de  $15^\circ$ .

Já para a normalização  $\beta$ , era necessário descobrir o ângulo de derrapagem para vento cruzado máximo demonstrado, ou  $\beta_{MDXW}$  e o ângulo de derrapagem  $\beta$  a qual a aeronave voava.

Para determinar o  $\beta_{MDXW}$  é necessário ter a velocidade máxima demonstrada de vento cruzado ( $V_{MDXW}$ ) e a velocidade da aeronave ( $V$ ). O ângulo em que a aeronave deve se posicionar para manter a trajetória é, então, o ângulo desejado. A Figura 15 mostra como essas velocidade se relacionam e proporcionam a descoberta do  $\beta_{MDXW}$ . Nota-se então que a determinação deste ângulo é uma simples operação trigonométrica. Como a velocidade da aeronave varia durante o voo, este ângulo também varia, foi necessário obter um conjunto de 930 valores em concordância com o tempo de amostragem determinado.

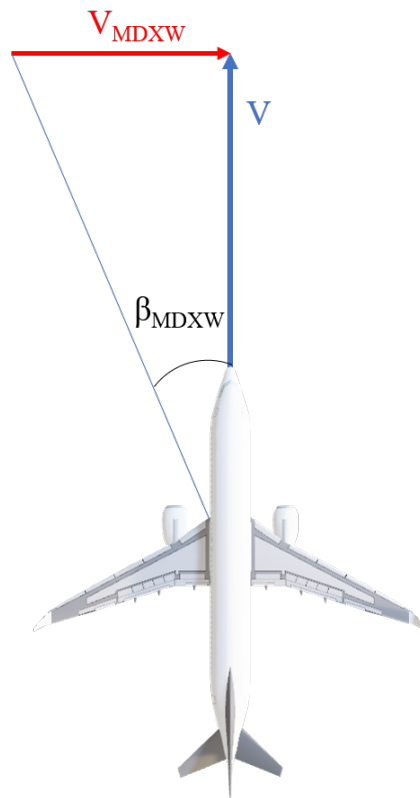


Figura 15: Determinação do  $\beta_{MDXW}$ .

Fonte: Autor

Desta forma, a [Equação 4.1](#) mostra como a obtenção de cada valor de  $\beta_{MDXW}$  foi feita levando em conta cada valor de velocidade da aeronave.

$$\beta_{MDXW} = \text{arctg}\left(\frac{V_{MDXW}}{V}\right) \quad (4.1)$$

Obtidos estes valores, partiu-se para obtenção do  $\beta$ . Como o dado exato de ângulo de derrapagem não foi publicado, foi necessário calculá-lo a partir dos dados disponíveis. Nos dados da simulação realizada pela Boeing, observa-se a presença do ângulo de desvio ( $\delta$ ), curso magnético e curso verdadeiro ( $\psi$ ), direção do vento, velocidade do vento de proa e velocidade de vento cruzado. Através destes dados, foi possível montar o triângulo de velocidades da aeronave. Antes disso, é interessante explicar como se determina o curso de uma aeronave.

Estabelece-se que o norte magnético esteja a  $0^\circ$ , o leste a  $90^\circ$ , o sul a  $180^\circ$  e o oeste a  $270^\circ$ . Desta forma, no caso do acidente analisado, durante a segunda aproximação a aeronave tinha o objetivo de pousar na pista 22, isto é, pousar na pista alinhada com um curso magnético de  $218^\circ$ , isto é, na direção sudoeste. Assim, é possível relacionar o curso da aeronave e a direção do vento com o círculo trigonométrico.

O triângulo de velocidade mostra como o curso da aeronave se relaciona com o vento e a sua própria velocidade e é mostrado na [Figura 16](#).

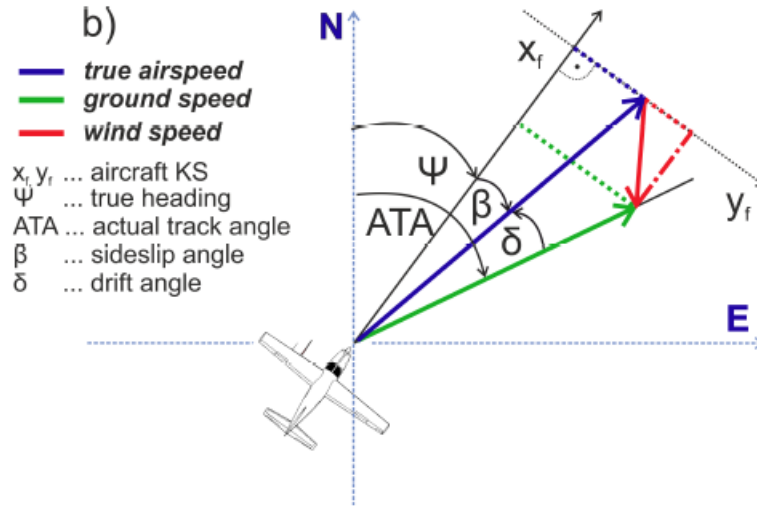


Figura 16: Triângulo de velocidades

Fonte: [Mallaun, Giez e Baumann \(2015\)](#)

Pôde-se, portanto, descobrir o  $\beta$  relacionando a proa verdadeira com a velocidade da aeronave através de uma projeção de seus vetores. Optou-se também por utilizar os versores relativos a cada direção, para evitar que fosse necessária a utilização do módulo das velocidades. No entanto, primeiramente foi preciso descobrir a orientação do vetor azul.

Por isso, de posse da proa e de  $\delta$  foi possível obter a direção do *ground track*. Passado isso, realizou-se o produto escalar dos versores verde ( $\vec{v}$ ) e azul ( $\vec{a}$ ), como mostra a [Equação 4.2](#).

$$\vec{v} \cdot \vec{a} = (1)(1) \cos \delta \quad (4.2)$$

Portanto, podemos simplificar a equação da forma:

$$v_1 a_1 + v_2 a_2 = \cos \delta \quad (4.3)$$

Entretanto, também era sabido que o módulo de um versor é igual a um. Desta forma, foi possível colocar uma das coordenadas em função da outra como mostra a [Equação 4.4](#).

$$a_1 = \pm \sqrt{1 - a_2^2} \quad (4.4)$$

Substituiu-se, então, a [Equação 4.4](#) na [Equação 4.3](#) e foi possível obter os valores para  $a_1$  e  $a_2$ .

Em seguida, realizou-se o mesmo procedimento entre os versores azul e preto da [Figura 16](#). Em posse da proa verdadeiro e dos resultados para o versor da velocidade da aeronave, foi possível então descobrir o  $\beta$  pela [Equação 4.5](#) e [Equação 4.6](#).

$$p_1 a_1 + p_2 a_2 = \cos \beta \quad (4.5)$$

$$\beta = \arccos(p_1 a_1 + p_2 a_2) \quad (4.6)$$

Foram obtidos, então, 900 pontos referentes a  $\beta$ . Por fim, foi necessário realizar a normalização como consta nas [Equação 3.3](#) e [Equação 3.4](#).

Para o envelope de integridade estrutural, foi necessário utilizar o conjunto de valores de velocidade obtidos do FDR, as velocidades máximas para as respectivas configurações de *flaps* estendidos e as respectivas velocidades de alerta de estol. Como no período analisado do acidente, não houve momento em que a aeronave teve seus *flaps* totalmente recolhidos, utilizou-se apenas a [Equação 3.8](#).

Como mencionado anteriormente, a tripulação calculou adequadamente a  $V_{ref}$ . Para o peso de 54t e a deflexão de *flaps* em 30°, foi calculada a velocidade de 133kt. No entanto,  $V_{ref}$  equivale a  $1,23 \cdot V_{estol}$ .

Da mesma forma que o ângulo de alerta de estol, normalmente as curvas que dizem respeito ao cálculo da velocidade de alerta de estol são de propriedade intelectual do fabricante e só estão disponíveis nos manuais da aeronave. Por isso, para estimar o  $V_{SW}$  recorreu-se à regulamentação. Segundo a [FAA \(1964\)](#), a velocidade de alerta de estol, deve ser 5% ou 5kt maior que a  $V_{estol}$ , o que for maior. Desta forma foi possível calcular a  $V_{SW}$  para a configuração de pouso. Porém, a aeronave teve sua configuração alterada durante o período analisado. Como a mudança de deflexão de *flaps* altera o coeficiente de sustentação da asa ( $C_L$ ) era necessário descobrir qual era o valor desse parâmetro para calcular a  $V_{estol}$  em cada configuração. Em posse, então, do peso da aeronave ( $W$ ), da densidade média do ar ( $\rho$ ) mais baixa que a do nível do mar devido a altitude de voo, da área da asa ( $S_W$ ) e da velocidade de estol, foi possível calcular o coeficiente de sustentação máximo para a *flaps* em 30°, como mostra a [Equação 4.7](#).

$$C_{L_{max}} = \frac{2W}{\rho V_{estol}^2 S_W} \quad (4.7)$$

O valor encontrado foi de 2,79, desta forma, foi possível estimar os valores das outras configurações. A partir disso, estimou-se as respectivas velocidades de alerta de estol.

Já para a  $V_{FE}$ , obteve-se os limites de velocidade para *flaps* defletidos nas configurações 30°, 25°, 15° e 10° e foram relacionados aos respectivos instantes de tempo.

Assim, a normalização da velocidade pôde ser realizada de maneira a mais se aproximar dos valores reais vistos nos manuais.

#### 4.4 Determinação das velocidades angulares

Para os envelopes DPC e DRC, era necessário obter os valores de velocidade angular para cada instante de tempo a ser somado com as respectivas atitudes, como mencionado na [Equação 3.9](#) e [Equação 3.10](#). No entanto, estes valores também não foram publicados pela órgão de investigação. Por isso, foi necessário utilizar os próprios valores de atitude de arfagem e rolagem.

As taxas de arfagem ( $\dot{\theta}$ ) e de rolagem ( $\dot{\phi}$ ) podem ser definidas como a mudança dos ângulos dado um intervalo de tempo. Como mostra a [Equação 4.8](#), a determinação desses valores é realizada da seguinte forma:

$$\dot{\theta} = \frac{\theta(t + \Delta t) - \theta(t)}{\Delta t} \quad (4.8)$$

sendo a obtenção da taxa de rolagem é análoga à [Equação 4.8](#).

#### 4.5 Critério QLC

Como foi mencionado anteriormente, o critério quantitativo da perda de controle utiliza parâmetros de voo em cinco envelopes que refletem a maior parte das causas prováveis mais frequentes de acidente do tipo LOC-I. Apesar de talvez parecer um critério simplório, na verdade proporciona informações muito importantes para a investigação. Portanto, como ele funciona?

Os envelopes representam os limites da operação normal de uma aeronave de transporte. Então, se os dados traçados cruzam as linhas do envelope, eles representam que a aeronave esteve em uma condição indesejável. No entanto, é fato que a aeronave ter excedido algum parâmetro operacional não causa a perda de controle.

Em sua pesquisa, [Wilborn e Foster \(2004\)](#) aplicaram este método para diferentes situações, desde voos de teste até acidentes e incidentes na tentativa de determinar quando é possível dizer que o controle do voo foi perdido.

Testes em voo têm o intuito de testar desde sistemas individuais até o desempenho da aeronave em diversas condições. Na maioria delas, a aeronave voa nas condições normais operacionais estipuladas e raramente extrapolam os limites estabelecidos pelo critério QLC. Especialmente, condições treinadas por tripulações em simuladores se mantêm dentro das circunstâncias comuns de operação e excedências são limitadas a pouquíssimos casos, como um estol com posição dianteira do centro de gravidade. No entanto, nem todas as condições são tão facilmente contornáveis. Manobras desempenhadas para certificação da estabilidade, controle e qualidades de manejo, como descritas por [Cooper e Harper \(1969\)](#) às vezes podem chegar

---

bem próximas ao que geralmente é descrito como perda de controle. Podem ser realizados estol, deflexões totais dos controles e simulações dinâmicas de falha de motor. Como um estol — que normalmente excede dois envelopes — é geralmente descrito como uma condição marginal de perda de controle e o uso excessivo de controles como chutes no leme — que normalmente excedem três envelopes — são descritos como uma perda de controle de maneira quase unânime, é possível notar uma certa relação. Desta forma, uma manobra que causa a excursão de três ou mais envelopes geralmente será descrita por pilotos (até pilotos de testes) como fora de controle. Assim, é adotado que a excursão de três ou mais envelopes configura uma perda de controle em voo.

Levando conta o acidente tratado neste trabalho, sabe-se que do início da segunda arremetida até o impacto com o solo passou-se apenas 59 segundos. No entanto, há casos em que o controle se degrada de forma mais lenta até que haja a perda completa de controle. Isso indica que o tempo também é um fator importante para o estudo quantitativo da LOC-I. Por este motivo, um dos procedimentos de grande importância do método é a observação da "janela crítica", isto é, o tempo da excedência de um primeiro envelope até a perda de controle da aeronave na excedência do terceiro envelope. Este parâmetro pode ajudar a equipe de investigação no entendimento dos fatores contribuintes para o acidente mostrando como, ou o quão rápido, uma condição indesejável inicial desencadeou a perda completa do controle.

Por fim, a ordem em que os envelopes foram excedidos também importa. Por exemplo, um acidente que se inicia após um comando excessivo é muito diferente de outro que se iniciou após uma falha estrutural causada por excesso de velocidade. Isto também é de grande valia para os investigadores, pois ajuda a identificar a cadeia de eventos que resultou no acidente ou incidente grave. Consequentemente, também os ajuda a criar recomendações de segurança mais precisas para a prevenção da perda de controle em voo.



## 5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Após realizar as operações descritas na seção anterior era necessário traçar os dados nos envelopes estabelecidos pelo critério QLC. O *software* MATLAB foi utilizado para as operações matemáticas e para traçar os dados nos cinco envelopes. A [Figura 17](#) mostra os dados do voo FDB981 traçados no envelope AA. Vale ressaltar que para este envelope, devido à limitação de dados publicados, só apresenta resultados limitados a três segundos antes do impacto.

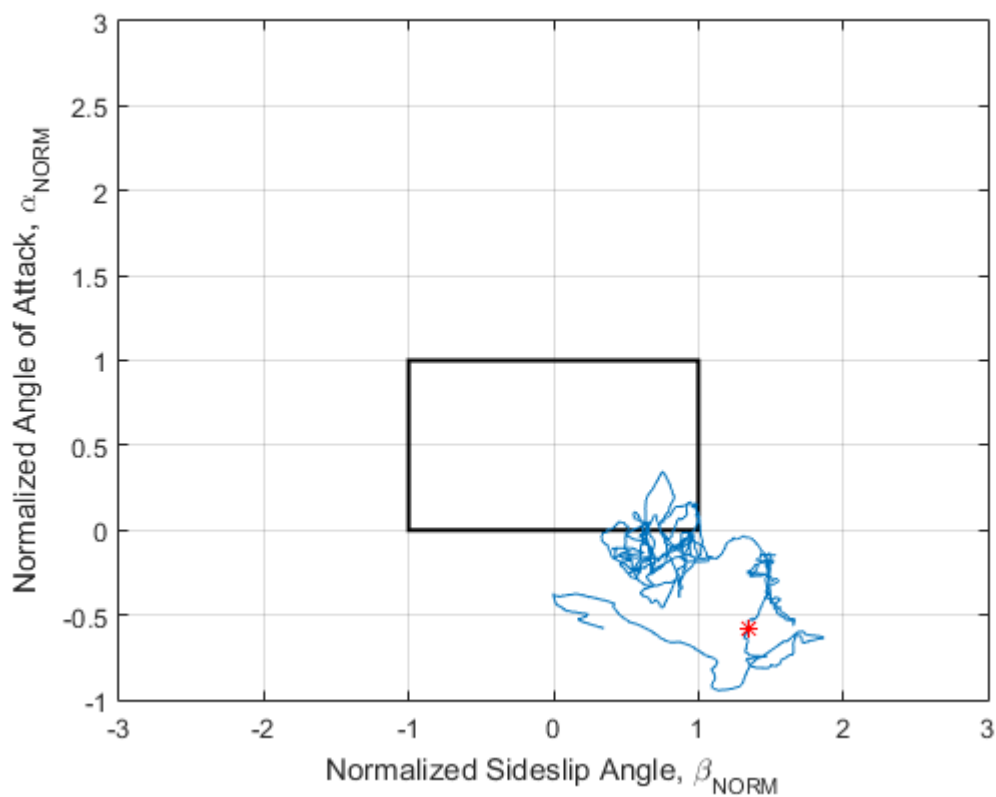


Figura 17: Envelope de condições aerodinâmicas adversas (AA)

Fonte: Autor

Pode-se notar que o envelope de condições aerodinâmicas adversas teve uma excedência de grande relevância, pois a aeronave esteve fora das condições normais por muito tempo. A aeronave oscilou consideravelmente entre ângulos de ataque positivos e negativos (como mostra a [Figura 25](#)), além de exceder o ângulo de derrapagem máximo. Isto poderia ter colocado a aeronave em uma condição de estol ou de sustentação insuficiente que na altitude em que se encontrava — abaixo de 1000m — haveria pouco tempo para que a tripulação realizasse a recuperação do voo estável. Em adição, a acoplamento de excedências poderia agravar a situação de baixa sustentação e favorecer o estol. O ponto em vermelho indica o momento da perda de

controle da aeronave e mostra que o envelope não foi recuperado no eixo de ângulo de ataque.

Na Figura 18, é apresentado o resultado para o envelope UA.

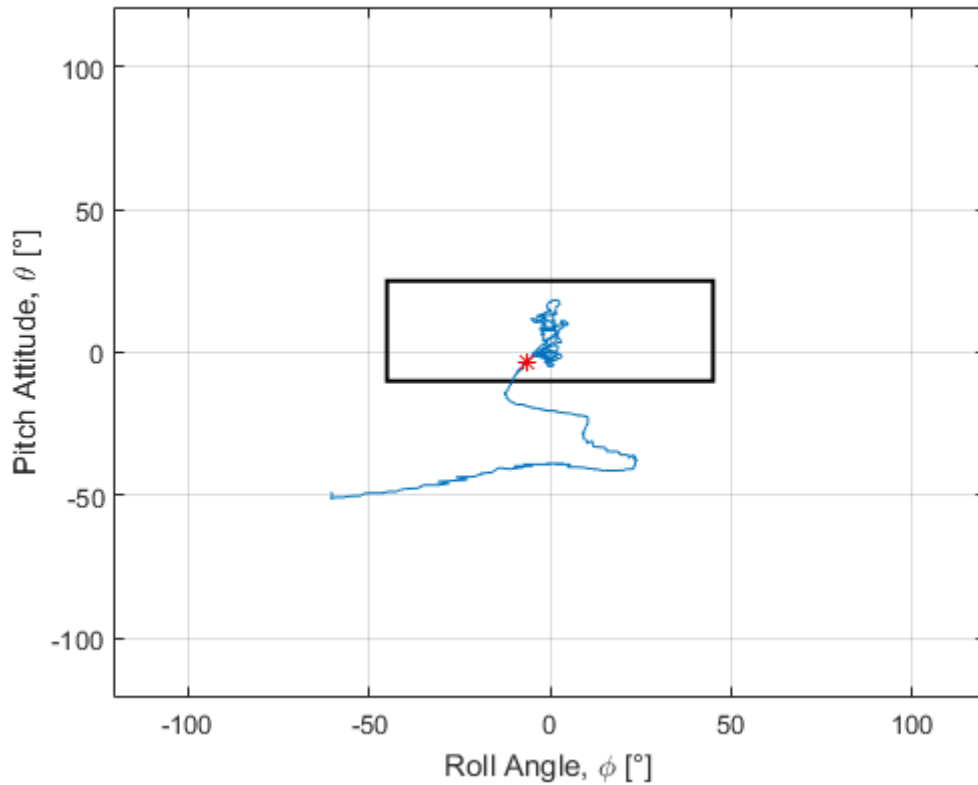


Figura 18: Envelope de atitude não-usual (UA)

Fonte: Autor

Os dados traçados neste envelope são referentes à totalidade dos 93s escolhidos para análise. É possível notar que o a excedência é consideravelmente mais rápida. Através da análise dos dados, constatou-se que a aeronave esteve em atitude não-usual somente nos últimos 12,6s do voo. Esta excedência, entretanto, foi de grande importância para que a condição se tornasse irreversível, pois seguida da desorientação espacial do PIC, a aeronave foi apontada para o solo com os motores em potência total, acelerando sua descida a velocidades verticais de até  $-23.000ft/min$ . Além disso, uma atitude de rolagem como a observada de  $-60^\circ$  pode comprometer a capacidade da aeronave de ser recuperada, pois a componente vertical da sustentação pode se tornar insuficiente se comparada ao peso. As excedências foram acopladas, isto é, ocorreram tanto no eixo de arfagem como no de rolagem, faltando apenas 2s para o impacto. Desta forma, mesmo que houvesse altura suficiente, possivelmente o desempenho de recuperação da aeronave estaria comprometido e o acidente ainda assim teria acontecido. Logo após a perda de controle da aeronave, evidenciada pelo ponto vermelho, inicia-se a excursão do envelope e evidencia-se a falta de ação de correção por parte do PIC.

O envelope de integridade estrutural também foi duplamente excedido como mostra a Figura 19.

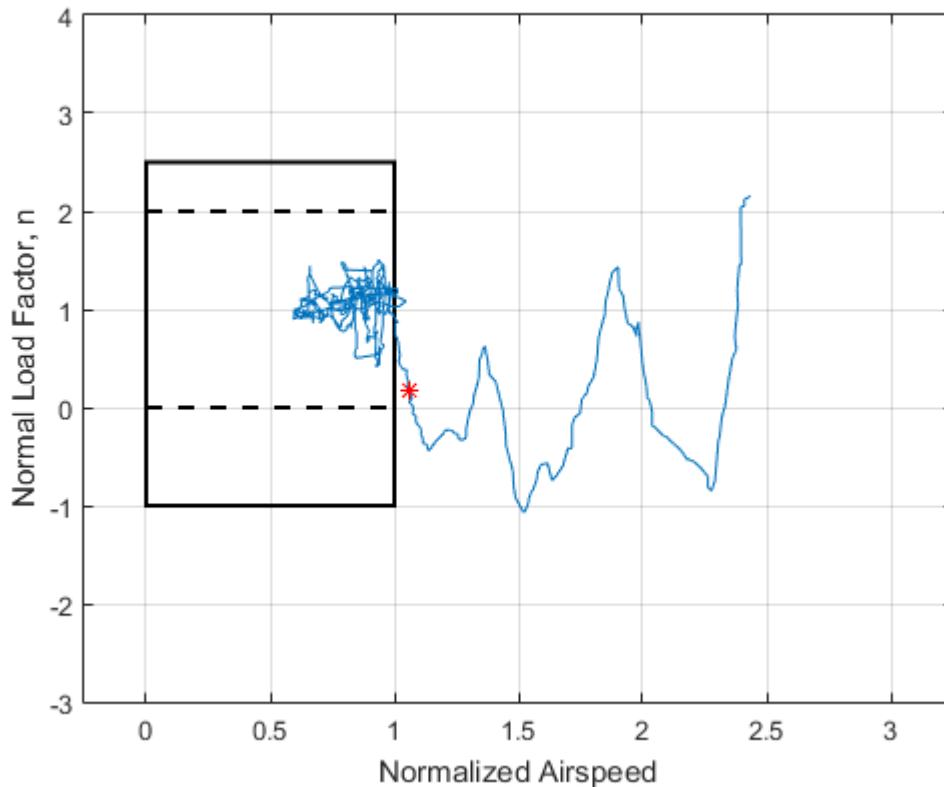


Figura 19: Envelope de integridade estrutural (SI)

Fonte: Autor

É possível notar que o envelope SI é excedido mais de uma vez. No entanto, também é possível ver que a aeronave retorna à condição normal de operação logo em seguida de cruzar o limite de velocidade. Isso se dá, pois o Boeing 737-8KN possui um sistema de proteção estrutural que recolhe, em apenas um estágio, os *flaps*. Ou seja, se o piloto comandou uma deflexão de  $15^\circ$  e a velocidade máxima de *flaps* estendidos é excedida, então os computadores da aeronave automaticamente os recolhem até a deflexão de  $10^\circ$ . Nota-se que, por fim, o envelope é excedido e não há mais retorno. Isso se dá exatamente pelo fato de que um *overspeed* dos dispositivos hiper-sustentadores serem recolhidos em apenas um estágio. Com o desenvolvimento do voo, todas as velocidades-limite das configurações seguintes são excedidas, chegando quase à velocidade máxima de operação da aeronave. Como na totalidade dos 93s a aeronave tinha *flaps* estendidos, considera-se apenas os limites tracejados para o fator de carga vertical. O ponto de perda de controle da aeronave aconteceu após a excursão deste envelope e revela que a configuração errada da aeronave contribuiu para a excursão do envelope no eixo de velocidade.

Nota-se que a aeronave passa seis vezes pelo fator de carga igual a zero e se aproxima

de  $-1$  mais uma vez. Estas condições contribuíram de forma muito relevante para a perda de consciência espacial do PIC e consequente perda de controle da aeronave, levando a comandos inapropriados, mostrados na [Figura 20](#).

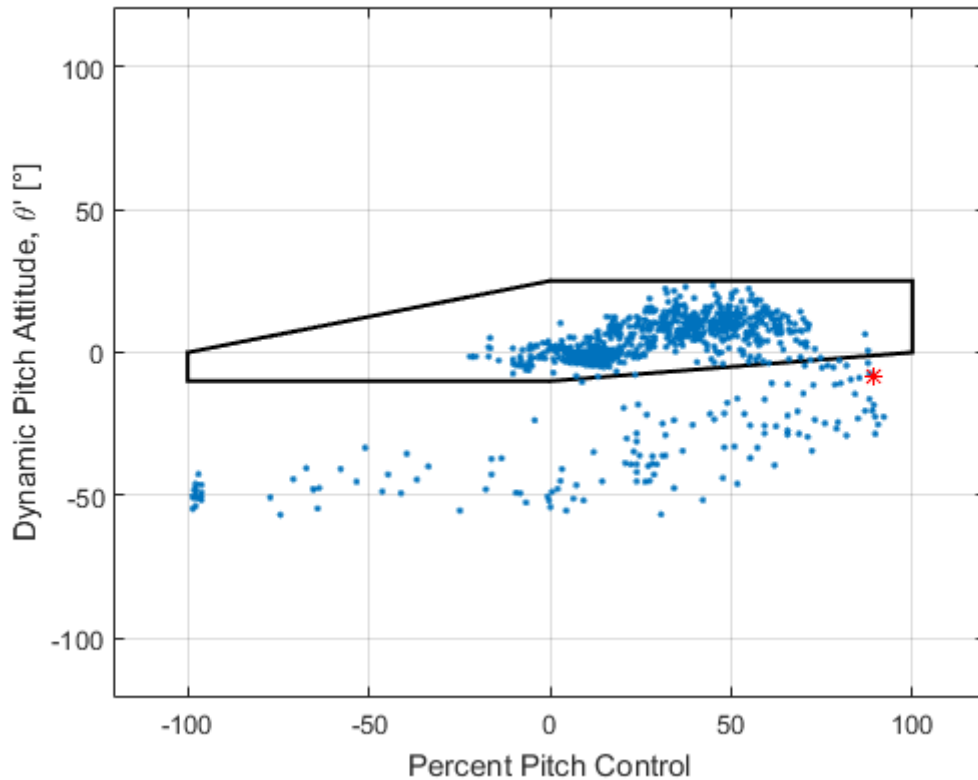


Figura 20: Envelope de controle dinâmico de arfagem (DPC) em pontos

Fonte: Autor

Como observa-se nesta figura, os dados não foram traçados como uma curva. Devido à operação matemática necessária para obtenção dos valores de atitude dinâmica de arfagem, principalmente por se somar valores estimados a partir de dados publicados com estes valores reais, há um comportamento mais sensível da curva. Uma nuvem de pontos fornece a informação necessária sobre a ocorrência da excursão do envelope.

Observa-se, então, que há uma maior densidade de pontos no interior do envelope, o que mostra como o controle da aeronave estava sendo desempenhado de maneira correta. No entanto, através da análise dos dados, foi possível obter que a excedência iniciou-se 13,5s antes do impacto, e após 1,9s oscilando, a atitude dinâmica de arfagem foi mantida fora do envelope até o impacto. Isso mostra que os comandos impostos pelo PIC não estavam no sentido de recuperar a aeronave. Estes comandos, infelizmente levaram à mudança de atitude da aeronave e a colocaram em uma condição indesejável. Nota-se também uma pequena concentração de pontos na região de atuação de  $-100\%$ , isto é, com o manche empurrado até o seu batente. Isso evidencia a total

desorientação espacial do piloto, pois mesmo em uma condição de atitude dinâmica de arfagem de  $-50^\circ$ , não houve tentativa de recuperar a aeronave por parte do PIC.

Ainda assim, é interessante saber como o gráfico se comportou temporalmente, e isso é evidenciado pelas curvas, como apresentadas anteriormente. Por este motivo, a [Figura 21](#) mostra o envelope DPC com os dados do FDR traçados com uma curva.

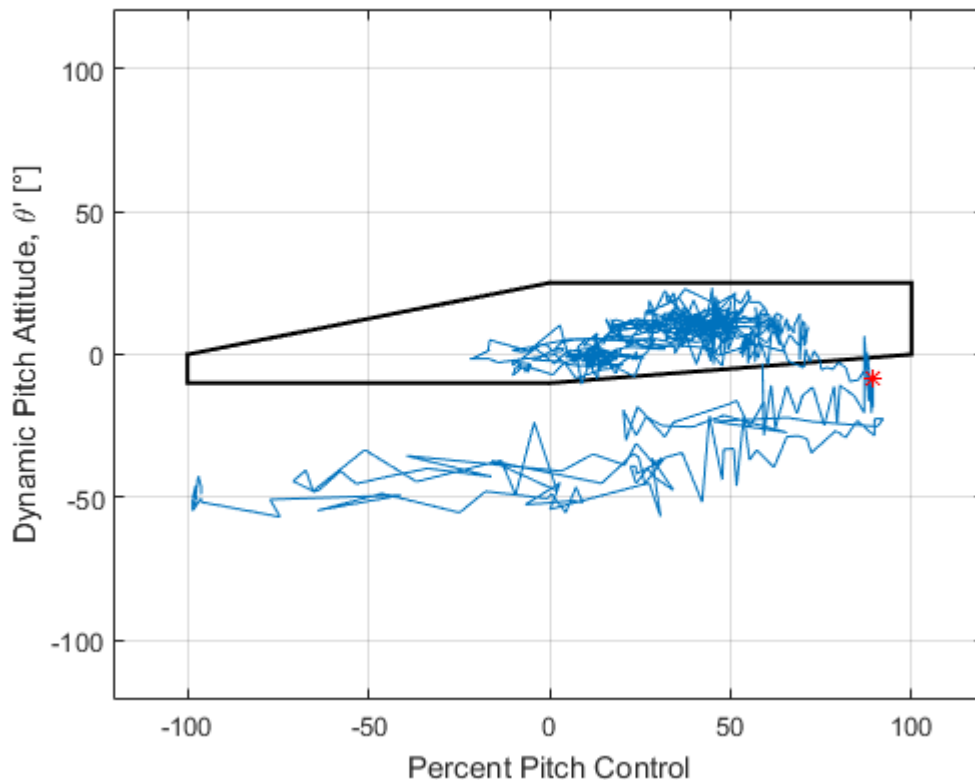


Figura 21: Envelope de controle dinâmico de arfagem (DPC) em curva

Fonte: Autor

A curva, portanto, mostra que houve poucas recuperações após a excursão do envelope. Uma vez que o controle de arfagem da aeronave foi excedido, pouco foi feito para que ele retornasse ao usual, o que teria contribuído muito para a total perda de controle da aeronave. Parte da instabilidade mostrada pelo gráfico em curva ocorre devido aos comandos erráticos e de grande amplitude do piloto na coluna do manche. Por sua vez, isso mostra que o comandante estava respondendo aos movimentos da aeronave de maneira tardia e ineficaz, agravando a situação. O ponto vermelho, que mostra o momento de perda de controle da aeronave, evidencia que os comandos aplicados pelo PIC não apenas não foram no sentido de recuperar a aeronave, mas sim de agravar a situação, reforçando a ideia de desorientação espacial.

O uso incorreto dos controle não se limitou ao eixo de arfagem. Houve excursões também

no envelope DRC.

Levando em conta o eixo de rolagem da aeronave, a [Figura 22](#) mostra os dados do acidente em relação ao envelope de controle dinâmico de rolagem em pontos, da mesma maneira que o envelope DPC. Primeiramente apresenta-se os resultados utilizando pontos e, posteriormente, com a curva para análise com abordagem temporal.

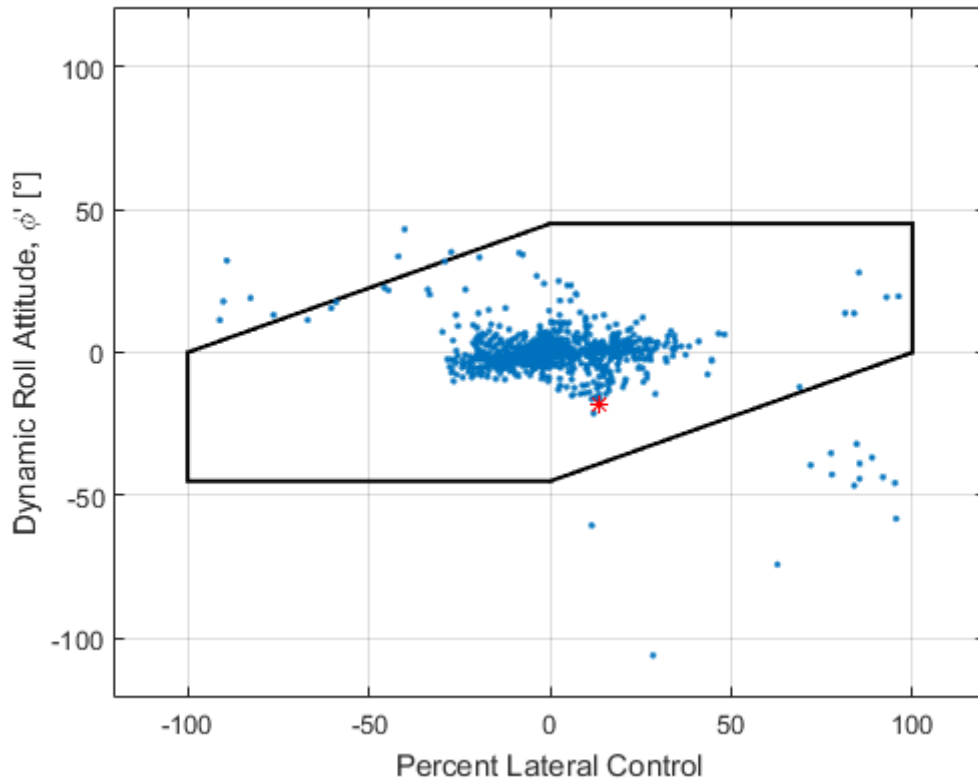


Figura 22: Envelope de controle dinâmico de rolagem (DRC) em pontos

Fonte: Autor

Por fim, no envelope DRC, é possível notar que a grande maioria dos pontos estão contidos nos limites. No entanto, ainda assim a excedência ocorre, mostrando que comandos inapropriados nos controles do eixo de rolagem foram impostos. Este envelope, da mesma forma que o envelope AA, contém somente dados até 3s antes do impacto, novamente por causa da indisponibilidade dos dados publicados. A primeira excedência deste envelope ocorre 10,3s antes do impacto, e depois de um retorno à operação normal, há oscilações entre excedências e retornos às condições normais.

A [Figura 23](#) mostra a curva resultante dos dados do gravador de voo. Com ela, é possível obter uma visão mais temporal do que se passou, se a aeronave foi recuperada, e se os comandos excessivos foram recuperados ou foram mantidos, agravando a situação assim como no DPC.

Nota-se que o envelope é excedido algumas vezes e a atitude da aeronave é posteriormente

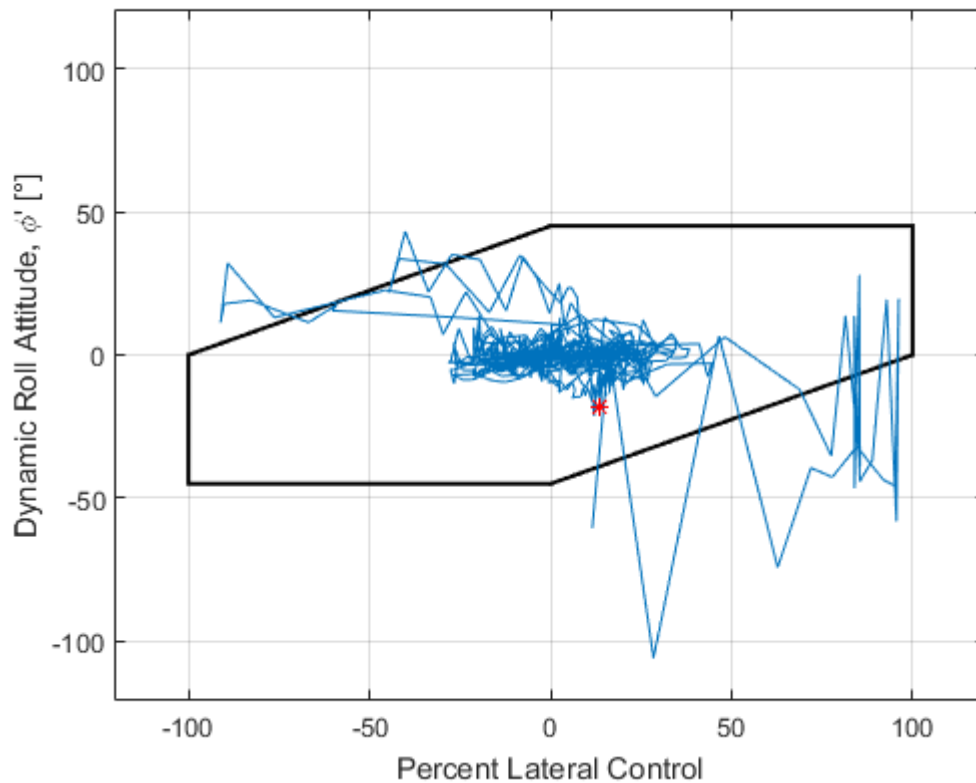


Figura 23: Envelope de controle dinâmico de rolagem (DRC) em curva

Fonte: Autor

recuperada. No entanto, o comportamento oscilatório, após a perda de controle da aeronave, no ponto vermelho, pode configurar uma série de mudanças de aplicação, isto é, comandos rápidos ou mudanças de sentido de rotação do volante. Ao mesmo tempo, nota-se valores com módulos consideravelmente altos para  $\phi'$ , em torno de  $-100^\circ$ . Isso também pode indicar a grande amplitude de comandos aplicados, reforçando a hipótese de desorientação espacial por parte do comandante.

É possível afirmar, então, que pelo menos três envelopes estavam sendo excedidos nos últimos 3s do voo, configurando, portanto, a perda de controle da aeronave nos momentos finais do voo.

Anteriormente, todos os 5 envelopes foram excedidos, seja concomitantemente ou de forma isolada. Revela-se, então, a importância da análise da "janela crítica". Durante o período analisado, houveram momentos com excedências individuais ou em par antes de se iniciar uma somatória de violações aos envelopes. Ou seja, a aeronave é recuperada após excedências iniciais e só após o início do processo somatório resultante na perda de controle considerou-se a medição de tempo para determinar a "janela crítica".

O início deste processo se dá a 50,8s antes do impacto e o terceiro envelope é excedido

a 13, 5s. Desta maneira, a janela crítica do acidente do voo FDB981 é de 37, 3s. Os acidentes analisados por Wilborn e Foster (2004) tem janelas críticas muito mais curtas, de no máximo 16, 9s. Isso pode indicar que o acidente analisado no presente trabalho teve um tempo que foge ao usual para recuperar a aeronave em acidentes classificados como LOC-I e, por consequência, pode sugerir uma falha grave da tripulação em identificar uma situação perigosa ou da capacidade de lidar com uma condição indesejável de voo.

Outra consideração importante a se fazer é a ordem em que houve as excedências. Da mesma forma que foi feito para determinar a janela crítica do acidente, utilizou-se o fato de que a aeronave teve violações pontuais seguidas de recuperações e somente depois teve início a sequência de excedências que resultaram na perda de controle da aeronave. A ordem das excursões é apresentada no Quadro 2 juntamente com a janela crítica, e os respectivos intervalos posteriores para as excedências.

Quadro 2: Ordem das excursões dos envelopes

<b>Primeira</b>	<b>Segunda</b>	<b>Terceira</b>	<b>Quarta</b>	<b>Quinta</b>
<i>Adverse Aerodynamics (AA)</i>	<i>Structural Integrity (SI)</i>	<i>Dynamic Pitch Control (DPC)</i>	<i>Unusual Attitude (UA)</i>	<i>Dynamic Roll Control (DRC)</i>
37, 3s			1, 2s	2, 0s

Fonte: Autor

Após a janela crítica, nota-se uma rápida excursão dos envelopes seguintes. Vê-se que os últimos três envelopes são diretamente ligados ao uso dos controles. É possível, portanto, afirmar que isso aconteceu por causa dos comandos inapropriados do comandante após ocorrer a desorientação espacial, ligada ao ambiente noturno, acelerações próximas de zero e negativas, e estresse causado pelo aumento da carga de trabalho na cabine. De maneira mais visual a Figura 24 mostra a progressão das excursões no período analisado.

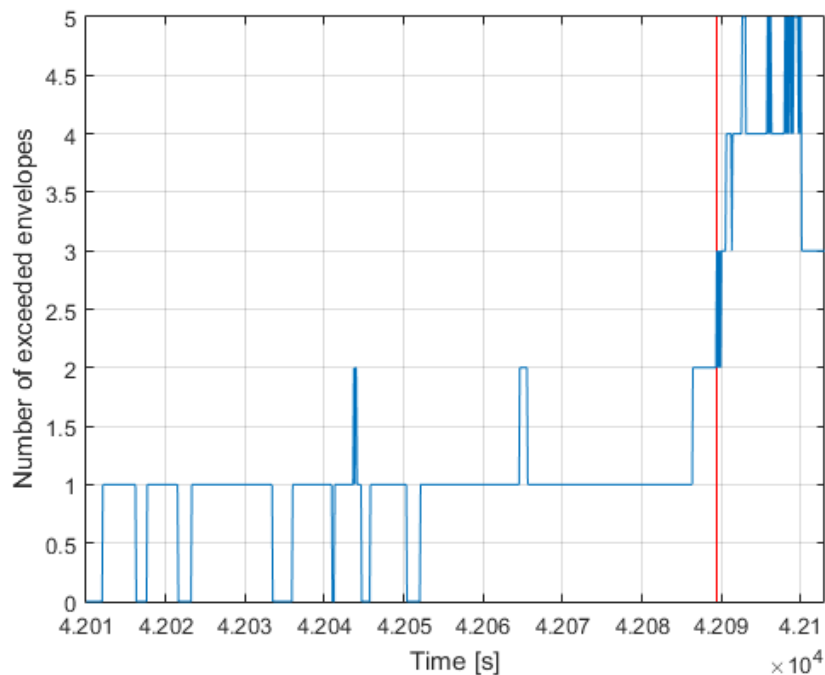


Figura 24: Número de envelopes excedidos no período analisado

Fonte: Autor

A linha vermelha destaca o momento onde o controle da aeronave foi perdido. Nota-se uma certa oscilação logo após a linha. Como seu período é muito curto e não reverte efetivamente a situação da aeronave, considera-se que a primeira excursão deste comportamento oscilatório configura a perda de controle. Nota-se então que após a linha, os dados apontam que a aeronave não tem menos que três envelopes excedidos até o impacto com o solo.

Em resumo e concordando com o resultado das investigações, após o procedimento errado de execução da arremetida, a excedência do envelope AA iniciou a condição indesejável de voo. Houve, então, um voo não estabilizado, com atitude insuficiente para manter a trajetória orientada pelo FD, seguida de *overspeed* dos *flaps*, resultado da aplicação de potência de decolagem nos dois motores, mostrado pela excedência do envelope SI. Diante do grande momento de cabragem da aeronave, o piloto iniciou comandos para manter a atitude de arfagem da aeronave, juntamente com a mudança de ângulo de incidência do estabilizador horizontal por 12s. Isso resultou na excursão dos limites inferiores de fator de carga, contribuindo para a desorientação espacial do piloto. Por conseguinte, o piloto iniciou comandos mais amplos no manche, que excederam o envelope DPC. Por sua vez, isso resultou em uma atitude de arfagem picada extrema, que continuou a ser agravada por comandos inapropriados do comandante, causando grandes variações de fator de carga na aeronave, também agravando a desorientação do PIC.

Aliada à tração dos motores, a descida foi acelerada vertiginosamente e, com a consciência situacional e espacial extremamente degradada, o piloto aplicou comandos mais intensos no volante, levando a excedência do envelope DRC e conseqüente excedência do limite de rolagem do envelope UA.

Por fim, esta perda de controle, apesar de mais lenta que o usual em acidentes deste tipo, foi muito grave e até os últimos 6s do voo, poderia ter sido revertida.

## 6 CONCLUSÃO

Desde o início da atividade aeronáutica, antes dos voos dos pioneiros Alberto de Santos-Dumont e irmãos Wright, há a ocorrência de acidentes. Após a convenção de Chicago e o advento da aviação comercial, principalmente do uso de aeronaves movidas a motores à reação na década de 1950, há um continuado esforço da indústria e dos órgãos reguladores para aumentar a segurança das operações aéreas.

Este esforço resulta no desenvolvimento e aprimoramento tecnológico que previne a perda de vidas em atividades aeronáuticas. No entanto, se algum acidente ou incidente ocorre, investiga-se as causas de forma a produzir o conhecimento para que ocorrências semelhantes não aconteçam futuramente. Neste intuito, indústria e autoridades aeronáuticas uniram esforços para estudar incidentes e acidentes de modo a criar uma classificação que agrupasse as ocorrências em categorias específicas. Este esforço permite que hajam estudos mais focados e, portanto, mais efetivos para a criação de tecnologias e procedimentos que previnam casualidades.

A categoria que atualmente é destaque por sua taxa de acidentes fatais em comparação com as outras é a perda de controle em voo. A LOC-I foi causa da perda de 780 vidas nos últimos cinco anos, muito mais que as categorias subsequentes e, por este motivo, deve ser objeto de estudo da comunidade aeronáutica. Ao mesmo tempo é uma das categorias com maior presença do fator humano em fatores contribuintes. Grande parte dos acidentes LOC-I ocorrem são desencadeados por efeitos psicológicos do estresse na tripulação. Desta forma, também é importante o estudo destes fatores para melhorar a prevenção de acidentes, e conseqüentemente aumentar a segurança de voo.

Observando o grande potencial de perda de vidas após a perda de controle em voo, Wilborn e Foster realizaram um estudo de forma a definir a LOC-I através de um método quantitativo. Foram definidos cinco envelopes que compreendem cerca de 95% das causas prováveis da perda de controle através do uso de dados de voo provenientes dos gravadores de voo. Adicionalmente, estuda-se a ocorrência e intensidade das excursões, o tempo para perda de controle e a ordem em que os limites foram excedidos com o intuito de possibilitar um ponto de vista diferente para as equipes de investigação. Isto, por sua vez, pode ajudar a gerar recomendações mais precisas que contribuam de maneira mais clara e efetiva, e causem intervenções tecnológicas e operacionais por parte das fabricantes e empresas operadoras.

De forma a divulgar essa abordagem, aplicá-la em um caso real recente, e prová-la como ferramenta de grande valia para o estudo de acidentes aeronáuticos, foi proposto o estudo do voo flydubai 981 do dia 18 de março de 2016, proveniente de Dubai com destino a Rostov-do-Don, Rússia, que resultou em um acidente fatal sem sobreviventes. Através dos dados provenientes do FDR, calculou-se parâmetros adicionais necessários para que fosse possível traçar todos os

cinco envelopes, mesmo havendo uma certa limitação da linha do tempo para alguns parâmetros.

Foi possível obter resultados muito satisfatórios, que concordaram em sua totalidade com as descobertas da equipe de investigação. A excursão do envelope de condições aerodinâmicas foi reflexo da incapacidade da tripulação em manter a atitude necessária para a arremetida e juntamente com os motores configurados para potência total, uma segunda excedência, desta vez de integridade estrutural, aconteceu. Devido ao grande momento de cabragem da aeronave, o PIC comandou a trimagem da aeronave através da mudança de incidência do estabilizador horizontal por um tempo excessivo. Isso resultou em mudanças nas acelerações, que contribuíram para a sua posterior desorientação. Devido a este fato, aliado ao procedimento de arremetida realizado de maneira errada, nota-se dispositivos psicológicos entrando em ação que refletem no comportamento do piloto. Estes dispositivos estão diretamente relacionados ao estresse, que possivelmente foi sendo construído após a aproximação em condições meteorológicas adversas, a longa espera e a quebra de expectativa do piloto de não conseguir pousar a aeronave no aeroporto de destino. Estes fatores podem ter desencadeado uma degradação da capacidade de lidar com a situação e o preveniram de recuperar a aeronave de uma condição indesejável.

Em consequência dessa perda de referência, o piloto aplicou comandos mais expressivos e amplos nos controles de arfagem que resultaram na excursão do envelope de uso de controles de arfagem. A janela crítica do acidente, descoberta através da análise quantitativa do acidente no presente trabalho, foi extensa. Isto é, o tempo entre o início da condição indesejável até a perda de controle teve uma duração suficiente para recuperar a aeronave. Além disso, foi comprovado pela fabricante que a aeronave tinha capacidade dinâmica de ser recuperada com uma deflexão total traseira do manche até apenas 6s antes do impacto.

Pela consequente mudança de atitude cabrada da aeronave para picada, houve acelerações negativas na cabine, contribuindo ainda mais para a desorientação do piloto. O consequente agravamento da situação resultou em excursões muito mais rápidas dos próximos dois envelopes. Até o final do voo, o controle da aeronave não foi recuperada e devido a configuração em que se encontrava, desceu velozmente até o impacto com o solo.

Conclui-se desta forma, que o estresse e cansaço da tripulação aliados a uma situação meteorológica adversa desencadearam um processo relativamente longo de perda de controle. A falha do comandante em identificar uma situação perigosa o preveniu de tomar as ações corretivas necessárias para a prevenção do acidente durante todo este processo. Após a perda de orientação, o piloto não respondeu a orientações do primeiro-oficial e não se situou através dos instrumentos, confiando apenas nos seus sentidos que ao serem interpretados de forma errada, impossibilitavam o piloto de se situar.

O critério QLC proporcionou uma visão paramétrica suplementar à investigação tradicional dos registros do voo. Ele permitiu unir uma visão de engenharia às informações temporais de forma a criar uma análise tanto quantitativa, como qualitativa sobre os fatos do voo FDB981. Com o destaque do ponto da perda de controle foi possível observar o contexto anterior da

condição indesejável bem como o resultado da perda de controle sobre o comportamento da tripulação em relação ao procedimento necessário para recuperar o controle da aeronave. Isso contribuiu para a conclusão sobre os acontecimentos do acidente e reforçaram as hipóteses levantadas pela equipe de investigação.

Além disso, ao utilizar essa abordagem a identificação de possíveis intervenções tecnológicas e operacionais para que a cadeia de eventos observada não se repita se torna mais fácil. Especificamente falando dos fatos do voo FDB981, pode ser para a prevenção de acidentes relacionados a perda de controle em voo devido a desorientação espacial da tripulação.

Através destes resultados e análises sobre o fator humano em acidentes aeronáuticos espera-se, portanto, que este trabalho sirva de contribuição para o aumento da segurança de voo. Através do uso de métodos quantitativos e do estudo da influência humana no resultado da perda de controle, é possível que engenheiras e engenheiros aeronáuticos desenvolvam tecnologias, equipamentos e operações que previnam a ocorrência da perda de controle em voo e, mais importante, previnam a perda de vidas em operações aeronáuticas.



## REFERÊNCIAS

AIRBUS. **A statistical analysis of commercial aviation accidents 1958-2019**. Airbus, 2020. 24-28 p. Disponível em: <<https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/safety-first/Statistical-Analysis-of-Comercial-Aviation-Accidents-1958-2019.pdf>>. Acesso em: 24 fevereiro 2020.

CAMPBELL, R. D.; BAGSHAW, M. **Human performance and limitations in aviation**. Estados Unidos da América: Blackwell Science, 1996.

CAST. Commercial Aviation Safety Team. **JSAT Loss of control - CAST approved final report - Results and analysis**. CAST, 2000. Disponível em: <[https://www.cast-safety.org/pdf/jsat\\_loss-control.pdf](https://www.cast-safety.org/pdf/jsat_loss-control.pdf)>. Acesso em: 03 maio 2020.

COOPER, G. E.; HARPER, R. P. **The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities**. [s.n.], 1969. NASA Technical Note D-5153. Disponível em: <<http://repositorios.cpai.unb.br/ctan/macros/latex/contrib/abntex2/doc/abntex2cite.pdf>>. Acesso em: 08 maio 2015.

\_\_\_\_\_. **Handling qualities and pilot evaluation**. [s.n.], 1984. Disponível em: <[https://engineering.purdue.edu/~andrisan/Courses/AAE490A\\_S2010/Buffer/HCooper.pdf](https://engineering.purdue.edu/~andrisan/Courses/AAE490A_S2010/Buffer/HCooper.pdf)>. Acesso em: 10 maio 2020.

ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of flight: Stability and control**. Estados Unidos da América: John Wiley Sons, Inc., 1996. 310-320 p.

FAA. Federal Aviation Administration. **FAR Part 25: Airworthiness standards: transport aircraft**. FAA, 1964. Disponível em: <<https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?node=14:1.0.1.3.11>>. Acesso em: 01 maio 2020.

IATA. International Air Transport Association. **Loss of control in-flight accident analysis report**. IATA, 2019. 24 p. Disponível em: <[https://www.iata.org/contentassets/b6eb2adc248c484192101edd1ed36015/loc-i\\_2019.pdf](https://www.iata.org/contentassets/b6eb2adc248c484192101edd1ed36015/loc-i_2019.pdf)>. Acesso em: 26 fevereiro 2020.

\_\_\_\_\_. **Safety report 2019**. IATA, 2020. 50 p. Disponível em: <<https://www.iata.org/en/publications/safety-report>>. Acesso em: 22 abril 2020.

ICAO. International Civil Aviation Organization. **Aircraft accident and incident investigation: International standards and recommended practices**. ICAO, 2001. 1-1 p. Ninth Edition. Disponível em: <[https://www.emsa.europa.eu/retro/Docs/marine\\_casualties/annex\\_13.pdf](https://www.emsa.europa.eu/retro/Docs/marine_casualties/annex_13.pdf)>. Acesso em: 23 abril 2020.

\_\_\_\_\_. **Operation of aircraft: International standards and recommended practices**. ICAO, 2010. 1-2, 1-3 p. Ninth Edition. Disponível em: <[https://www.verifavia.com/bases/ressource\\_pdf/299/icao-annex-6-part-i.pdf](https://www.verifavia.com/bases/ressource_pdf/299/icao-annex-6-part-i.pdf)>. Acesso em: 15 maio 2020.

MAK. Interstate Aviation Committee. **Final Report**. MAK, 2019. Tradução em inglês. Disponível em: <<https://mak-iac.org/en/rassledovaniya/boeing-737-800-a6-fdn-19-03-2016/>>. Acesso em: 05 março 2020.

MALLAUN, C.; GIEZ, A.; BAUMANN, R. Calibration of 3-d wind measurements on a single-engine research aircraft. **Atmospheric Measurement Techniques**, Alemanha, p. 3177–3178, 2015. Disponível em: <<https://www.atmos-meas-tech.net/8/3177/2015/amt-8-3177-2015.html>>.

PAVEL. **A6-FDN flydubai Boeing 737-8KN(WL)**. [s.n.], 2011. 1 fotografia. 1400 x 949 pixels. Disponível em: <<https://www.planespotters.net/photo/231922/a6-fdn-flydubai-boeing-737-8knwl>>. Acesso em: 27 abril 2020.

PETCHENIK, I. **Flightradar24 Data for FlyDubai Flight 981**. [s.n.], 2016. Disponível em: <<https://www.flightradar24.com/blog/flightradar24-data-for-flydubai-flight-981/>>. Acesso em: 26 maio 2020.

WILBORN, J. E.; FOSTER, J. V. Defining commercial transport loss of control: a quantitative approach. In: AIAA. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 4811., 2004, Providence. Providence: AIAA, 2004. p. 1–11.

## **Anexos**







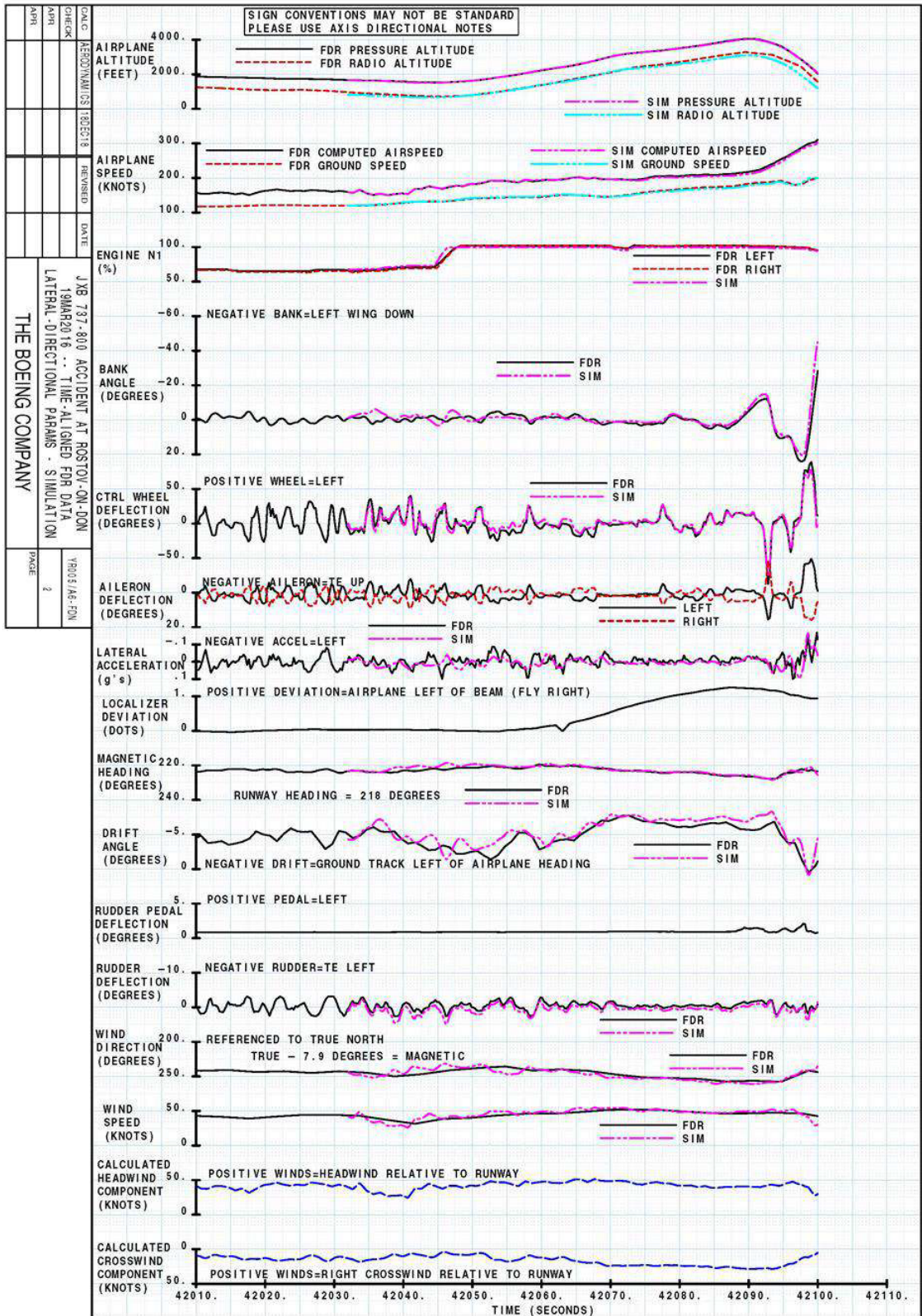


Figura 26: Resultados da simulação no canal lateral

Fonte: MAK (2019)





ANEXO B – DADOS PUBLICADOS DO FLIGHT DATA RECORDER

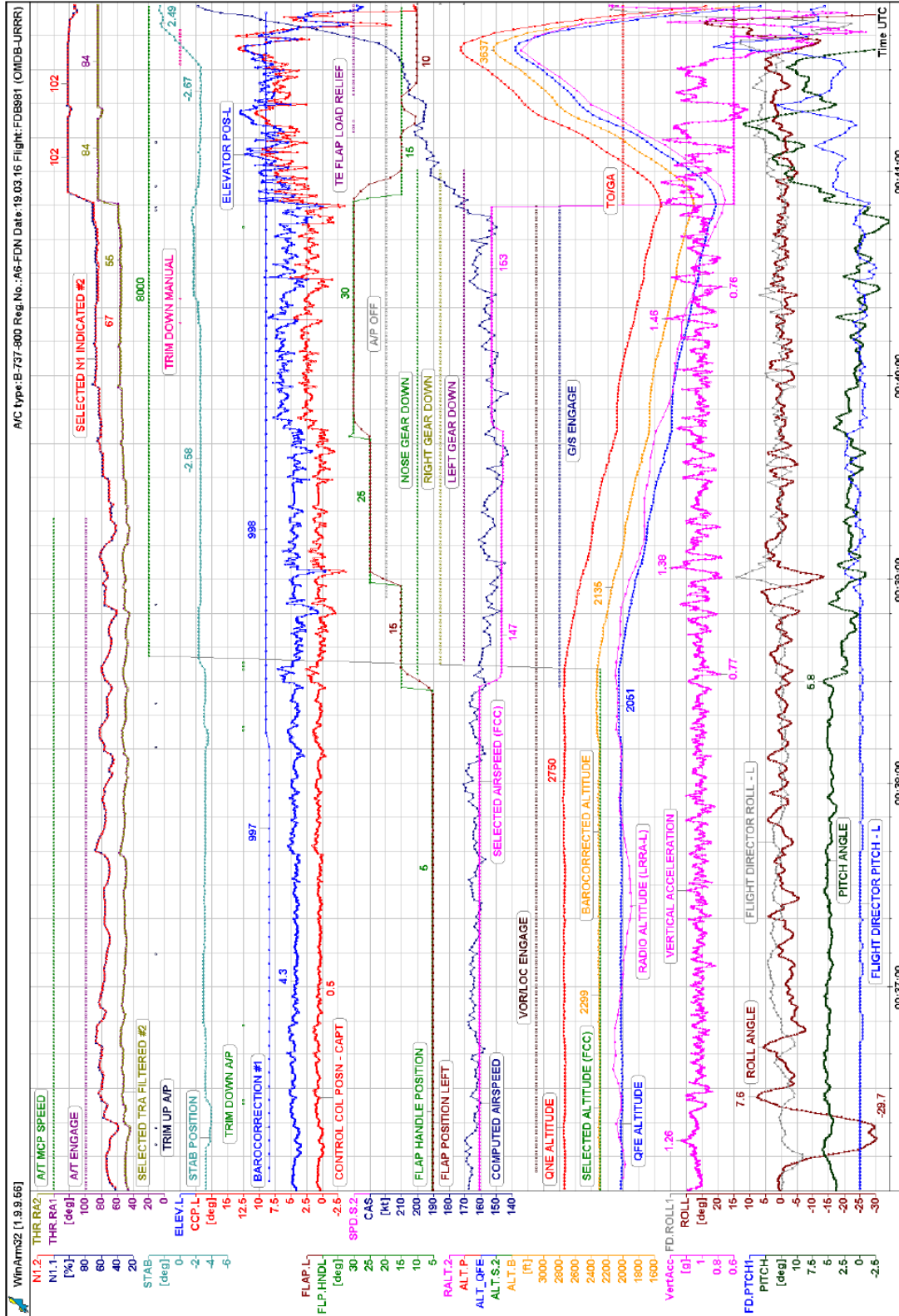


Figura 27: Dados do FDR para a segunda aproximação

Fonte: MAK (2019)

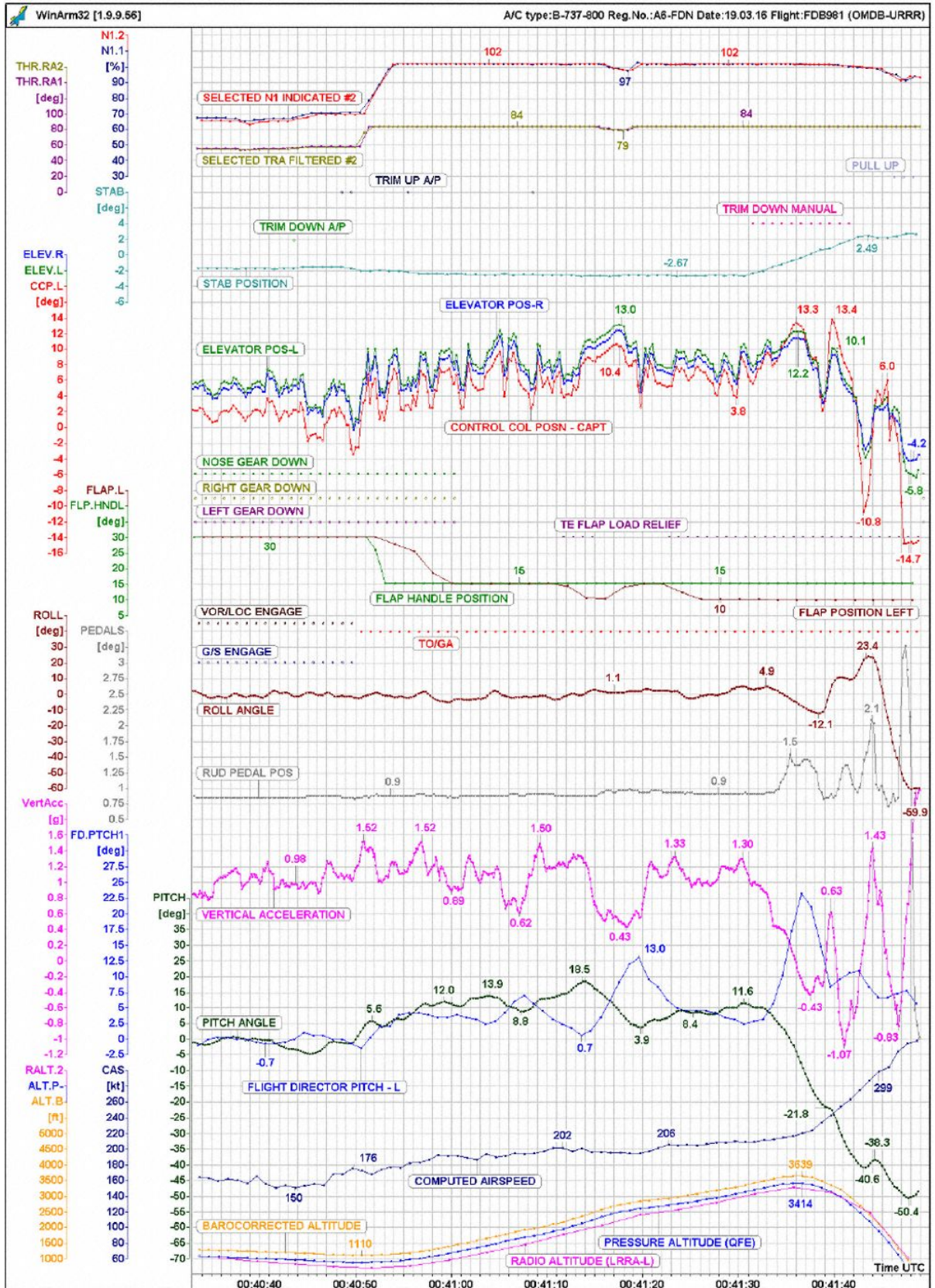


Figura 28: Dados do FDR para a segunda arremetida

Fonte: MAK (2019)