



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS

**Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Mecânica**

Moisés Airto Severo Dornelles

**AVALIAÇÃO QUALITATIVA E QUANTITATIVA DA CONDIÇÃO DE
ENERGIA DE AERONAVES A JATO, DURANTE A FASE DE
DESCIDA E APROXIMAÇÃO PARA POUSO.**

Belo Horizonte
2012

Moisés Airto Severo Dornelles

**AVALIAÇÃO QUALITATIVA E QUANTITATIVA DA CONDIÇÃO DE
ENERGIA DE AERONAVES A JATO, DURANTE A FASE DE
DESCIDA E APROXIMAÇÃO PARA POUSO.**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Projeto Mecânico

Orientador: Prof. Dr. Ricardo **Poley** Martins Ferreira.

Belo Horizonte
2012



Universidade Federal de Minas Gerais
Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

Av. Antônio Carlos, 6627 - Pampulha - 31.270-901 - Belo Horizonte – MG

Tel.: +55 31 3409-5145 - Fax.: +55 31 3409-3506

www.demec.ufmg.br - E-mail: cpgmec@demec.ufmg.br

Moisés Aírto Severo Dornelles

**AVALIAÇÃO QUALITATIVA E QUANTITATIVA DA CONDIÇÃO DE
ENERGIA DE AERONAVES A JATO, DURANTE A FASE DE
DESCIDA E APROXIMAÇÃO PARA POUSO.**

Dissertação defendida e aprovada pela Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como parte dos requisitos necessários para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica, na área de concentração de Projeto Mecânico.

Prof. Dr. Ricardo **Poley** Martins Ferreira (Orientador) - UFMG

Prof. Dr. Ricardo Luiz **Utsch** de Freitas (Examinador) – UFMG

Prof. Dr. Eduardo **Bauzer** Medeiros (Examinador) – UFMG

Belo Horizonte, 31 de julho de 2012.

*À esposa Fabiane e filha Rafaela,
pelo carinho e dedicação.*

AGRADECIMENTOS

A concretização deste trabalho se deve a contribuição intrínseca da família, colegas de trabalho e de pessoas que direta ou indiretamente colaboraram nessa extensa e desafiadora pesquisa.

Primeiramente, manifesto os meus pensamentos a Energia Suprema, que irradia luz em todos os instantes da nossa existência, Deus.

Aos colegas de trabalho do Departamento de Safety pelo auxílio e motivação nas pesquisas. Aos incentivos do Cmte. Quito e do Cmte. Alonso que viabilizaram as pesquisas. Aos colegas de trabalho das outras áreas que de alguma forma me responderam aos inúmeros questionamentos sobre o assunto. E, aos gestores, que compreenderam as inúmeras solicitações de ausências temporárias para os estudos acadêmicos.

Ao Msc. Han Wu, da Embry-Riddle University, que me auxiliou do seu escritório nos EUA, através de mensagens eletrônicas, na orientação da pesquisa do FDM.

Ao Cmte. Scorza que apoiou integralmente desde o início da pesquisa, colaborando nos questionamentos, fornecendo valiosas informações dos seus conhecimentos e pesquisas na área de aviação.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Poley, que não mediu esforços para me auxiliar, e pacientemente conduziu a orientação dos estudos com conhecimentos, colaboração e apoio mútuo. E, também, ao aluno Leandro, da Engenharia Mecânica - UFMG, que colaborou nas etapas da pesquisa.

Meus sinceros agradecimentos.

“... quando se consegue medir o fenômeno de que se está falando e expressá-lo em números, conhecemos algo a respeito dele; mas quando não se pode medi-lo, quando não se consegue expressá-lo através de números, o conhecimento é de natureza pobre e insatisfatória...”

(Lord Kelvin em aula no *Institution of Civil Engineers*, 03 de maio de 1883).

RESUMO

Este trabalho de pesquisa foi fundamentado na avaliação qualitativa e quantitativa dos parâmetros (dados) de voo, coletados do Sistema de Monitoramento de Dados de Voo (*Flight Data Monitoring – FDM*), na etapa de descida e aproximação para pouso de aeronaves a jato, com o objetivo de avaliar as condições de energia das aeronaves quanto aos aspectos segurança do voo, eficiência operacional e conforto. A avaliação qualitativa tomou como referência os parâmetros primários de voo e alguns dados complementares, como: altitude, velocidade aerodinâmica, velocidade vertical, ângulo de atitude (*pitch*), consumo de combustível, fluxo de combustível, etc. A partir desses parâmetros calcularam-se a energia potencial, cinética e total (mecânica) em intervalos regulares aplicando-os em gráficos. Em seguida, estabeleceram-se métricas para se avaliar os três aspectos propostos. Quanto ao aspecto de segurança do voo estabeleceu-se que as condições de energia das aeronaves seriam as métricas avaliadas; quanto ao aspecto de eficiência operacional estabeleceu-se que o consumo de combustível seriam as métricas de avaliação; e, quanto ao aspecto de conforto do voo estabeleceu-se que as acelerações verticais, calculadas a partir das velocidades verticais, seriam as métricas avaliadas. Na avaliação quantitativa aplicou-se a análise de envoltória de dados (*Data Envelopment Analysis – DEA*) para se verificar a eficiência *DEA* das aeronaves, tomando-se como referência os parâmetros de consumo de combustível, tempo de voo e as energias potencial, cinética e total dissipadas. Os resultados obtidos através dos voos avaliados na trajetória de descida e aproximação para pouso mostraram-se satisfatórios para a compreensão dos três aspectos: segurança do voo, eficiência operacional e conforto. Os resultados da avaliação qualitativa e quantitativa utilizadas nesta pesquisa poderão servir de estímulo para ampliar as pesquisas acadêmicas nesta área, tomando-se como referência a gama de dados disponíveis no *FDM* e as unidades de tomadas de decisão (*Decision Making Units - DMUs*), aplicando-se *Data Mining (DM)* e *DEA*; além de apoiar gestores e analistas de segurança de voo nas tomadas de decisões, estabelecendo-se um método preditivo no gerenciamento do risco operacional que envolve as inúmeras operações de um operador aéreo.

Palavras Chaves: Condições de energia da aeronave. Unidades de tomada de decisão. Eficiência *DEA*.

ABSTRACT

This paper is based in qualitative and quantitative evaluation of flight parameters, collected of Flight Data Monitoring System (FDM), during flight path of descent and approach for landing of jet aircraft, with purpose of evaluation the energy conditions as for that aspect of safety, operational efficiency and comfort in this flight segment. The qualitative evaluation using as reference primary flight parameters and complementary dates, as: altitude, air speed, vertical speed, attitude angle, fuel used, fuel flow, etc. From parameters was calculated the potential, kinetics, total (mechanics) in regular intervals applied this parameters in charts. Following, established metrics for evaluate the three aspects purposed. As for that flight safety aspect established that the energy conditions of aircraft would be evaluated metrics; as for that operational efficiency aspect established that the fuel used would be evaluated metrics; and, as for that comfort established that the vertical accelerations, calculated from vertical speed, would be evaluated metrics. In the quantitative evaluation applied the Data Envelopment Analysis – DEA to verify DEA efficiency of aircrafts, using as reference the parameters of fuel used, time of flight and dissipated potential, kinetic and total energy. The results obtained by flights evaluated in the path of descent and approach to landing was satisfactory to the comprehension of three aspects: flight safety, operational efficiency and comfort. The results of qualitative and quantitative evaluation obtained in this paper will can serve as stimulus to broaden the academic researches in this area, using as reference large dates available in FDM and Decision Making Units – DMU's, applying Data Mining (DM) and DEA; apart from support managers and flight safety analysts in decisions making, establishing a predictive method in operational risk managing that involve large operations of an airliner operator.

Keywords: Energy conditions of aircraft. Decision Making Units (DMUs). DEA Efficiency.

LISTA DE SIMBOLOS E ABREVIATURAS

α	ângulo de ataque [graus]
α, λ	multiplicadores
Δ	taxa de variação
θ	ângulo de atitude [graus]
θ	medida radial de eficiência
Σ	somatória
a	aceleração [m/s^2]
dE_s	taxa de variação em E_s
dh	taxa de variação em h
dt	taxa de variação em t
dv	taxa de variação em v
dx	taxa de variação em x
dy	taxa de variação em y
ε	eficiência
E_T	energia total ou mecânica [J]
E_C	energia cinética [J]
E_P	energia potencial [J]
E_s	energia específica [m]
F	fahrenheit [graus]
$F(x)$	força na direção x [N]
$F(y)$	força gravitacional [$kg.m/s^2$]
ft	feet [1 ft = 0,3048 m]
g	aceleração gravitacional [1 g = 9,81 m/s^2]
h	altura [m]
kt	knot [1 kt = 1 milha marítima/h = 0,5144 m/s]
m	massa [kg]
M	prefixo Mega [10^6]
NM	milha marítima [1852 m]
u, v	variáveis observáveis para saída
v	velocidade [m/s]
V_{REF}	velocidade de referência [kt]
W	trabalho [J]
x_0, y_0	variáveis observáveis para entrada

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1.1 - Etapas do voo.....	23
FIGURA 1.2 - Segmentos da aproximação.....	24
FIGURA 1.3 - <i>Safety Window</i>	25
FIGURA 1.4 - Taxa de acidentes aeronáuticos mundiais.....	28
FIGURA 1.5 - Taxa de acidentes aeronáuticos mundiais e projeção.....	29
FIGURA 1.6 - Acidentes aeronáuticos na aviação civil brasileira.....	29
FIGURA 1.7 - Aeronave <i>Comet</i>	30
FIGURA 1.8 - Parâmetros de voo de uma investigação.....	31
FIGURA 1.9 - Voo planado da aeronave <i>B767 – Gimli Glider</i>	33
FIGURA 1.10 - Aeronave <i>A330-200</i> após pouso.....	34
FIGURA 1.11 - Rota e atitude do voo <i>AF447</i>	35
FIGURA 1.12 - Gravador de voo analógico.....	37
FIGURA 1.13 - Gravador de voo estado-sólido.....	38
FIGURA 1.14 - Esquemático do sistema <i>FDR</i>	38
FIGURA 1.15 - Tabela de evolução do <i>FDR</i>	39
FIGURA 1.16 - Esquemático do <i>FDAU</i>	40
FIGURA 1.17 - Esquemático da energia potencial.....	42
FIGURA 1.18 - Esquemático das trocas de energia.....	46
FIGURA 1.19 - Fontes de transferência de energia.....	47
FIGURA 1.20 - Forças agindo na aeronave em voo inclinado.....	51
FIGURA 1.21 - Segmentos da trajetória de voo.....	54
FIGURA 1.22 - Sumário mínimo combustível no voo e comandos associados.....	56
FIGURA 1.23 - Visualização quantitativa de Galileu.....	57
FIGURA 1.24 - Visualização de grupos de dados.....	58
FIGURA 1.25 - Visualização de grupos de dados distintos.....	59
FIGURA 1.26 - Visualização de método gráfico.....	60
FIGURA 1.27 - Visualização gráfica na evolução temporal.....	61
FIGURA 1.28 - Visualização gráfica de correlação.....	61
FIGURA 1.29 - Visualização gráfica de dados temporais.....	62
FIGURA 1.30 - Diagramas comparativos.....	62
FIGURA 1.31 - Visualização gráfica de modelagem sem referências.....	63
FIGURA 1.32 - Visualização gráfica de modelagem com referências.....	63

FIGURA 1.33 - Dados coletados por <i>Snow</i>	65
FIGURA 1.34 - Mapa de localização de <i>Snow</i>	65
FIGURA 1.35 - Histórico de panes nos lançamentos dos ônibus espaciais.....	67
FIGURA 1.36 - Dados de temperatura nos lançamentos dos ônibus espaciais.....	68
FIGURA 1.37 - Ilustração da demonstração de <i>Feynman</i>	69
FIGURA 2.1 - Desaceleração da aeronave na rampa de descida.....	71
FIGURA 2.2 - Representação de <i>DMUs</i>	75
FIGURA 2.3 - Representação gráfica de <i>DMUs</i>	79
FIGURA 2.4 - Tabela de estudo de caso <i>DEA</i>	80
FIGURA 2.5 - Estudo de caso <i>DEA</i>	81
FIGURA 2.6 - Estudo de caso - Eficiência <i>DEA</i>	81
FIGURA 2.7 - Estudo de caso - Avaliação da eficiência <i>DEA</i>	81
FIGURA 3.1 - Dados em formato txt.....	83
FIGURA 3.2 - Dados txt exportados para planilhas Excel.....	83
FIGURA 3.3 - Dados na planilha Excel em formato xls.....	84
FIGURA 3.4 - Aplicativo <i>DEA</i> na aba <i>Suplementos</i> no Excel.....	85
FIGURA 3.5 - Preenchendo os dados na planilha <i>Suplementos</i>	86
FIGURA 3.6 - Aplicando <i>DEA – Envelopment Model</i>	86
FIGURA 3.7 - Janela <i>Envelopment Model</i>	87
FIGURA 3.8 - Resultados do <i>DEA</i>	87
FIGURA 4.1 - Pontos de referência da descida e aproximação.....	89
FIGURA 4.2 - Posição das aeronaves na aproximação.....	123
FIGURA 4.3 - Condição de energia das aeronaves na aproximação.....	124

LISTA DE GRÁFICOS

GRÁFICO 4.1	- Energia potencial das aeronaves na descida.....	91
GRÁFICO 4.2	- Energia potencial normalizada das aeronaves na descida.....	92
GRÁFICO 4.3	- Energia potencial versus altura das aeronaves na descida.....	93
GRÁFICO 4.4	- Energia potencial versus energia cinética das aeronaves na descida.....	94
GRÁFICO 4.5	- Energia potencial das aeronaves na aproximação.....	95
GRÁFICO 4.6	- Energia cinética das aeronaves na descida.....	96
GRÁFICO 4.7	- Energia cinética normalizada das aeronaves na descida.....	97
GRÁFICO 4.8	- Energia cinética versus altura das aeronaves na descida.....	98
GRÁFICO 4.9	- Energia cinética das aeronaves na referência de 10000 ft.....	99
GRÁFICO 4.10	- Energia cinética versus velocidade das aeronaves na descida.....	100
GRÁFICO 4.11	- Energia cinética versus <i>pitch</i> das aeronaves na descida.....	100
GRÁFICO 4.12	- Energia cinética das aeronaves na aproximação.....	101
GRÁFICO 4.13	- Energia cinética das aeronaves na aproximação inicial (<i>IAF</i>).....	102
GRÁFICO 4.14	- Energia cinética das aeronaves na aproximação final (<i>FAF</i>).....	103
GRÁFICO 4.15	- Energia cinética das aeronaves no pouso.....	104
GRÁFICO 4.16	- Energia cinética das aeronaves nos pontos <i>IAF</i> e <i>FAF</i>	105
GRÁFICO 4.17	- Energia cinética versus velocidade das aeronaves na aproximação...	105
GRÁFICO 4.18	- Energia cinética versus distância das aeronaves na aproximação.....	106
GRÁFICO 4.19	- Energia total das aeronaves na descida.....	107
GRÁFICO 4.20	- Energia total normalizada das aeronaves na descida.....	108
GRÁFICO 4.21	- Energia específica das aeronaves na descida.....	109
GRÁFICO 4.22	- Empuxo dos motores na descida.....	110
GRÁFICO 4.23	- Fluxo de combustível dos motores na descida.....	111
GRÁFICO 4.24	- Consumo de combustível acumulado das aeronaves na descida...	112
GRÁFICO 4.25	- Aceleração vertical das aeronaves na descida.....	113
GRÁFICO 4.26	- Aceleração vertical acumulada das aeronaves na descida.....	114
GRÁFICO 4.27	- Velocidade vertical das aeronaves na descida.....	115
GRÁFICO 4.28	- Picos de aceleração vertical das aeronaves na descida.....	116
GRÁFICO 4.29	- Perfil de descida das aeronaves em relação à distância da pista...	117
GRÁFICO 4.30	- Perfil de descida das aeronaves em relação à altura da pista.....	118
GRÁFICO 4.31	- Perfil de descida das aeronaves em relação ao perfil padrão.....	119
GRÁFICO 4.32	- Razão de planeio das aeronaves na descida.....	120

GRÁFICO 4.33 - Ângulo de planeio das aeronaves na descida.....	121
GRÁFICO 4.34 - Perfil de aproximação das aeronaves para pouso.....	122
GRÁFICO 4.35 - Eficiência DEA; Entradas: consumo, massa; Saída: EPD.....	126
GRÁFICO 4.36 - Eficiência DEA; Entradas: consumo, massa; Saída: ECD.....	128
GRÁFICO 4.37 - Eficiência DEA; Entradas: consumo, massa; Saída: ETD.....	130
GRÁFICO 4.38 - Eficiência DEA; Entradas: tempo, consumo; Saída: EPD.....	132
GRÁFICO 4.39 - Eficiência DEA; Entradas: tempo, consumo; Saída: ECD.....	134
GRÁFICO 4.40 - Eficiência DEA; Entradas: tempo, consumo; Saída: ETD.....	136
GRÁFICO 4.41 - Eficiência DEA; Entradas: tempo, massa; Saída: EPD.....	138
GRÁFICO 4.42 - Eficiência DEA; Entradas: tempo, massa; Saída: ECD.....	140
GRÁFICO 4.43 - Eficiência DEA; Entradas: tempo, massa; Saída: ETD.....	142
GRÁFICO 4.44 - Eficiência DEA através do tempo de descida.....	147
GRÁFICO 4.45 - Eficiência DEA através do peso bruto da aeronave.....	148
GRÁFICO 4.46 - Eficiência DEA através do consumo de combustível.....	148
GRÁFICO 4.47 - Eficiência DEA; consumo versus tempo.....	149
GRÁFICO 4.48 - Avaliação da distância percorrida pelo tempo de descida.....	150
GRÁFICO 4.49 - Avaliação da altura da cabeceira pela distância percorrida.....	151
GRÁFICO 4.50 - Avaliação da razão de descida padrão.....	152

LISTA DE TABELAS

TABELA 4.1	- Consumo e Massa por Energia Potencial Dissipada (EPD).....	125
TABELA 4.2	- Eficiência DEA; Inputs: consumo, massa; Outputs: EPD.....	127
TABELA 4.3	- Consumo e Massa por Energia Cinética Dissipada (ECD).....	127
TABELA 4.4	- Eficiência DEA; Inputs: consumo, massa; Outputs: ECD.....	129
TABELA 4.5	- Consumo e Massa por Energia Total Dissipada (ETD).....	129
TABELA 4.6	- Eficiência DEA; Inputs: consumo, massa; Outputs: ETD.....	131
TABELA 4.7	- Tempo e Consumo por Energia Potencial Dissipada (EPD).....	131
TABELA 4.8	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo; Outputs: EPD.....	133
TABELA 4.9	- Tempo e Consumo por Energia Cinética Dissipada (ECD).....	133
TABELA 4.10	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo; Outputs: ECD.....	135
TABELA 4.11	- Tempo e Consumo por Energia Total Dissipada (ETD).....	135
TABELA 4.12	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo; Outputs: ETD.....	137
TABELA 4.13	- Tempo e Massa por Energia Potencial Dissipada (EPD).....	137
TABELA 4.14	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, massa; Outputs: EPD.....	139
TABELA 4.15	- Tempo e Massa por Energia Cinética Dissipada (ECD).....	139
TABELA 4.16	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, massa; Outputs: ECD.....	141
TABELA 4.17	- Tempo e Massa por Energia Total Dissipada (ETD).....	141
TABELA 4.18	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, massa; Outputs: ETD.....	143
TABELA 4.19	- Tempo, Consumo e Massa por ECD e ETD.....	143
TABELA 4.20	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo, massa; Outputs: ECD, ETD.....	144
TABELA 4.21	- Tempo, Consumo e Massa por EPD e ETD.....	144
TABELA 4.22	- Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo, massa; Outputs: EPD, ETD.....	145
TABELA 4.23	- Síntese dos dados de eficiência DEA.....	146

LISTA DE SIGLAS

ALA – Approach-and-Landing Accident

ATC – Air Traffic Control

C.G. – Centro de Gravidade

CENIPA – Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

CVR – Cockpit Voice Recorder

DAC – Departamento de Aviação Civil

DEA – Data Envelopment Analysis

DFDR – Digital Flight Data Recorder

DM – Data Mining

DMU – Decision Making Unit

EDO – Equação Diferencial Ordinária

ECD – Energia Cinética Dissipada

EPD – Energia Potencial Dissipada

ETD – Energia Total Dissipada

FAA – Federal Aviation Administration

FAF – Final Approach Fix

FAR – Federal Aviation Regulation

FDA – Flight Data Analysis

FDAU – Flight Data Acquisition Unit

FDM – Flight Data Monitoring

FDR – Flight Data Recorder

FOQA – Flight Operations Quality Assurance

FSF – Flight Safety Foundation

HL – Hora Local

IAF – Initial Approach Fix

IAS – Indicated Air Speed

IF – Intermediate Fix

ICAO – International Civil Aviation Organization

ILS – Instrument Landing System

IMC – Instrument Meteorological Conditions

MM – Middle Marker

NACA – National Advisory Committee for Aeronautics

NASA – National Aeronautics Space Administration

MAP – Missed Approach

OACI – Organização da Aviação Civil Internacional

OM – Outer Marker

PADV – Programa de Acompanhamento de Dados de Voo

PCMCIA – Personnel Computer Memory Card International Association

QAR – Quick Access Recorder

RAT – Ram Air Turbine

SARP – Standard and Recommend Practices

SFP – Short Field Performance

SI – Sistema Internacional

SOP – Standard Operations Procedures

SRM – Solid Rocket Motor

SSFDR – Solid State Flight Data Recorder

TAS – True Air Speed

T/D – Top of Descent

VBA – Visual Basic Applications

VMC – Visual Meteorological Conditions

SUMÁRIO

Resumo.....	i
Abstract.....	ii
Lista de símbolos e abreviaturas.....	iii
Lista de figuras.....	iv
Lista de gráficos.....	vi
Lista de tabelas.....	viii
Lista de siglas.....	ix
Sumário.....	xi
1 INTRODUÇÃO.....	19
1.1 Justificativa.....	19
1.2 Objetivos.....	20
1.3 Resultados obtidos.....	21
1.4 Contextualização do trabalho.....	22
1.4.1 <i>Etapas do voo</i>	22
1.4.2 <i>Acidentes aeronáuticos</i>	27
1.4.2.1 <u>Estatísticas de acidentes aeronáuticos</u>	28
1.4.2.2 <u>Aprendizagem reativa</u>	30
1.4.3 <i>Monitoramento de dados de voo (Flight Data Monitoring – FDM)</i>	36
1.4.3.1 <u>Evolução dos gravadores de voo (Flight Data Recorder – FDR)</u>	36
1.4.3.2 <u>Aquisição de dados de voo (Flight Data Acquisition Unit – FDAU)</u>	39
1.4.3.3 <u>Análise de dados de voo (Flight Data Analysis – FDA)</u>	40
1.4.4 <i>Conceitos básicos de energia do voo</i>	41
1.4.4.1 <u>Noções de energia</u>	41
1.4.4.2 <u>Conversão de energia do voo</u>	46
1.4.4.3 <u>Método Rutowski da energia do voo</u>	48
1.4.4.4 <u>Equações do movimento</u>	50
1.4.4.5 <u>Gerenciamento de energia da aeronave</u>	54
1.4.5 <i>Visualização da informação quantitativa</i>	57
1.4.5.1 <u>Pensamento visual e estatístico</u>	59
1.4.5.2 <u>Explicações visuais</u>	62
1.4.5.3 <u>Teste de hipóteses através de visualização gráfica</u>	64
1.4.5.3.1 Hipótese de <i>Snow</i> – Epidemia de Cólera.....	64
1.4.5.3.2 Hipótese <i>NASA</i> – Lançamento do ônibus espacial.....	66

2 REVISÃO DE LITERATURA.....	70
2.1 Estado da arte.....	70
2.2 Análise de envoltória de dados (<i>Data Envelopment Analysis – DEA</i>).....	75
2.2.1 <i>Cenário com uma entrada e uma saída</i>	76
2.2.2 <i>Representação gráfica</i>	79
2.2.3 <i>Estudo de caso – Eficiência DEA</i>	80
3 METODOLOGIA DA AVALIAÇÃO QUALITATIVA E QUANTITATIVA.....	82
3.1 Avaliação qualitativa – visualização gráfica.....	83
3.2 Avaliação quantitativa – análise de envoltória de dados (<i>DEA</i>).....	85
4 RESULTADOS - ANÁLISE QUALITATIVA E ANÁLISE QUANTITATIVA.....	88
4.1 Avaliação qualitativa na descida e aproximação para pouso.....	90
4.1.1 <i>Condição de energia potencial das aeronaves</i>	90
4.1.2 <i>Condição de energia cinética das aeronaves</i>	96
4.1.3 <i>Condição de energia total das aeronaves</i>	107
4.1.4 <i>Parâmetros relacionados ao consumo e aceleração</i>	110
4.1.5 <i>Condição do perfil de descida e aproximação</i>	117
4.1.6 <i>Avaliações qualitativas complementares</i>	123
4.2 Avaliação quantitativa na descida e aproximação para pouso.....	125
4.2.1 <i>Resultados da análise de envoltória de dados (DEA)</i>	125
4.2.2 <i>Síntese de resultados da avaliação quantitativa</i>	146
4.3 Considerações gerais.....	153
5 CONCLUSÃO.....	154
REFERÊNCIAS.....	156
ANEXOS.....	159

1 INTRODUÇÃO

Este trabalho de pesquisa se propõe a analisar as condições de energia potencial, cinética e total das aeronaves, armazenada e dissipada em uma trajetória de descida e aproximação para pouso; com a finalidade de compreender aspectos relacionados à segurança de voo, eficiência operacional e conforto do voo.

A seguir são ponderadas as justificativas, objetivos, os resultados obtidos e a contextualização do tema abordado.

1.1 Justificativa

A proposta da pesquisa propõe-se a análise qualitativa e quantitativa dos dados de monitoramento de voo para a melhor compreensão do armazenamento e da dissipação de energia na trajetória de descida e aproximação da aeronave para pouso.

Quanto ao aspecto da segurança de voo, há dados estatísticos que mostram uma alta taxa de acidentes e incidentes mundiais ocorridos entre 1984 e 1997, envolvendo aeronaves a jato na fase de aproximação e pouso. Esses estudos mostraram que as aproximações não estabilizadas foram fatores causais em 66% dos 76 acidentes e incidentes graves avaliados no período; considerando-se que em alguns casos havia alta energia e em outros casos havia baixa energia. Nesse aspecto podemos avaliar as condições de energia potencial, cinética e total do voo buscando-se uma melhor compreensão desse comportamento para estabelecerem-se métodos que possibilitem identificar riscos operacionais ou tendências nessa trajetória específica.

O transporte aéreo é considerado um dos mais seguros do mundo. Estatísticas mundiais de taxas de acidentes desde a década de 50 tem mostrado que há um decréscimo significativo nessas taxas comprovando essa afirmativa, porém, em contrapartida há também um aumento do tráfego aéreo mundial, que desperta alerta aos órgãos governamentais da aviação civil internacional, quanto à questão da segurança dos voos.

Adicional aos requisitos regulatórios e procedimentos aprovados pelos membros da Organização da Aviação Civil Internacional (OACI), uma abordagem mais proativa era necessária nas questões de segurança de voo, levando ao desenvolvimento de novas abordagens em segurança. Essas abordagens deveriam incluir uma abordagem mais

científica na avaliação do risco, e o desenvolvimento de meios para coletar e analisar a vasta quantidade de dados operacionais, tanto em voo, quanto em solo.

Antes de 2005, havia uma recomendação da OACI quanto ao monitoramento de dados de voo, tornando essa recomendação um item mandatário aos estados membros a partir de 2005. No Brasil, a publicação da norma IAC 119-1005 (20/Dez/2004), pelo extinto Departamento de Aviação Civil (DAC), que trata do Programa de Acompanhamento e Análise de Dados de Voo (PAADV), tornou mandatário o desenvolvimento do programa para as empresas de transporte aéreo regular, devendo estar em pleno funcionamento a partir de Jan/2006.

Desta forma, as empresas aéreas iniciaram a implantação desse programa, também conhecido como programa *FOQA (Flight Operations Quality Assurance)*. Os dados de voo são coletados diariamente através de memórias de estado sólido (*PCM CIA*), que estão instaladas em módulos de gravação a bordo das aeronaves. Esses dados são transferidos (*upload*) para uma base central de tratamento dos dados nas empresas, e uma equipe de analistas de segurança de voo avalia e analisa os dados.

Sendo esses dados de voo essenciais para a pesquisa proposta neste trabalho.

1.2 Objetivos

O principal propósito da pesquisa é a compreensão das condições de energia da aeronave durante a trajetória de descida e aproximação para pouso. As avaliações foram fundamentadas em três aspectos: Segurança de voo, eficiência operacional e conforto do voo.

A compreensão do comportamento de voo das aeronaves nessa trajetória é fundamental para se estabelecer estudos de tendência, principalmente no que tange ao gerenciamento do risco das operações. E, neste sentido, nos propomos a compreender as condições de energia das aeronaves durante essa trajetória.

Outro aspecto, a ser considerado, é a eficiência operacional, principalmente consumo de combustível, que é uma questão financeira de extrema relevância para a saúde das empresas que operam aeronaves.

E, o aspecto conforto do voo, que é uma avaliação mais subjetiva, porém de relevância para o cliente que possui forte influência de opinião pública, principalmente

com relação às redes sociais, e que pode afetar a saúde financeira de uma empresa aérea.

E, finalmente, estabelecer métodos para tratamento de uma grande massa de dados, através de técnicas mais simples como planilhas Excel ou técnicas mais sofisticadas como *Data Mining (DM)*, extraindo gráficos e tabelas que possibilitem uma melhor visualização dos dados brutos coletados.

1.3 Resultados obtidos

Os gráficos elaborados mostraram perfis da trajetória de voo, condições de energia das aeronaves e outros parâmetros relacionados que possibilitaram entender melhor os aspectos propostos: segurança, eficiência operacional do voo e conforto do voo.

Os resultados foram satisfatórios conforme o objetivo proposto, que era compreender o comportamento do voo através da avaliação qualitativa e quantitativa das condições de energia das aeronaves.

Através do tratamento dos dados, e da visualização qualitativa através dos gráficos e tabelas, além da visualização quantitativa, através da aplicação do *DEA Frontier* no Excel, acreditamos que o objetivo foi alcançado.

Os resultados poderão servir para apoiar gestores e analistas de segurança de voo na análise de tendências, através de métodos preditivos, estabelecendo práticas padrões mais aprimoradas nas operações, e ajustando o comportamento operacional almejado.

Acreditamos que a visualização gráfica quando bem fundamentada, possibilita aos analistas uma visão mais clara e objetiva do cenário que se propõe a avaliar.

O tratamento dos dados é uma arte que deve ser aprimorada desde ferramentas mais simples, como o Excel, até as ferramentas mais sofisticadas.

1.4 Contextualização do trabalho

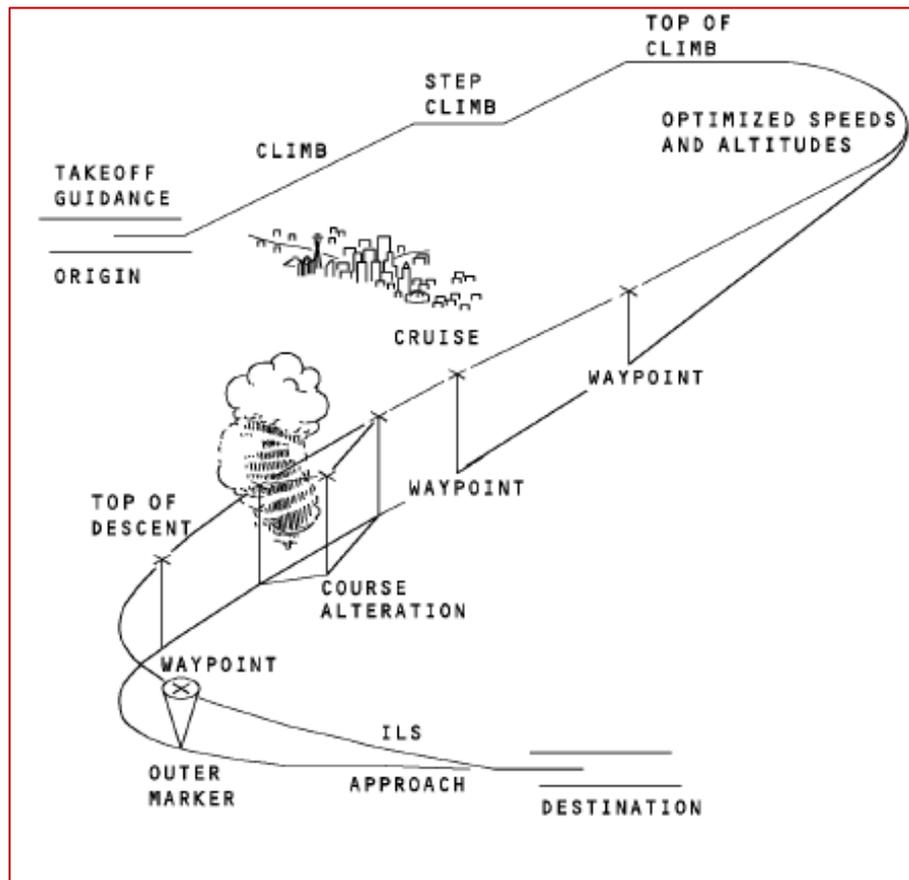
Esta seção contém tópicos relacionados ao trabalho de pesquisa, que possibilitará ao leitor compreender melhor as análises qualitativas e quantitativas realizadas. Há assuntos relacionados ao comportamento do voo, comportamento da aeronave, condições de energia, gravadores de dados de voo, etc.

1.4.1 Etapas do voo

No planejamento de um voo, há vários aspectos a serem considerados: rota planejada, altitude de cruzeiro, condições atmosféricas da rota, quantidade de combustível utilizado no trajeto, duração do voo, além de outras condições conforme o modelo e configuração da aeronave, para o cumprimento das etapas de voo planejadas, conforme ilustrado na Figura 1.1.

Nas empresas de transporte aéreo, há setores específicos para tratar do planejamento do voo, que é a engenharia de operações ou despacho operacional de voo. Nesse setor são calculados principalmente as altitudes e velocidades otimizadas do voo com o principal propósito de eficiência do consumo de combustível na etapa. Nesses setores são desenvolvidos manuais de peso e balanceamento das aeronaves que são referências específicas importantes para determinar-se o centro de gravidade (C.G.) da aeronave e o desempenho do voo das aeronaves.

Figura 1.1 – Etapas do voo



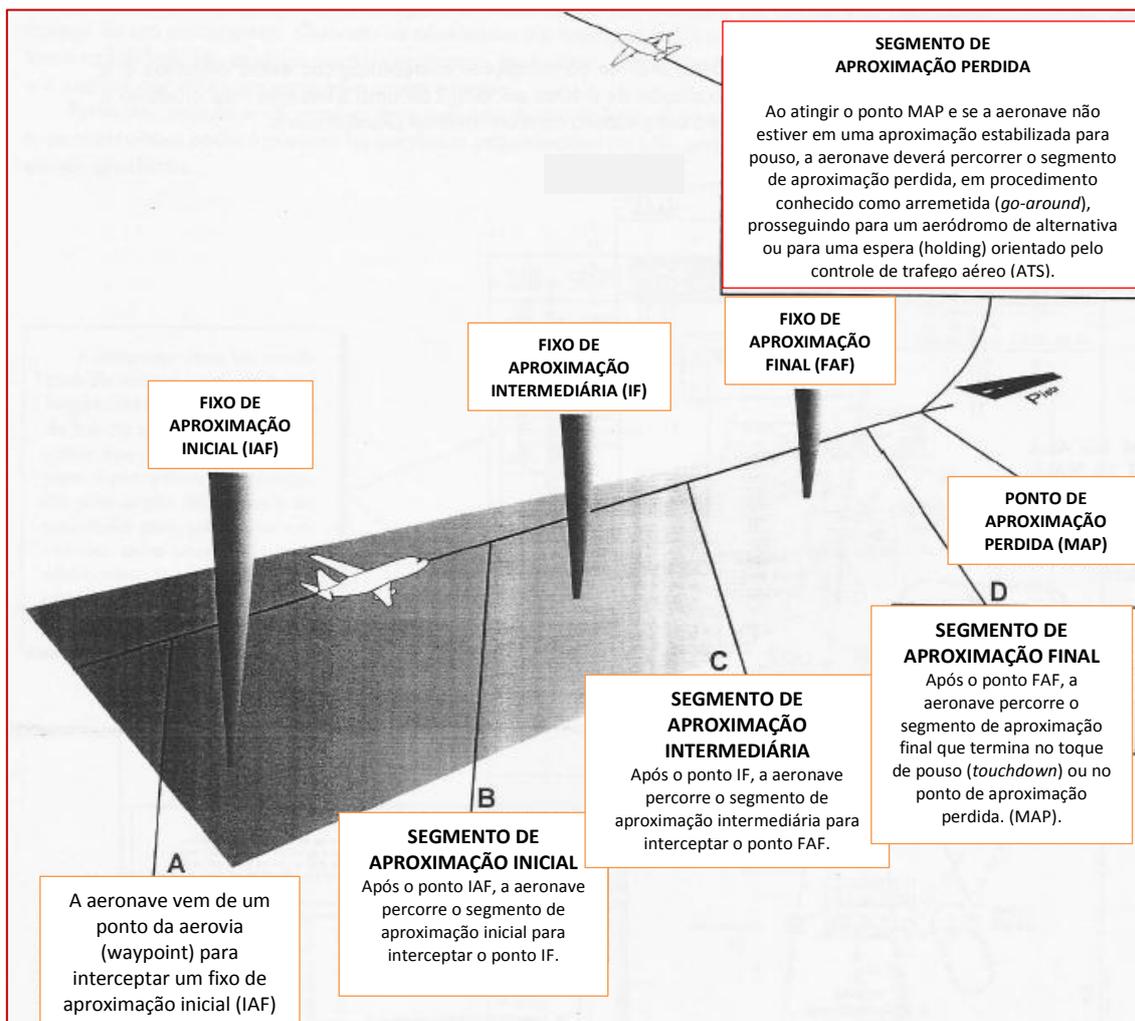
Legenda: *ILS* – *Instrument Landing System*
 Fonte: Adaptado de manual operacional

A pesquisa proposta neste trabalho restringe-se a etapa de descida da aeronave, desde o ponto de referência *Top of Descent (T/D)* até os pontos de referência da aproximação para pouso.

Na aproximação por instrumentos (*Instrument Landing System - ILS*) são considerados quatro segmentos distintos e seus respectivos pontos de referência, conforme é ilustrado na Figura 1.2:

- Aproximação inicial (*IAF – Initial Approach Fix*);
- Aproximação intermediária (*IF – Intermediate Fix*);
- Aproximação final (*FAF – Final Approach Fix*);
- Aproximação perdida (*MAP - Missed Approach*).

Figura 1.2 – Segmentos da aproximação



Fonte: Adaptado da Apostila Voando por Instrumentos

No segmento de aproximação inicial, o objetivo é fornecer um método de alinhamento da aeronave com a trajetória de aproximação. Esse segmento começa no ponto de referência da aproximação inicial (*IAF*) e usualmente termina no ponto de referência da aproximação intermediária (*IF*). Nas cartas aeronáuticas de aproximação por instrumentos são mostrados as indicações do ponto *IAF*, do curso, da distância e da altitude mínima para o segmento intermediário.

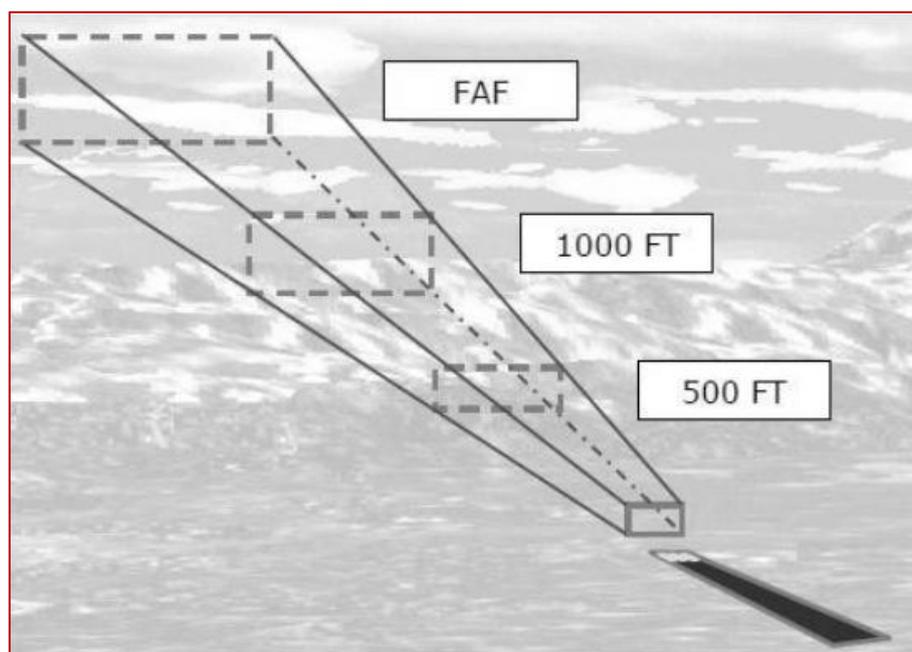
O segmento intermediário é designado primariamente para posicionar a aeronave para a descida final para pouso. Neste segmento normalmente se reduz a velocidade para a aproximação, completa-se a lista de verificação (*checklist*) para pouso e são lembrados os procedimentos mínimos de pouso e arremetida da aeronave. Nas cartas de aproximação são mostrados os valores do rumo magnético, distância e altitude mínima do segmento. O segmento intermediário está normalmente alinhado dentro de 30° da

trajetória de aproximação iniciando-se no ponto intermediário (*IF*) e terminando no ponto de aproximação final (*FAF*). Em alguns casos específicos, o segmento intermediário não é mostrado nas cartas aeronáuticas.

O objetivo do segmento de aproximação final é assegurar que a aeronave prossiga para um ponto determinado, em que as referências visuais requeridas estiverem dentro dos procedimentos padrões, a aproximação estará estabilizada, e a aeronave poderá prosseguir para pouso, caso contrário, a aeronave terá que executar o procedimento de aproximação perdida (*Missed Approach*).

Para as aeronaves de grande porte que possuem grandes quantidades de energia que deve ser dissipada adequadamente durante toda a descida que precede a aproximação para pouso, gerenciar os recursos da aeronave durante a descida e aproximação torna-se essencial na tarefa de gestão de energia do voo, onde sua dificuldade varia de acordo com a velocidade e altitude da aeronave nessas fases. A configuração de segurança deve sempre ser interpretada como limite para se estabilizar a aeronave nos critérios de velocidade, razão de descida, potência e configuração para pouso. Em cada janela de segurança (*safety window*), conforme ilustrado na Figura 1.3, há uma configuração padrão que deve ser cumprida e verificada conforme os procedimentos padrões de operações da empresa (*Standard Operations Procedures – SOP*).

Figura 1.3 – Safety Window



Fonte: Adaptado do artigo da *Flight Safety Foundation (FSF)*

De acordo com o artigo *Approach-and-landing Accident - ALA* (Nov/2000), da *Flight Safety Foundation (FSF)*, todos os voos devem estar estabilizados em 1000 ft (304,8 m) acima da elevação do aeródromo em condições meteorológicas por instrumentos (*Instrument Meteorological Conditions - IMC*) e em 500 ft (152,4 m) acima da elevação do aeródromo em condições meteorológicas visuais (*Visual Meteorological Conditions - VMC*).

Os elementos recomendados, de acordo com a *FSF*, para uma aproximação estabilizada são os seguintes:

1. A aeronave deve estar na trajetória de voo correta;
2. Somente pequenas variações no ângulo de proa (*heading*) e ângulo de arfagem (*pitch*) são necessárias para manter a trajetória do voo correta;
3. A velocidade da aeronave não seja maior que a $V_{REF} + 20$ kt (10,3 m/s) da velocidade aerodinâmica indicada e não menor que a V_{REF} ;
4. A aeronave deve estar na configuração de pouso correta;
5. A razão de descida (*sink rate*) não deve ser maior que 1000 ft/min (5,1 m/s); se uma aproximação requerer razão maior que 1000 ft/min, um *briefing* especial deve ser cumprido;
6. O ajuste de potência deve ser apropriado para a configuração da aeronave e não estar abaixo da potência mínima para aproximação, como definido no manual de operações da aeronave;
7. Todos os *briefings* e *checklists* foram verificados e cumpridos;
8. Tipos específicos de aproximações estarão estabilizadas se também cumprirem os seguintes critérios: aproximações por Sistema de Pouso por Instrumento (*Instrument Landing System - ILS*) devem ser conduzidas dentro de 1 *dot* da rampa de planeio ($0,35^\circ$ no *glideslope*) e 1 *dot* do eixo do localizador (1° no *localizer*); uma aproximação *ILS* Categoria II ou Categoria III deve ser conduzida dentro da faixa expandida do localizador; e durante uma aproximação para circular, as asas devem estar niveladas na aproximação final quando a aeronave atingir 300 ft (91,4 m) acima da elevação do aeródromo; e,
9. Procedimentos de aproximação únicos ou condições anormais que requerem um desvio dos elementos de uma aproximação estabilizada, acima descritos, requerem um *briefing* especial.

Uma aproximação que se torna não estabilizada abaixo de 1000 ft (304,8 m) acima da elevação do aeródromo em condições meteorológicas por instrumentos (*IMC*) ou abaixo de 500 ft (152,4 m) acima da elevação do aeródromo em condições meteorológicas visuais (*VMC*) requer um procedimento de arremetida.

1.4.2 Acidentes aeronáuticos

Em 7/Dezembro/1944, na Convenção de Chicago foi criada a Organização da Aviação Civil Internacional (*OACI*), cuja função seria coordenar e regular o transporte aéreo internacional, com o propósito de proporcionar um transporte seguro. Desde então, a busca por um transporte aéreo mais seguro tem sido destacado em inúmeras áreas do conhecimento, desde práticas padrões adotadas pelos países signatários até pesquisas e estudos científicos na área da segurança do voo.

Na Convenção de Chicago, de 1944, foram criados Anexos que iriam dar as diretrizes gerais para a aviação civil internacional. Um dos Anexos tem implicação direta no assunto da segurança do voo, é o *ANEXO 13 – INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS*.

Regularmente, os Estados Membros (Países) recebem recomendações de práticas e padrões recomendados (*STANDARDS AND RECOMMENDED PRACTICES – SARPs*) com o objetivo de atualização e desenvolvimento da aviação civil internacional, principalmente no que tange ao assunto relacionado à segurança do voo.

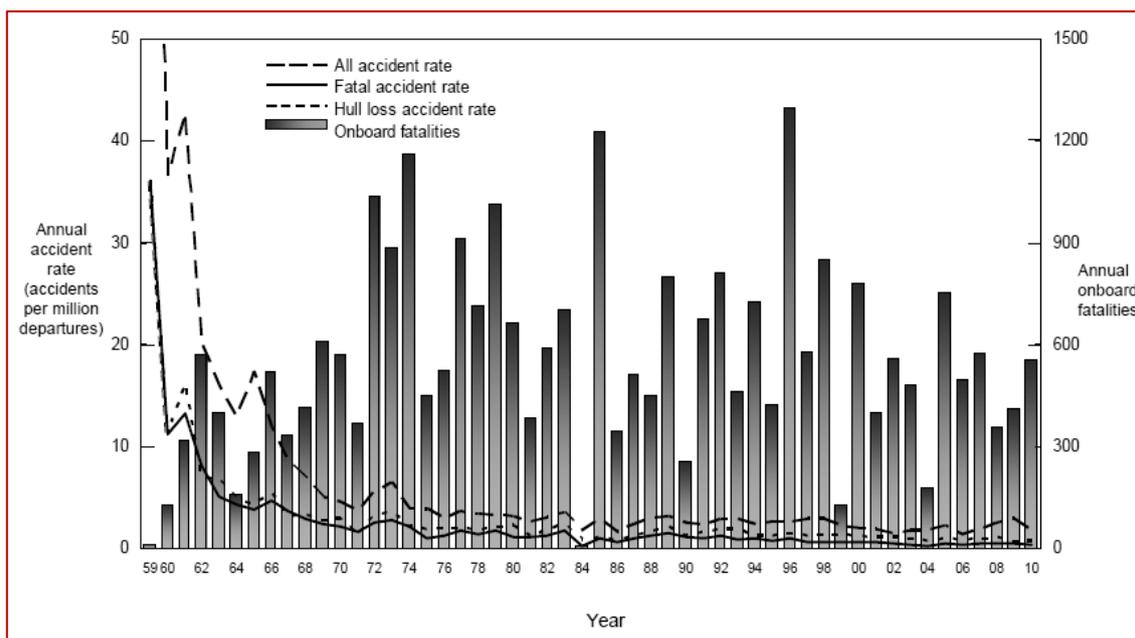
Quando ocorre um acidente aeronáutico, normalmente catastrófico, as diretrizes a serem seguidas pelos Estados Membros está no ANEXO 13 e seus documentos associados.

1.4.2.1 Estatísticas de acidentes aeronáuticos

De acordo com estatísticas mundiais da *OACI*, a taxa de acidentes fatais tem diminuído, conforme dados abaixo, e a ilustração da Figura 1.4:

- **1995:** Taxa de 0.12 acidentes para cada 100000 voos
- **2004:** Taxa de 0.04 acidentes para cada 100000 voos

Figura 1.4 – Taxa de acidentes aeronáuticos mundiais

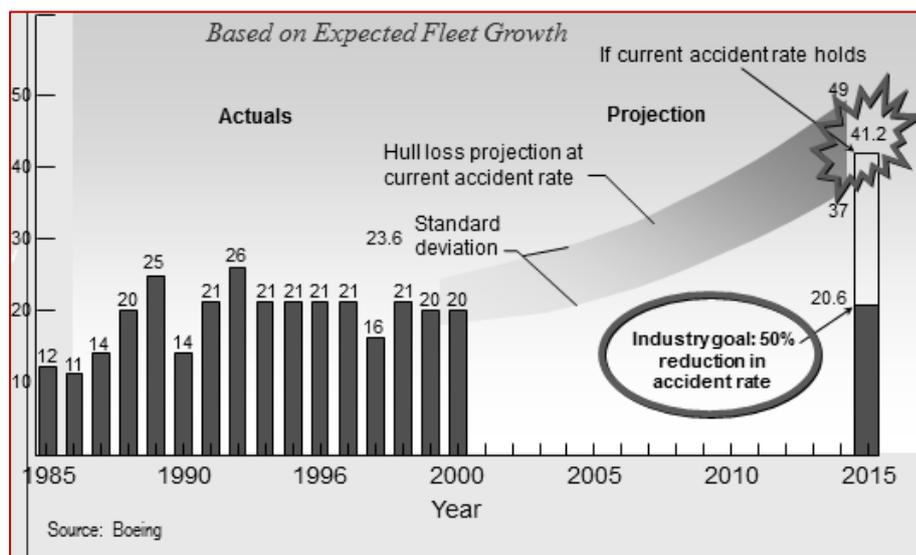


Fonte: *BOEING - STATISTICAL SUMMARY, JUNE 2011*

De 1995 a 2004, houve um aumento de 27% no tráfego aéreo mundial.

A ilustração abaixo (Figura 1.5) mostra a projeção da perda de casco (estrutura) das aeronaves em consequência de acidentes aeronáuticos, baseado em projeção do crescimento da frota mundial. A ilustração também mostra a meta da aviação em relação à redução da taxa de acidentes.

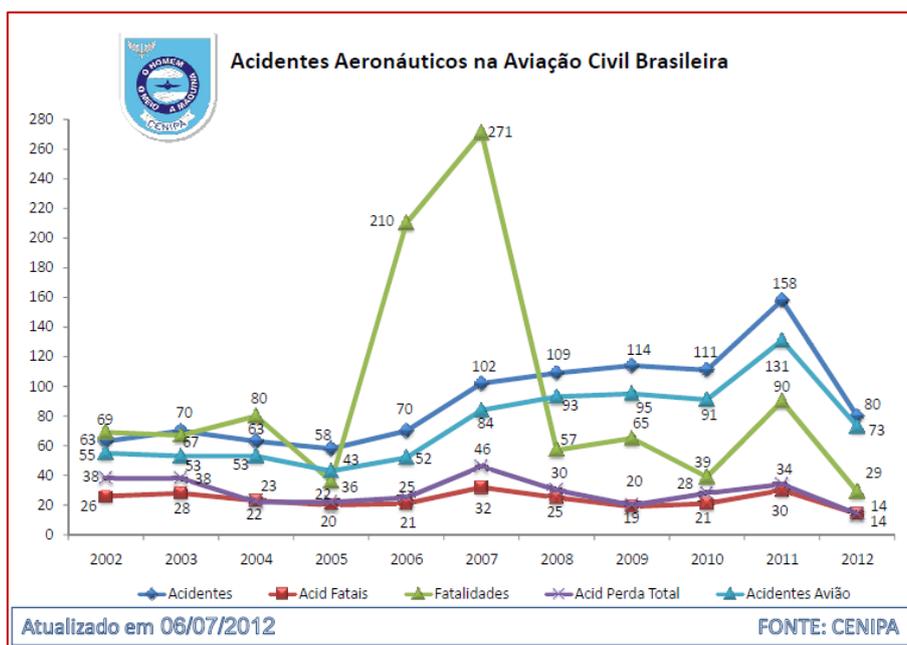
Figura 1.5 – Taxa de acidentes aeronáuticos mundiais e projeção



Fonte: Artigo BOEING

No Brasil, os dados estatísticos sobre acidentes aeronáuticos ocorridos na aviação civil brasileira (Figura 1.6) são divulgados através do órgão do governo federal, do Comando da Aeronáutica, o Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos – CENIPA.

Figura 1.6 – Acidentes aeronáuticos na aviação civil brasileira



Fonte: CENIPA

Disponível em: <http://www.cenipa.aer.mil.br/cenipa/index.php/estatisticas>

A aviação civil internacional ainda é um modo de transporte muito seguro, porém há muitos desafios que necessitam ser tratados a fim de alcançar uma maior redução na taxa de acidentes. Tal redução é requerida para prevenir o número de fatalidades e acidentes aumentar com o aumento do tráfego aéreo, que poderia desacreditar a confiança pública na segurança do sistema de transporte aéreo mundial.

Adicionalmente aos requisitos regulatórios e procedimentos padrões aprovados, uma abordagem mais proativa e científica é necessária. Levando-se ao desenvolvimento de novas abordagens de segurança relacionadas às questões dos fatores humanos, uma avaliação qualitativa e quantitativa do risco e o aprimoramento da análise da grande massa de dados de voo (parâmetros) que são gravados e disponibilizados através do sistema de monitoramento de dados de voo.

1.4.2.2 Aprendizagem reativa

Na década de 50, surgiu o primeiro avião comercial a jato de transporte de passageiros, o *Comet*, produzido pelo fabricante britânico *De Havilland*. Em 1954, após decolar de Roma, a aeronave explodiu no ar. Uma das primeiras investigações sobre acidentes aeronáuticos comprovou que o formato retangular das janelas dos passageiros causavam pontos de tensão na fuselagem, que devido à pressurização e despressurização da cabine levavam a fadiga da estrutura. A partir desse acidente os projetistas passaram a desenhar o formato ovalizado das janelas e melhorias nos projetos estruturais das aeronaves.

Figura 1.7 – Aeronave Comet

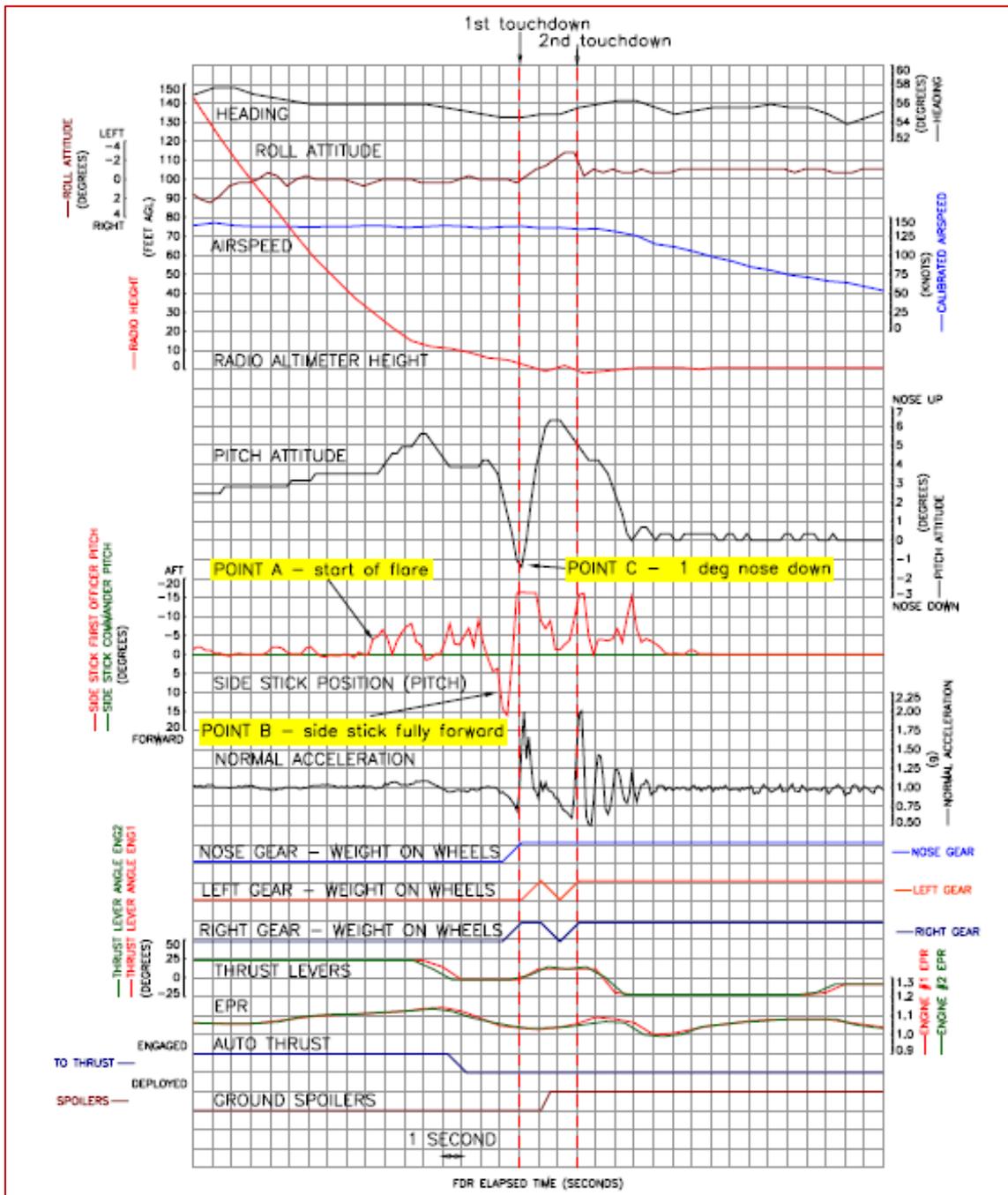


Fonte: Site de notícias Terra

Disponível em: <http://www.terra.com.br/noticias/infograficos/acidentes-aereos>

Na Figura 1.8 é mostrada uma ilustração sobre estudos de uma investigação de acidente aeronáutico, através de um gráfico de parâmetros de voo que foram coletados através do monitoramento de dados de voo (FDM).

Figura 1.8 – Parâmetros de voo de uma investigação



Fonte: Accident Report AAIB Bulletin: 2009

Em 23/Julho/1983, durante o voo 143, na etapa de Montreal para Edmonton (Canadá), a aeronave Boeing 767 subiu para a altitude de cruzeiro, 41000 ft, e na primeira hora do voo a aeronave manteve-se tranquila para a experiente tripulação, entretanto no momento seguinte, 20:00 HL, os instrumentos da cabine de comando (*cockpit*) alertaram os pilotos para baixa pressão de combustível da bomba de combustível do tanque esquerdo. Segundos mais tarde, outro alerta de perda de pressão de combustível no tanque direito. A tripulação imediatamente optou para alternativa de pouso no Aeroporto de Winnipeg, a 120 milhas.

O motor esquerdo foi o primeiro a apagar (*flame out*), enquanto que o motor direito apagou quando, as 20:21 HL, a aeronave estava na altitude de 28500 ft, a 65 milhas do Aeroporto de Winnipeg. A partir deste momento, a aeronave B767 de 156 toneladas, estava sem potência, em voo planado. Os painéis de instrumentos também se apagaram, então a tripulação teve que contar apenas com a bússola magnética, um horizonte artificial (indicador de atitude), o indicador de velocidade e um altímetro (indicador de altitude). Além da aeronave estar sem potência dos motores (voo planado), a tripulação estava num voo cego (*flight blind*) e noturno. Um dispositivo auxiliar de potência (*ram air turbine - RAT*) foi acionado utilizando-se a força do vento para produzir suficiente força hidráulica para manusear ailerons, profundores e leme de direção. Entretanto, os pilotos não poderiam operar os freios de velocidade (*speed brakes*), flaps ou acionar os reversores no pouso.

As 20:31 HL, a tripulação constatou que a aeronave não estava em suficiente altura para atingir a pista de Winnipeg, então solicitaram ao controle de tráfego aéreo para direcionar-se para a base aérea de Gimli, a 12 milhas. As 20:38 HL, após 17 min de voo sem potência, da altitude de 28500 ft, a experiente tripulação pousou o jato B767 de 156 toneladas na pista de Gimli.

Figura 1.9 – Voo planado da aeronave *B767 – Gimli Glider*

Fonte: Flight Safety Australia - July-August 2003

Em 24/Agosto/2001, outra aeronave modelo Airbus 330-200, que fazia a etapa Toronto-Canada/Lisboa-Portugal, também se tornou um planador, devido à perda de combustível dos tanques durante o voo. A tripulação observou um desbalanceamento de combustível na aeronave, e a quantidade de combustível nos tanques, solicitando um desvio de rota para pouso no Aeroporto de Lajes (LPLA), na Ilha de Açores, no Oceano Atlântico. Quando a aeronave estava no procedimento de descida para o Aeroporto de Lajes (LPLA), a 65 milhas marítimas (120,4 Km) e altitude de 34500 ft (10,5 Km), a tripulação informou ao controle de tráfego aéreo que o motor nº 2 também havia apagado (*flame out*), após ter informado a 13 min atrás que o motor nº 1 havia apagado.

Auxiliado pelo controle de tráfego aéreo do aeródromo, a tripulação conduziu a aeronave sem empuxo dos motores, aproximação visual noturna e em boas condições visuais meteorológicas. A aeronave pousou no aeródromo de Lajes, após 19 minutos de voo planado. A causa provável deste acidente, conforme o relatório de investigação foi a total perda de combustível dos tanques através de uma falha na tubulação de alimentação de combustível dos motores.

Figura 1.10 – Aeronave A330-200 após pouso



Fonte: SMS Presentation by Kent Lews

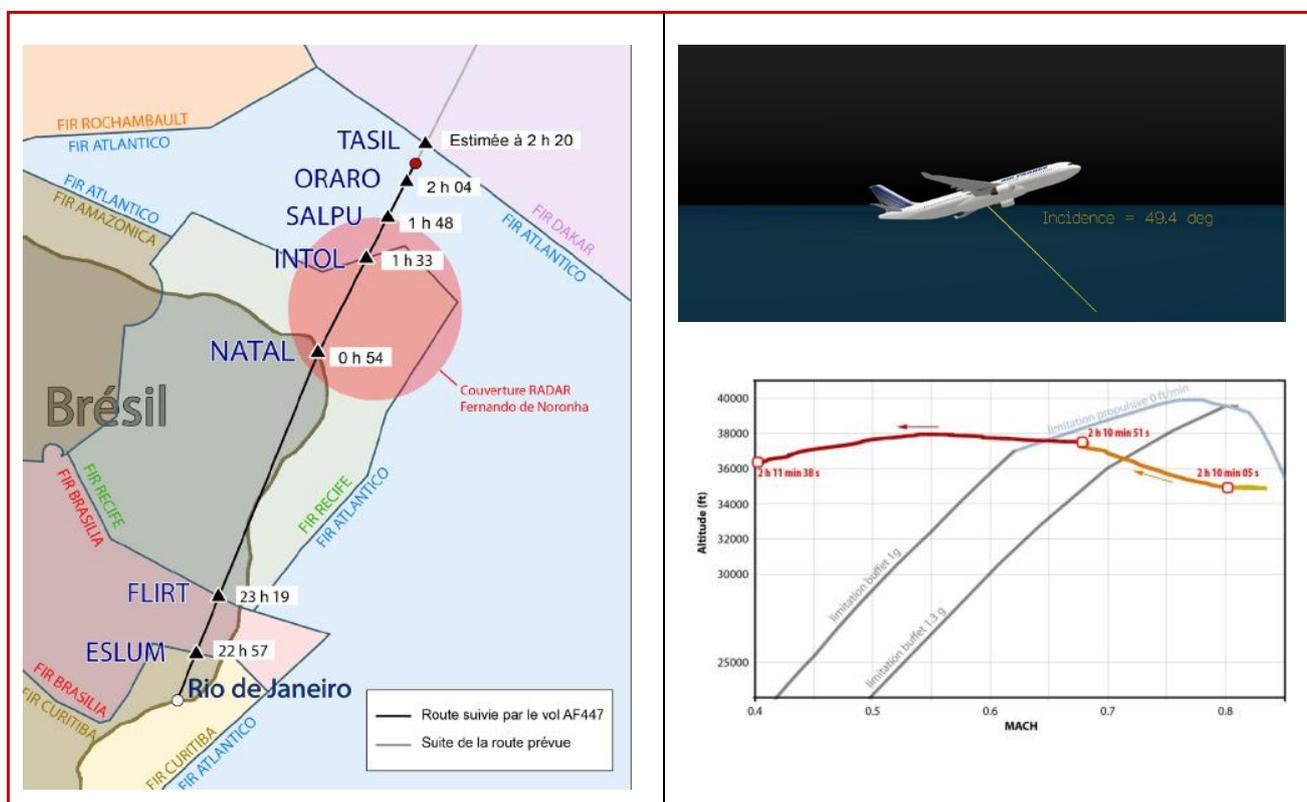
Os dois casos citados acima servem para ilustrar as condições de energia armazenada e dissipada em aeronaves a jato de grande porte, e as técnicas apuradas de pilotagem desses voos planados de grandes jatos, que resultaram no pouso dessas aeronaves específicas, em que essas aeronaves tiveram apenas pequenas avarias.

A energia total armazenada foi gerenciada e adequadamente dissipada nas condições adversas, de um voo planado de um grande jato.

Outro acidente aeronáutico mais recente que podemos considerar como um desses acidentes catastróficos, que comoveram a opinião pública mundial foi o acidente de 31/Maio/2009, ocorrido com a aeronave A330-200, que fazia a rota Rio de Janeiro/Paris-França, voo AF447, vitimando 216 passageiros de 32 nacionalidades, e mais 12 tripulantes (3 pilotos e 9 comissários de bordo), durante a travessia do Oceano Atlântico.

A investigação preliminar após a leitura dos gravadores de voo, através do monitoramento de dados de voo permitiu aos investigadores concluir que: *A aeronave colidiu com a superfície da água em atitude de nariz elevado, pequena inclinação lateral e elevada velocidade vertical.*

Figura 1.11 – Rota e atitude do voo AF447



Após três anos de pesquisas e estudos, o relatório final foi divulgado contendo as causas que levaram ao acidente e as recomendações de segurança para se prevenir que acidentes semelhantes não voltem a ocorrer.

Uma das ferramentas utilizadas na investigação do voo AF447 foi o sistema de monitoramento de dados de voo (FDM), e em todas as investigações de acidentes e

incidentes aeronáuticos, de alguma forma os dados de voo gravados e coletados através de programas semelhantes ao *FDM*, auxiliam as equipes técnicas na investigação dos fatos, e nas prováveis causas que levaram ao acidente ou incidente. Um adequado tratamento da massa de dados coletadas corroboram com a análise dos fatos levantada pelos especialistas.

O monitoramento de dados de voo (*FDM*) ou garantia da qualidade das operações de voo (*Flight Operations Quality Assurance – FOQA*), é um dos métodos que pode ser aplicado preditivamente e considerado altamente eficiente dentro dos níveis desejáveis de gerenciamento, desde que a abordagem científica seja focada e analisada no amplo espectro de dados disponíveis do *FDM*.

1.4.3 Monitoramento de dados de voo (*Flight Data Monitoring - FDM*)

Durante a fase de voo de uma aeronave, parâmetros são gravados em módulos registradores popularmente conhecidos como “caixas-pretas”, os dados são armazenados nos módulos eletrônicos do *Flight Data Recorder (FDR)* e no *Cockpit Voice Recorder (CVR)*, a bordo das aeronaves. Os módulos possuem pintura alaranjada fosforescente para permitir fácil localização durante o resgate de uma aeronave acidentada. O escopo deste trabalho se restringe aos dados do *FDR*.

1.4.3.1 Evolução dos gravadores de voo (*Flight Data Recorder – FDR*)

Na segunda guerra mundial foi utilizado gravador tipo *V-g* (velocidade, aceleração) *NACA* (*National Advisory Committee for Aeronautics*) nas aeronaves em combate, para avaliar as cargas operacionais durante o voo. Os equipamentos registravam os picos de velocidade e aceleração. Na década de 50 surgiu a necessidade de se considerar a altura da aeronave, para avaliar as cargas estruturais e aerodinâmicas das manobras de voo, então, surgiu os gravadores tipo *V-g-h* (velocidade, aceleração, altura) nos EUA e os acelerômetros contadores no Reino Unido (UK). Os gravadores de dados de voo evoluíram a partir do início da década de 60, devido aos requisitos da legislação mundial, para auxiliar nas investigações técnicas de acidentes aeronáuticos.

As aeronaves pioneiras a utilizar gravadores de dados de voo (*FDRs*), tipo fita metálica, foram os modelos *B707*, *DC8* e *Caravelle*. O gravador tipo fita metálica

registrava os dados, através de uma agulha mecânica que tracejava sobre a fita metálica os parâmetros do voo da época (altitude pressão, velocidade indicada, proa magnética, aceleração vertical (fator de carga), e chaveamento do microfone-rádio).

FIGURA 1.12 – Gravador de voo analógico



FONTE: *Campbell – The evolution of flight data analysis.*

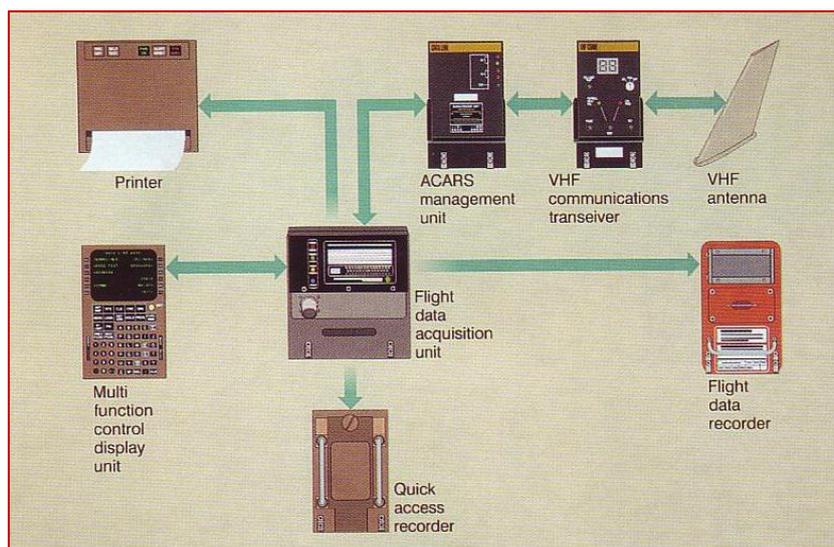
Em 1965, surgiram os gravadores, tipo fita magnética, em que os parâmetros eram digitalizados dentro de um frame. Esse frame digital era gravado em uma fita magnética, utilizando-se sinais codificados binários (0's e 1's). Então, o *FDR* passou a ser digitalizado e conhecido como *DFDR (Digital Flight Data Recorder)*. E, os sinais acústicos na cabine de comando (*cockpit*) puderam ser gravados no módulo do *CVR*.

Nos anos 80, surgiram os gravadores de dados de voo – estado sólido (*Solid State Flight Data Recorder – SSFDR*), em que as fitas magnéticas foram substituídas por cartões de memória de estado sólido. O número de parâmetros registrados passou para centenas de unidades, as frequências de amostragem aumentaram e os tempos de registros de alguns modelos subiram para mais de 50 horas.

FIGURA 1.13 – Gravador de voo estado-sólido

Fonte: Photograph from M. H. Thompson - *A Vision of Future Crash Survivable Recording Systems*, Honeywell.

A aeronave A330 é um exemplo de aeronave equipada com *FDR* do tipo estado sólido. O *FDR* recebe os dados de uma unidade-interface tal que o sistema *FDR* é um sistema de módulo duplo. Adicionalmente algumas empresas aéreas escolhem montar um gravador de acesso rápido (*Quick Access Recorder - QAR*), que recebe os dados da mesma unidade-interface do *FDR* e grava os parâmetros no *FDR*, (ver Figura 1.13).

FIGURA 1.14 – Esquemático do sistema FDR

FONTE: *Campbell – The evolution of flight data analysis*

Figura 1.15 – Tabela de evolução do FDR

Tipo de aeronave	Entrada em serviço	Tipo de FDR	Número de parâmetros	Capacidade de dados FDR
B707	1958	Analógico	5	Limite mecânico em torno de 10 parâmetros
A330	1993	Digital (estado-sólido)	280	128 palavras/s (entrada de dados serial)
E170	2004	Digital (estado-sólido) dual-gravador	774	256 palavras/s (entrada de dados serial)
A380	2007	Digital (estado-sólido)	>1000	1024 palavras/s (entrada de dados serial)
B787	2009	Digital (estado-sólido)	>1000	Sistema ethernet

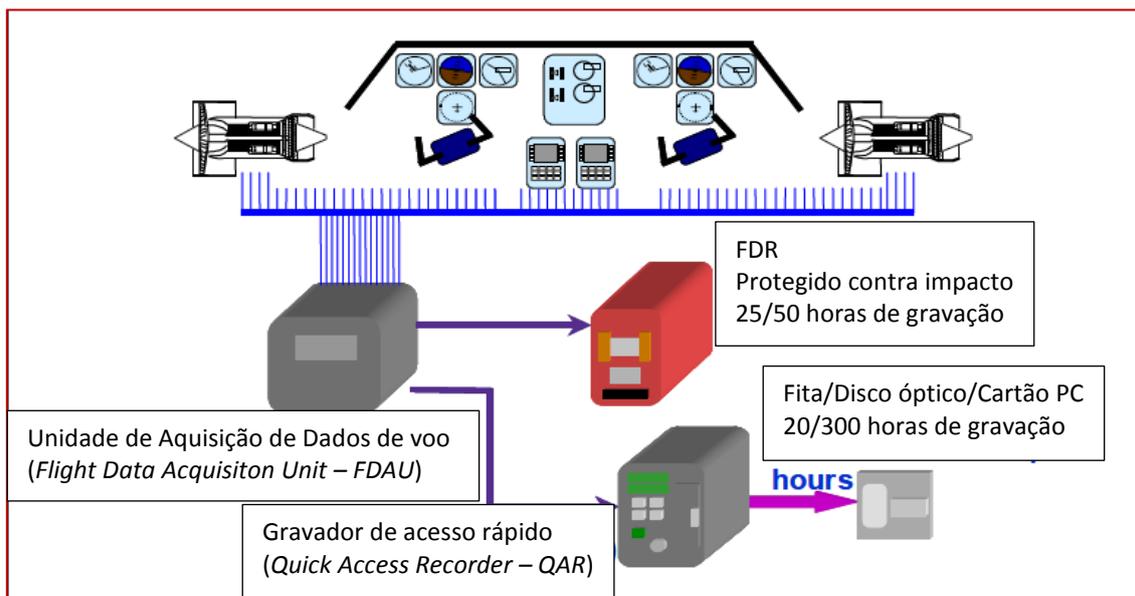
Fonte: Adaptado de BEA – *FDR Read-out*

1.4.3.2 Aquisição de dados de voo (*Flight Data Acquisition Unit – FDAU*)

A necessidade do registro de mais parâmetros, associado com o surgimento de novas tecnologias digitais, dispositivos de aquisição de dados foram projetados para coletar todos os parâmetros antes de serem registrados nos *FDRs*, esses dispositivos são conhecidos como unidades de aquisição de dados de voo (*Flight Data Acquisition Unit – FDAU*). Esse sistema seleciona e envia os dados para os *FDRs*, cuja função limitou-se ao registro dos dados.

O *FDAU* a bordo das aeronaves fornecem dados, tanto para o *FDR*, quanto para o *QAR* que armazena os mesmos dados que os *FDRs*. Os *FDRs* armazenam dados de voo que somente são utilizados após um incidente ou acidente. A mídia de gravação do *QAR* pode ser uma fita magnética, um disco magnético óptico ou um cartão de memória *PCMCIA* (*Personnel Computer Memory Card International Association*), ver Figura 1.16.

FIGURA 1.16 – Esquemático do FDAU



Fonte: Adaptado de BEA – FDR Read-out

1.4.3.3 Análise de dados de voo (Flight Data Analysis - FDA)

Acordo manual da ICAO (*International Civil Aviation Organization*), *Accident Prevention Programme* (2005); os programas *Flight Data Analysis (FDA)* são algumas vezes referenciados como *Flight Data Monitoring (FDM)* ou *Flight Operations Quality Assurance (FOQA)*, e fornecem ferramenta adicional para a identificação preventiva e preditiva de perigos potenciais nas operações de voo.

Inicialmente, o principal uso dos gravadores de voo era auxiliar nas investigações de acidente, especialmente naqueles acidentes que não havia sobreviventes da tripulação. Entretanto, mais tarde, foi reconhecido que as análises desses dados gravados eram também úteis para melhor entender os incidentes graves.

O sistema *FDM* pode ser definido, acordo Manual da ICAO (*Safety Management Manual*), como:

Um programa preventivo e não punitivo para tratar e analisar dados gravados durante a rotina de voos para melhorar o desempenho da tripulação de voo, procedimentos operacionais, treinamento de voo, procedimentos de controle de tráfego aéreo, serviços de navegação aérea, ou manutenção e projeto de aeronaves.

1.4.4 Conceitos básicos de energia do voo

Para a compreensão das condições de energia durante a trajetória de voo de uma aeronave, necessitamos conhecer alguns conceitos básicos de energia; no caso do voo, as formas de energia estudadas são a potencial e cinética; sendo que a primeira é proporcional à altura de voo da aeronave e a segunda é proporcional à velocidade aerodinâmica ao quadrado.

1.4.4.1 Noções de energia

Antes de iniciarmos nos conceitos de condição de energia da aeronave, temos que primeiramente verificar a Lei da Conservação da Energia. A equação abaixo representa a transferência de energia, sem dissipação por atrito, em que apenas as energias cinética e potencial são consideradas.

$$\Delta E_P + \Delta E_C = 0 \quad (1)$$

Onde,

E_P = Energia Potencial

E_C = Energia Cinética

Essa equação nos mostra que toda variação de energia cinética é acompanhada por uma variação igual e oposta na energia potencial. Também, podemos reescrever a equação acima, de outra forma equivalente,

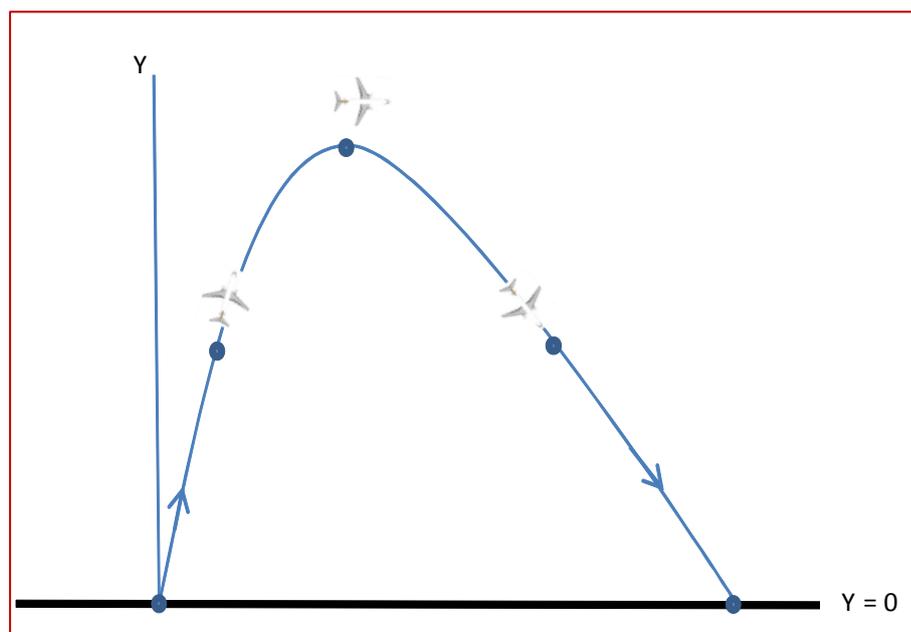
$$E_T = E_P + E_C = \text{constante} \quad (2)$$

Onde E_T , uma constante, é conhecida por energia total ou energia mecânica do sistema a ser avaliado. Essas equações são enunciados equivalentes da *Lei da Conservação da Energia Mecânica*.

Agora, considere um objeto de massa m , que se move verticalmente para cima próxima da superfície da Terra, sob a ação apenas da força gravitacional, cujo módulo é a massa versus a aceleração gravitacional (g), ver Figura 1.17.

O objeto sobe ganhando energia potencial e perdendo energia cinética, e momentaneamente para em um ponto de máximo, a partir deste ponto, o objeto começa a descer, invertendo o sentido do movimento, perdendo energia potencial e ganhando energia cinética. Desta forma, a proporção que o objeto se eleva da superfície da Terra, a sua energia cinética é gradualmente transferida para o sistema objeto-Terra, sendo acumulado como energia potencial. No instante em que o objeto começa a descer, a energia potencial armazenada no sistema decresce, sendo gradualmente transferida ao objeto como energia cinética. As equações (1) e (2) são válidas para a avaliação da força gravitacional.

Figura 1.17 – Esquemático da energia potencial



Fonte: Elaborado pelo autor

A força que atua sobre o objeto nesse sistema é

$$F(y) = - mg \quad (3)$$

Onde o sinal negativo corresponde à força no sentido negativo do eixo-Y. E, a massa m do objeto, nesta pesquisa, corresponde ao peso bruto da aeronave.

Tomou-se $y = 0$ para definir a configuração de referência na qual a energia do sistema objeto-Terra é zero.

Agora, suponha que a força gravitacional que atua sobre o objeto, realize uma quantidade W de trabalho, e desprezando-se as demais forças que possam atuar sobre o objeto, podemos aplicar o Teorema do Trabalho-Energia ($W = \Delta E_c$). Ou seja, W é a variação da energia cinética do objeto. Combinando a equação Trabalho-Energia com a equação (1), temos que,

$$\Delta E_P = - W \quad (4)$$

Para o movimento unidimensional, essa equação torna-se,

$$\Delta E_P = - W = - \int_{y_0}^y F(y) dy \quad (5)$$

A energia potencial $E_P(y)$, pode ser definida, a partir da equação (5),

$$E_P(y) = E_P(y_0) + \Delta E_P = E_P(y_0) - \int_{y_0}^y F(y) dy \quad (6)$$

Onde, $E_P(y_0)$ é a energia potencial do sistema quando ele está na configuração de referência.

Aplicando-se o conceito acima no sistema objeto-Terra, substituindo $F(y) = -mg$, na equação (6), e considerando que $E_P(y_0) = 0$, temos que,

$$E_P(y) = 0 - \int_0^y (-mg) dy \quad (7)$$

Ou,

$$E_P(y) = mgy \quad (8)$$

A energia potencial do objeto é proporcional a sua altura, e a unidade no SI é o Joule, unidade de medida do trabalho.

Agora, observamos um objeto movendo-se em nosso sistema de referência, estabelecemos que para ter havido o movimento, é sinal que houve trabalho. A massa do objeto também deve estar envolvida nessa observação, porque uma determinada quantidade de trabalho provocará diferentes velocidades em objetos de massas diferentes. A propriedade que estamos procurando, é a energia cinética do objeto, que será definida abaixo.

Considere um objeto de massa m , que se move ao longo do eixo- x , estando sob a ação de uma força $F(x)$. O trabalho realizado sobre esse objeto por essa força, na proporção que o objeto se movimenta de uma posição inicial x_i para uma posição final x_f , é,

$$W = \int_{x_f}^{x_i} F(x) dx = \int_{x_f}^{x_i} madx \quad (9)$$

Onde,

m = massa do objeto

a = aceleração do objeto

$F(x)$ foi substituído por ma , aplicando-se a Segunda Lei de Newton. Reescrevendo-se $madx$ na integral da equação, teremos:

$$madx = m (dv/dt) dx = m (dx/dt) dv = mvdv \quad (10)$$

Substituindo a equação (10) na equação (9), teremos,

$$W = \int_{v_i}^{v_f} mvdv = m \int_{v_i}^{v_f} vdv = 1/2mv^2(f) - 1/2mv^2(i) \quad (11)$$

Reconhecendo os termos da direita da equação, como energia cinética, e reescrevendo a equação,

$$W = E_c(f) - E_c(i) = \Delta E_c \quad (12)$$

Que corresponde a equação do Teorema do Trabalho-Energia.

Definindo a energia cinética do objeto, como,

$$E_c = 1/2mv^2 \quad (13)$$

A energia cinética do objeto é proporcional ao quadrado de sua velocidade, e a unidade no SI é o Joule, unidade de medida de trabalho.

Substituindo a equação (8) e (13) na equação (2), teremos para o sistema objeto-Terra, a equação:

$$E_T = mgy + 1/2mv^2 \quad (14)$$

Onde E é a energia mecânica ou energia total do sistema. Embora, possa haver variação da altura y e da velocidade v , isto ocorrerá de tal modo que a energia total permanecerá constante.

Para abranger as forças não conservativas do sistema, a Lei da Conservação da Energia poderá ser generalizada conforme a equação abaixo,

$$\Delta E_C + \Sigma \Delta E_P + \Delta E_{P(int)} + (\text{outras formas de energia}) = 0 \quad (15)$$

Onde,

$\Delta E_{P(int)}$ = energia dissipada por atrito.

Podemos expressar essa generalização, da seguinte forma:

A energia pode ser transformada de uma forma em outra em um sistema isolado, mas não pode ser criada ou destruída; a energia total do sistema sempre permanece constante.

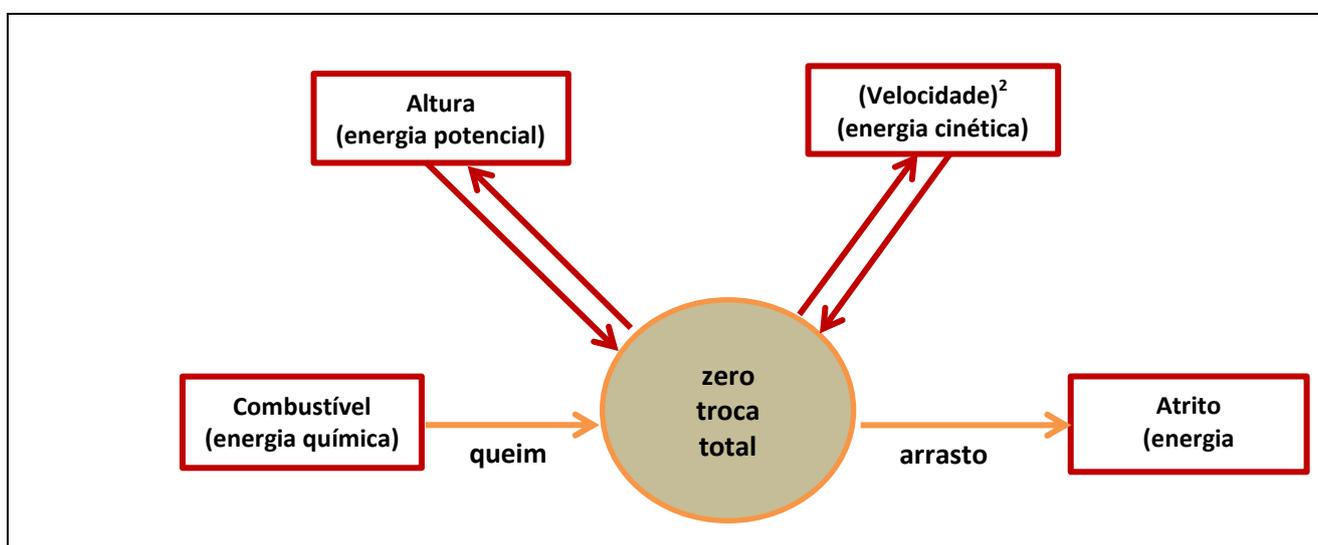
Na nossa pesquisa não iremos considerar a energia dissipada por atrito ou arrasto aerodinâmico. Essa pesquisa poderá ser ampliada e abrangida em trabalhos futuros.

1.4.4.2 Conversão de energia do voo

Há quatro tipos de energia que podem ser consideradas no voo:

- Energia potencial, que é proporcional a altura da aeronave;
- Energia cinética, que é proporcional ao quadrado da velocidade aerodinâmica;
- Energia química, que é transformada na queima do combustível pelos motores, transformando em força de empuxo, e,
- Energia dissipada pelo atrito da aeronave com o fluido atmosférico, arrasto aerodinâmico.

Figura 1.18 – Esquemático das trocas de energia



Fonte: Adaptado de *chapter 1 awareness energy and energy management*
Disponível em: <http://www.av8n.com/how/htm/energy.html#sec-energy>

A energia química do combustível poderá ser convertida em energia da altura (potencial); enquanto que a altura poderá ser trocada por velocidade (energia cinética); e a energia potencial (altura) também poderá ser dissipada através do atrito com o ar (arrasto aerodinâmico). Algumas conversões de energia são irreversíveis, como por exemplo, o combustível queimado pelos motores que é transformado em energia química e por sua vez em força de empuxo dos motores; ou, quando a energia é dissipada pelo arrasto, essas energias não poderão ser recuperadas em forma útil. A potência do motor aumenta a energia mecânica, enquanto a dissipação diminui a energia mecânica.

A transformação da energia química ou calorífica em empuxo dos motores poderá ser ampliada em estudos futuros.

Há três fontes de energia (Figura 1.19) que estão disponíveis para gerar as forças aerodinâmicas e assim controlar a aeronave: a energia potencial, que é proporcional à altura; a energia cinética, que é proporcional ao quadrado da velocidade aerodinâmica; e a energia química, que é proporcional a potência dos motores através da queima de combustível fornecido pelos tanques da aeronave.

Figura 1.19 – Fontes de transferência de energia

 <p>ENERGIA QUÍMICA</p>	 <p>O combustível (querosene de aviação) armazenado nos tanques da aeronave flui para os motores, que por sua vez, transforma a energia calorífica em energia mecânica para propulsão da aeronave (força de empuxo – <i>Thrust</i>).</p>
 <p>ENERGIA POTENCIAL ($E_p = mgh$)</p>	 <p>A energia potencial da aeronave é proporcional a sua altura, que é alcançada pela força de empuxo dos motores.</p>
 <p>ENERGIA CINÉTICA ($E_c = 1/2mv^2$)</p>	 <p>A energia cinética é proporcional ao quadrado da velocidade, e é atingida tanto pela força de empuxo dos motores, quanto pela transferência de energia potencial.</p>

Fonte: Adaptado de *chapter 1 awareness energy and energy management*
Disponível em: <http://www.av8n.com/how/htm/energy.html#sec-energy>

1.4.4.3 Método *Rutowski* da energia do voo

Com o surgimento de aeronaves a jato de alto desempenho, abordagens de estado constante (*steady state*) começaram a ser desenvolvidas nos voos para determinar o desempenho dessas aeronaves. Por exemplo, a troca em velocidade aerodinâmica com o aumento em altura (dv/dh) no desempenho de subida (*climb*) geralmente era ignorada. Entretanto, com esse tipo de aeronave tornou-se um fator significativo.

O método desenvolvido por Rutowski¹, conhecido também por métodos de energia de Rutowski, está baseado no armazenamento da energia total da aeronave. É importante destacar que o método não foi aceito pelo órgão americano de homologação aeronáutica *Federal Aviation Administration - FAA* para determinar cumprimento com as normas regulamentadoras da aviação (*FARs - Federal Aviation Regulations*).

O método *Rutowski* está fundamentado no fato que a energia total de uma aeronave em voo é a soma da sua energia potencial (E_P), que é proporcional a sua altura e a sua energia cinética (E_C), que é proporcional a sua velocidade ou ao número *Mach*.

$$E_T = E_P + E_C$$

Ou,

$$E_T = mgh + 1/2(mgv^2)/g \quad (16)$$

Onde,

E_T = Energia total da aeronave

m = peso bruto da aeronave

h = altura

v = velocidade aerodinâmica

g = aceleração gravitacional

Para compararmos o desempenho do voo de aeronaves que tenham diferentes pesos brutos são necessários termos pesos normalizados. Então, para podermos fazer essas comparações, devemos ter uma equação normalizada, que pode ser obtida através da manipulação da equação (16). Dividindo-se a equação (16) pelo peso (mg), e redefinindo o termo do lado esquerdo da equação como energia específica E_s , ou energia normalizada, temos,

¹ O método Rutowski foi desenvolvido por Edward S. Rutowski, engenheiro da *Douglas Aircraft Company*, e está referenciado em "*Energy Approach to the General Aircraft Performance Problem*".

$$E_s = h + 1/2(v^2/g) \quad (17)$$

Onde,

$$E_s = E_T / mg$$

Esse novo termo, E_s , tem unidades que estão em metros, e é por esta razão que algumas vezes é chamado de energia da altura. Isto pode dar uma ideia de quanto de altura uma aeronave alcançaria se a totalidade da sua energia fosse convertida em energia potencial. Assim como, termos uma ideia do máximo de velocidade que uma aeronave atingiria se a totalidade da energia potencial fosse convertida em energia cinética.

Até agora, descreveu-se um método para definir a condição de energia de uma aeronave, porém não foi definida uma equação para as capacidades de desempenho da aeronave. Para se definir essas capacidades, devemos conhecer a habilidade de uma dada aeronave para trocar o seu nível de energia em um dado tempo. Isto é cumprido ao se fazer a diferencial de E_s em relação ao tempo:

$$dE_s / dt = dh/dt + (v/g)(dv/dt) \quad (18)$$

Como, foge ao escopo da nossa pesquisa, deixamos a equação para ser pesquisada em trabalhos futuros.

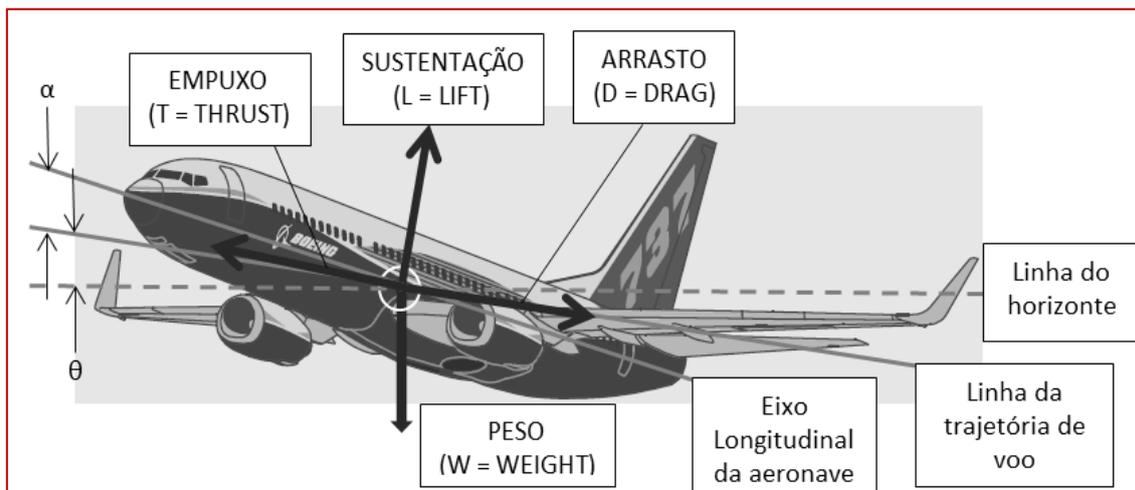
1.4.4.4 Equações do movimento

Para computar as medidas de desempenho para uma aeronave, nós necessitamos desenvolver um modelo bidimensional que capta a dinâmica do voo da aeronave. Os modelos em ciências e engenharia são representações simplificadas (frequentemente modelos matemáticos) de sistemas reais. Os sistemas reais podem conter milhares de diferentes variáveis e dependentes em muitas coisas que seria impossível analisa-las. Para o nosso propósito, um modelo de aeronave bidimensional, e assumindo que o movimento está em um plano, definido pelo vetor velocidade instantânea e pelo vetor aceleração gravitacional da Terra. Através desse modelo é possível capturar várias importantes características da aeronave sem a complexidade de modelos de ordem maior. O modelo matemático proposto são equações do movimento, as quais são equações diferenciais ordinárias (*EDOs*) que descrevem o movimento da aeronave, isto é, a sua trajetória. As variáveis nessas equações diferenciais podem ser divididas em dois grupos: variáveis de estado e variáveis de controle. As variáveis de estado tais como velocidade e altura representam a condição da aeronave, enquanto que as variáveis de controle representam o controle da aeronave. As variáveis de controle são quantidades físicas, as quais o piloto e o piloto-automático podem determinar. Um exemplo de variável de controle é o empuxo da aeronave. Os outros parâmetros nas equações são constantes para uma dada aeronave (tal como a massa da aeronave) ou as constantes para um ambiente de voo (tal como a densidade do ar). A rigor, nem a massa da aeronave, nem a densidade do ar são constantes, uma vez que a massa total da aeronave diminui com a queima de combustível e a densidade do ar varia com a altitude. Entretanto, no nosso modelo, assumimos que elas sejam constantes.

Para derivar as equações do movimento, consideramos uma aeronave em voo inclinado em um ângulo com o horizonte. A aeronave é considerada um corpo rígido no qual as quatro forças estão agindo no centro de massa. Essas forças são:

- Sustentação L (*Lift*), agindo na perpendicular a trajetória do voo
- Arrasto D (*Drag*), agindo paralelamente ao vetor velocidade
- Peso $w = mg$, agindo verticalmente para baixo ($w = weight$)
- Empuxo T (*Thrust*), geralmente inclinado em um ângulo α_T à trajetória do voo (assumido ser zero no nosso modelo)

Figura 1.20 – Forças agindo na aeronave em voo inclinado



Fonte: Elaborado pelo autor a partir da figura disponível no manual operacional Boeing

As variáveis de estado são a velocidade v , o ângulo θ da trajetória de voo, a posição horizontal x , e a altura h . O ângulo θ da trajetória de voo, algumas vezes chamado de ângulo de *pitch*, é o ângulo que o vetor velocidade v faz com o horizonte (ou o eixo-X). Este ângulo, não é o ângulo formado entre o eixo longitudinal do corpo e o horizonte. O controle da aeronave consiste da magnitude do vetor empuxo T e o ângulo de ataque α . No nosso modelo, assumiremos que T está alinhado com a direção do voo. O ângulo de ataque é controlado pelos profundores, que é somente uma das três superfícies de controle no modelo bidimensional. O peso da aeronave é uma das constantes.

Utilizando-se a Figura 1.20 como referência e a segunda lei de Newton, $F = ma$, podemos derivar as equações do movimento. Iniciamos por encontrar a aceleração $a = dv/dt$ da aeronave na direção do voo. Para obter dv/dt , fazemos a somatória das forças na direção da trajetória do voo (ou tangencial),

$$\Sigma F_{\text{tangencial}} = T - D - mg \text{ sen}(\theta) \quad (19)$$

E, sendo $F = ma = mdv/dt$, temos,

$$m \, dv/dt = T - D - mg \text{ sen}(\theta) \quad (20)$$

E, dividindo-se a equação (20) por m , a massa da aeronave, obtemos a equação do movimento na direção tangencial:

$$dv / dt = T/m - D/m - g \operatorname{sen}(\theta) \quad (21)$$

A soma das forças agindo na direção normal a v é dada por,

$$\Sigma F_{\text{perpendicular}} = L - mg \cos(\theta) \quad (22)$$

Ao tentarmos encontrar a aceleração na direção normal, teremos que considerar o fato que o ângulo θ da trajetória de voo não será constante, se há uma aceleração na direção normal. A força total $\Sigma F_{\text{perpendicular}}$ pode ser vista como uma força radial no movimento circular. Através da física, utilizamos a seguinte equação,

$$F_{\text{radial}} = mv_{\text{tangencial}}^2 / r = mv_{\text{tangencial}} d\theta/dt \quad (23)$$

Onde $v_{\text{tangencial}}$ é a velocidade tangencial e igual a v , no nosso caso. Ajustando a equação 4.4 e a equação 4.5, obtemos,

$$mv d\theta/dt = L - mg \cos(\theta) \quad (24)$$

Dividindo ambos os lados da equação pela massa da aeronave, chegamos à equação do movimento para a direção normal:

$$v d\theta/dt = L / m - g \cos(\theta) \quad (25)$$

Após ter chegado à equação diferencial nas direções tangencial e normal à trajetória do voo, ou seja, nas duas direções de um sistema de coordenadas fixado a aeronave, podemos escrever as equações diferenciais ao sistema de coordenadas fixo ao solo (ou superfície da Terra).

O componente velocidade da velocidade de voo na direção horizontal ou direção X, é dado por,

$$dx / dt = v \cos(\theta) \quad (26)$$

E, em relação ao componente velocidade na direção vertical ou h é,

$$dh / dt = v \operatorname{sen}(\theta) \quad (27)$$

Sumarizando as equações do movimento para uma aeronave em voo translacional:

$$dv / dt = T/m - D/m - g \operatorname{sen}(\theta) \quad (28)$$

$$v d\theta / dt = L / m - g \operatorname{cos}(\theta) \quad (29)$$

$$dx / dt = v \operatorname{cos}(\theta) \quad (30)$$

$$dh / dt = v \operatorname{sen}(\theta) \quad (31)$$

Essas quatro equações do movimento constituem o nosso modelo de aeronave bidimensional.

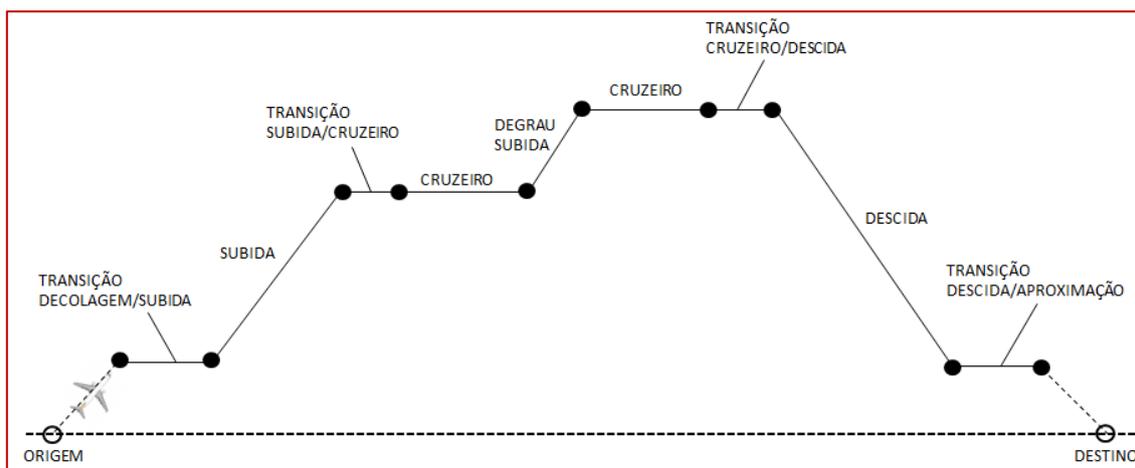
Supondo que a aeronave pode ser representada por um ponto de massa. Todos os vetores de força, tais como peso ou empuxo, são presumidos agir em um ponto – o centro de gravidade (C.G.). Outra conveniente simplificação foi assumir que não há vento, então o vento relativo v_{∞} é igual em magnitude à velocidade v do voo. Todos os outros efeitos do vento não se aplicam ao nosso modelo bidimensional.

As equações do movimento citadas acima poderão servir de base para estudos futuros, como não é o nosso escopo, não prosseguiremos nas discussões.

1.4.4.5 Gerenciamento de energia da aeronave

Ao analisarmos a aeronave em sua etapa de voo, considerando-se origem e destino, há segmentos distintos para ser avaliados em relação ao gerenciamento de energia, conforme mostrado na Figura 1.21: transição decolagem-subida; subida (*climb*); transição subida-cruzeiro; cruzeiro (*cruise*), transição cruzeiro-descida; descida (*descent*) e transição descida-aproximação.

Figura 1.21 – Segmentos da trajetória de voo



Fonte: Adaptada de Stengel, 1976, *Energy Management for Fuel Conservation in Transport Aircraft*

Transição decolagem-subida: Este segmento se inicia quando os trens de pouso e os flaps estão totalmente recolhidos, e o gerenciamento potência-energia está habilitado pela tripulação. A potência total dos motores é utilizada, e o ajuste do ângulo de *pitch* regula tanto o aumento de altitude quanto o aumento de velocidade.

Subida: Este segmento se inicia quando a velocidade aerodinâmica (*Indicated Air Speed – IAS*) atingiu o seu valor de subida inicial, e dentro de 15 a 40 min (dependendo do peso bruto da aeronave) a altitude de cruzeiro inicial (para trajetórias de voos longos), e a transição para descida (para trajetórias de voo curto) é alcançada.

Transição subida-cruzeiro: Este segmento se inicia quando a previsão do segmento de subida indica que o segmento de cruzeiro está iminente. Ele fornece o ajuste de velocidade para o valor de cruzeiro, a redução da taxa de subida, e o alcance da altitude inicial desejada para o voo de cruzeiro.

Cruzeiro: Neste ponto são implementadas 03 opções: cruzeiro de subida tipo *Breguet*, cruzeiro de altitude constante com velocidade ótima, e cruzeiro de altitude

constante com velocidade constante. Um segmento de cruzeiro particular pode finalizar no degrau de subida (seguido por outro segmento cruzeiro) ou uma descida. A descida é iniciada quando a faixa para ir equivale a faixa de descida de marcha-lenta (representando ventos predominantes).

Subida degrau: Um cruzeiro de altitude constante com subida degrau intermediária aproxima-se da subida para cruzeiro. Procedimentos são similares àqueles anteriores ao segmento de subida.

Transição cruzeiro-descida: O objetivo primário deste segmento é fornecer uma transição suave.

Descida: Neste segmento é necessário minimizar os erros de posição, bem como o consumo de combustível. O controle de alcance permite restrições operacionais para ser satisfeito com uma taxa mínima de combustível. O perfil básico de descida é uma máxima razão sustentação/arrasto (*Lift-to-Drag* ou *L/D*) da trajetória de voo com ajuste da potência em marcha-lenta (*idle*). O correspondente ângulo constante da trajetória de voo é independente do peso. Consequentemente, há uma relação linear direta entre a altitude e o alcance na trajetória ótima de descida. Durante a descida, o controle de *pitch* (ângulo de atitude, ver Anexo A) será utilizado quando a aeronave estiver em voo longo, e o controle de potência será utilizado quando a aeronave estiver em voo curto. No primeiro caso, $E_T > E_D$ (onde $E_T = v^2/2g + h$, e $E_D =$ energia desejada), que normalmente deveria diminuir com T_D (Potência desejada); entretanto, T_D é nominalmente zero e não pode tornar-se menor, então θ_D (ângulo de *pitch*) aumenta para diminuir a energia cinética. No segundo caso, $E_T < E_D$, e a aeronave não possui suficiente energia para planeio ao seu destino; T_D aumenta para fornecer a energia necessária.

Transição descida-aproximação: Uma vez que a aeronave desceu da altitude de voo, a taxa de descida deve ser diminuída. Esta transição estabelece uma condição de cruzeiro de baixa-altitude.

De acordo com artigo publicado por Stengel (1976), o controle de tráfego aéreo (*Air Traffic Control – ATC*) é um fator que varia conforme os padrões de tráfego atuais, e os arranjos de gerenciamento potência/energia em ambiente ATC devem ser suficientemente flexíveis para se obter vantagem das restrições para a economia de combustível. Ventos, perfis atmosféricos de pressão e temperatura, e clima adverso, também devem ser

considerados para se estabelecer trajetórias de voos ótimos. Esses fatores são regularmente considerados no planejamento da rota de voo.

No gerenciamento de energia, as relações entre energia específica e as variáveis básicas do voo são diretas. A energia cinética da aeronave é $E_C = 1/2mv^2$, onde m é o peso bruto da aeronave e v é a velocidade aerodinâmica. A energia potencial da aeronave é $E_P = mgh$, onde g é a aceleração gravitacional e h é altura da aeronave em relação ao solo. A energia total da aeronave é a soma da energia cinética com a energia potencial, e a energia total específica (ou energia por unidade de peso) E_S é $v^2/2g + h$.

A Figura 1.22 resume os valores desejados de estado e controle para o gerenciamento potência/energia da aeronave em sua trajetória de voo.

Figura 1.22 – Sumário mínimo combustível no voo e comandos associados

	Variáveis do voo	Decolagem-Subida	Subida	Subida-Cruzeiro	Cruzeiro	Subida Degrau	Cruzeiro-Descida	Descida	Descida-Aproximação
Variáveis de estado desejáveis	TAS (v_D)	v	IAS/Mach Programado	Computa para valor cruzeiro	Valor M_{opt}	Computa para novo valor	Computa para valor descida	Valor para $(L/D)_{max}$	Computa para valor selecionado
	Taxa velocidade vertical (dh_D/dt)	0 a dh_D/dt	dh_D/dt	Computa para valor cruzeiro	0	dh_D/dt	Computa para valor descida	Valor para $(L/D)_{max}$	0
	Altura (h_D)	0 a h	h	Computa para valor cruzeiro	Constante Valor para Constante W/δ	h	Computa para valor descida	Função do alcance	Computa para valor selecionado
Variáveis de comando desejáveis	Ângulo de Pitch (θ_D)	Valor nível de voo	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)
	Ajuste Potência (T_D)	1,0	1,0	Computa ao Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	1,0	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)	Ajuste (trim)

Legenda: TAS – True Air Speed; IAS – Indicated Air Speed; M_{opt} – Mach Opcional; L/D – coeficiente Lift/Drag; W/δ – Peso sobre a razão de pressão atmosférica.

Fonte: Adaptada do artigo Stengel, 1976 – *Energy Management for fuel conservation in transport aircraft*

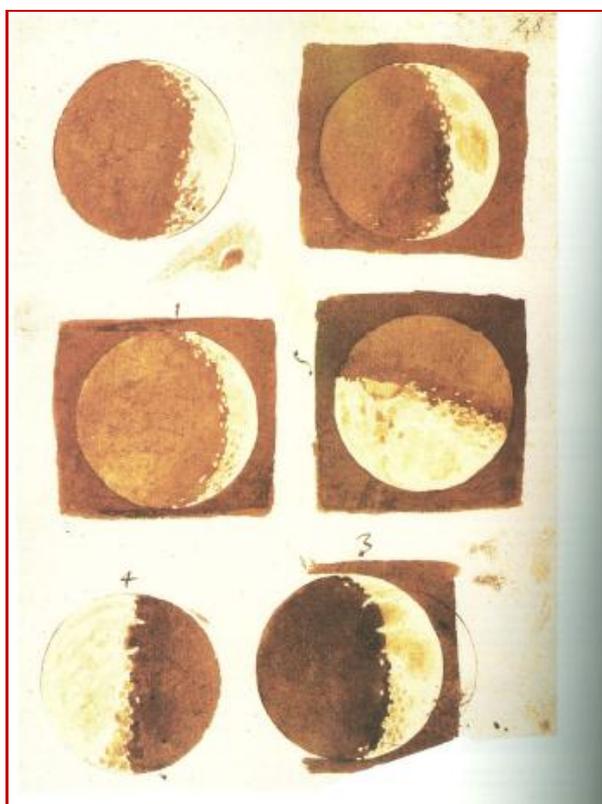
1.4.5 Visualização da informação quantitativa

Dados são mostrados graficamente por quantidades medidas através da utilização de pontos, linhas, sistemas coordenados, números, símbolos, palavras, hachuras, e cores.

A utilização de figuras não representacional para mostrar números é surpreendentemente recente, talvez devido à diversidade das habilidades artístico-visuais, estatístico-empírico e matemáticas necessárias. Entre 1750-1800, surgiram os gráficos estatísticos – comprimento e área para mostrar quantidade, séries temporais, *plots* de espalhamento, e displays multivariados alavancados pelos triunfos da matemática como os logaritmos, coordenadas cartesianas, o cálculo, e teoria básica da probabilidade.

Galileu, talvez tenha sido o primeiro cientista a utilizar a visualização da informação quantitativa, ao divulgar em 1610 o manuscrito *Sidereus Nuncius*, onde mostrou através de suas observações em 1609, que a superfície da Lua não era “polida, regular e com esfericidade perfeita”, como se afirmava os catedráticos da época, mas sim “áspera e irregular, cheias de proeminências e cavidades”, semelhantes à superfície terrestre.

FIGURA 1.23 – Visualização quantitativa de Galileu



Fonte: http://www.if.ufrgs.br/mpef/mef008/aulas_11/Galileu_observacoes_tel_v3.htm

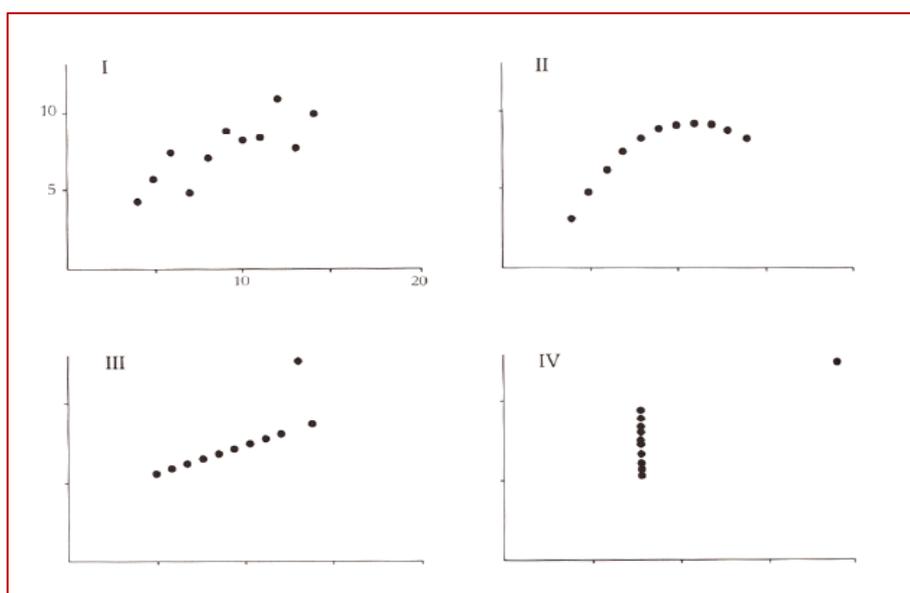
Modernos dados gráficos podem fazer muito mais do que simplesmente substituir pequenas tabelas estatísticas. Em seu melhor, os gráficos são instrumentos para mostrar informação quantitativa. Frequentemente, o mais efetivo meio para descrever, explorar, e resumir um grupo de números – até mesmo um vasto grupo – mostrando figuras desses números. Além do mais, de todos os métodos para analisar e comunicar informação estatística, dados gráficos bem planejados é usualmente mais simples e ao mesmo tempo mais robusto.

A excelência em gráficos estatísticos consiste de complexas ideias comunicadas com clareza, precisão e eficiência. Gráficos devem:

- Mostrar dados
- Evitar distorção do que os dados tenham a dizer
- Apresentar muitos números em pequeno espaço
- Fazer um grande grupo de dados ser coerente
- Revelar dados em vários níveis de detalhes.

Os gráficos revelam dados e podem ser mais precisos, revelando o que computações estatísticas convencionais não poderiam mostrar. Considere os gráficos abaixo, ilustrado na Figura 1.24, todos os quatro grupos de dados são descritos por exatamente o mesmo modelo linear (ao menos até os resíduos serem examinados).

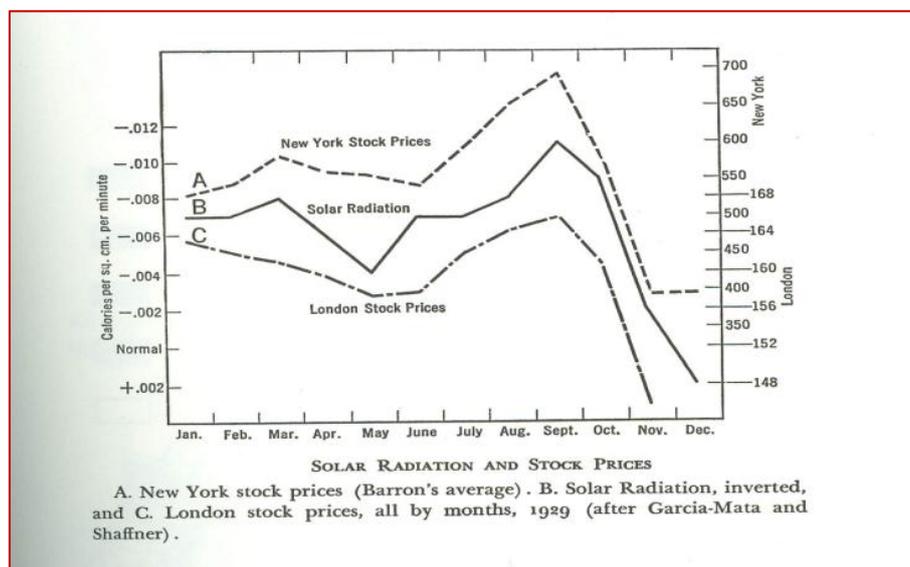
FIGURA 1.24 – Visualização de grupos de dados



Fonte: F.J. Anscombe, "Graphs in Statistical Analysis," *American Statistician*, 27 (Feb. 1973), 17-21.

Um modelo estranho leva a um gráfico estranho. O gráfico da Figura 1.25 mostra que pode haver correlação de valores, porém ao avaliar-se qualitativamente o gráfico, percebe-se que são grupos distintos de fenômenos.

FIGURA 1.25 – Visualização de grupos de dados distintos



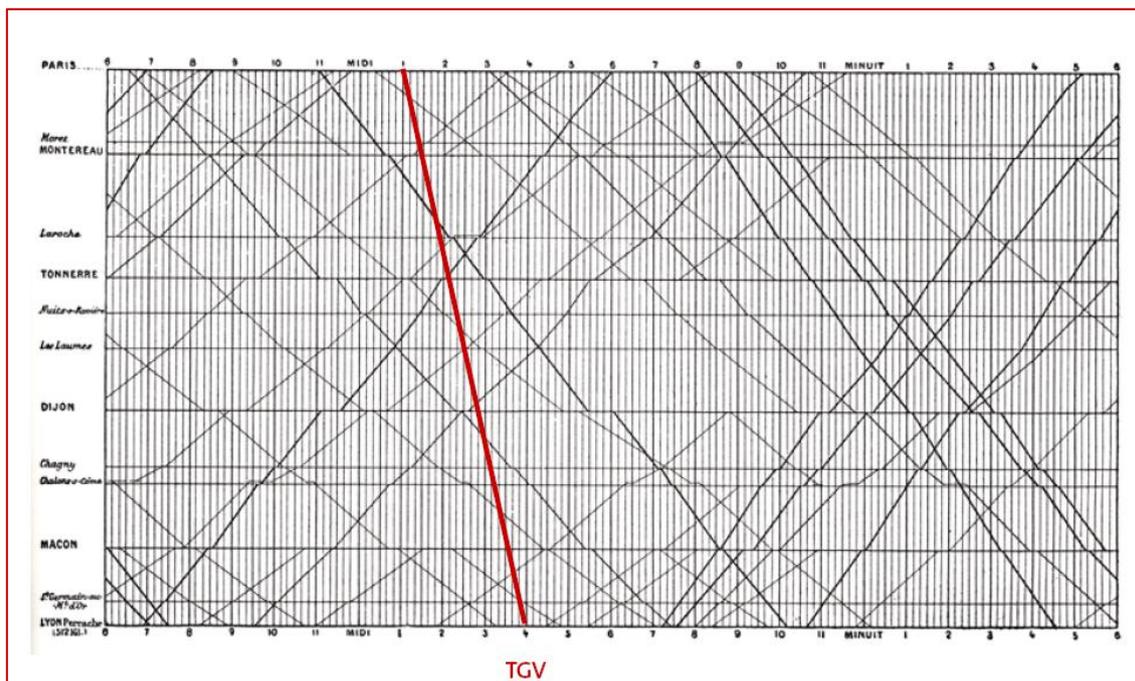
Fonte: Edward R. Dewey and Edwin F. Dakin. *Cycles: The Science of Prediction* (New York, 1947), p. 144.

1.4.5.1 Pensamento visual e estatístico

Quando pensamos sobre evidência quantitativa, determinados métodos para mostrar e analisar dados são melhores do que outros. Diferentes análises podem algumas vezes ter sérias consequências na tomada de decisão. Gráficos simplificam informações complexas.

Há gráficos que visualmente mostram vários dados em uma mesma ilustração, e possibilitam uma avaliação robusta do fenômeno a ser analisado, como mostrado no gráfico de Marey, 1885, na Figura 1.26.

FIGURA 1.26 – Visualização de método gráfico



Fonte: E.J. Marey, *La méthode graphique* (Paris, 1885), p.20.

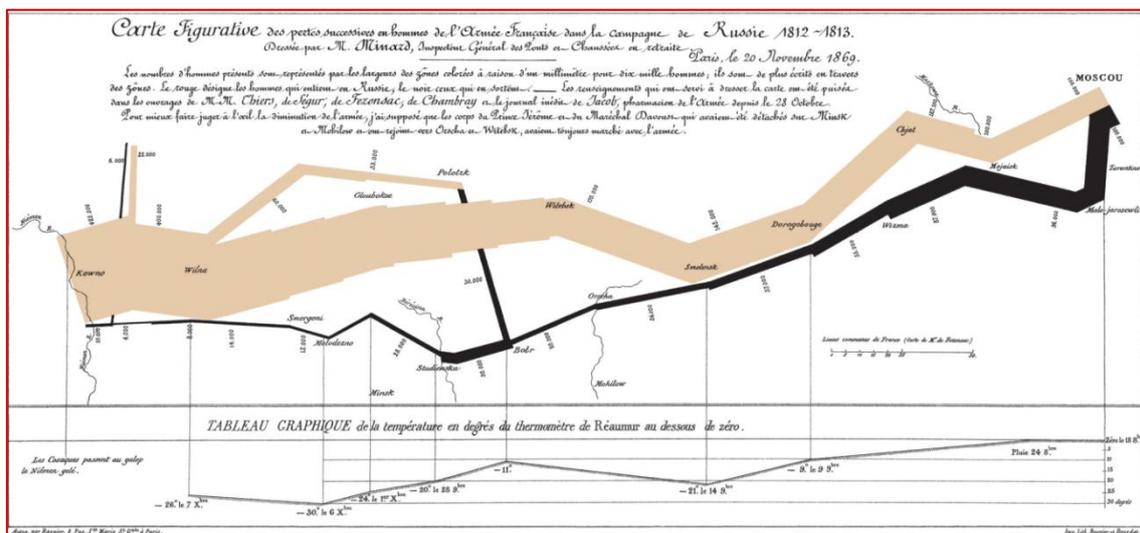
O gráfico acima mostra chegadas e partidas das estações de trem da linha Paris-Lyon que estão localizadas ao longo do eixo horizontal; as estações são proporcionalmente separadas em suas distâncias. A inclinação da linha reflete a velocidade do trem: quanto mais vertical a linha, mais rápido é o trem. A intersecção de duas linhas localiza o tempo e o local em que os trens cruzam uns com os outros. O tempo de parada em uma estação é representado pelo tamanho da linha horizontal. Em 1981, um novo expresso foi implantado na linha Paris-Lyon, o TGV, que reduziu o trajeto em 3 horas, como mostrado em destaque no gráfico de *Marey*.

Outra forma de gráfico são os gráficos narrativos de espaço e tempo, conforme Figura 1.27, que mostra a campanha trágica de Napoleão na Rússia.

Na visualização gráfica, podemos perceber a robustez da quantidade de dados e informações quantitativas que podemos avaliar.

A ilustração mostra principalmente a densidade de soldados no início do avanço para Moscou, a densidade que chegou a Moscou e a densidade de soldados que retornou de Moscou, mostrando a trágica Campanha de Napoleão na tentativa de invasão da Rússia no Séc. XIX.

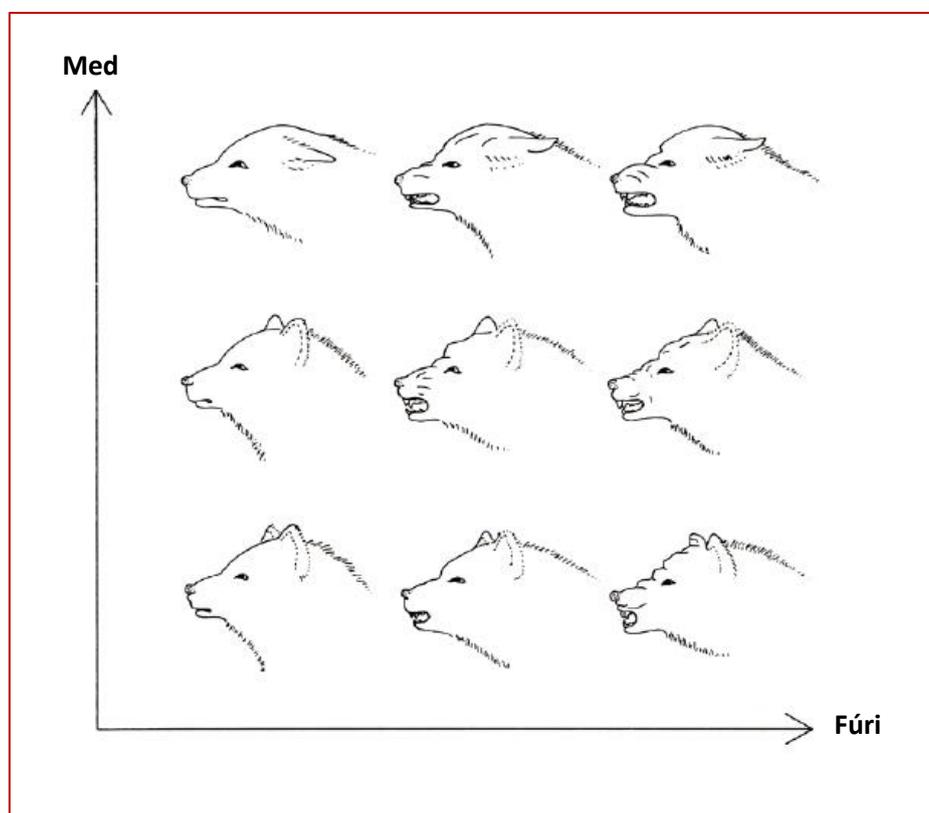
FIGURA 1.27 – Visualização gráfica na evolução temporal



Fonte: Charles Joseph Minard, *Tableaux Graphiques et Cartes Figuratives*, 1845-1869.

Finalmente, quando a imagem é o próprio dado. Aqui o efeito de duas variáveis interagindo é retratado pelas faces no campo de plotagem. Através das expressões das faces podem-se avaliar as duas variáveis sendo mostradas sem necessidade de qualquer tipo de cálculo mais complexo.

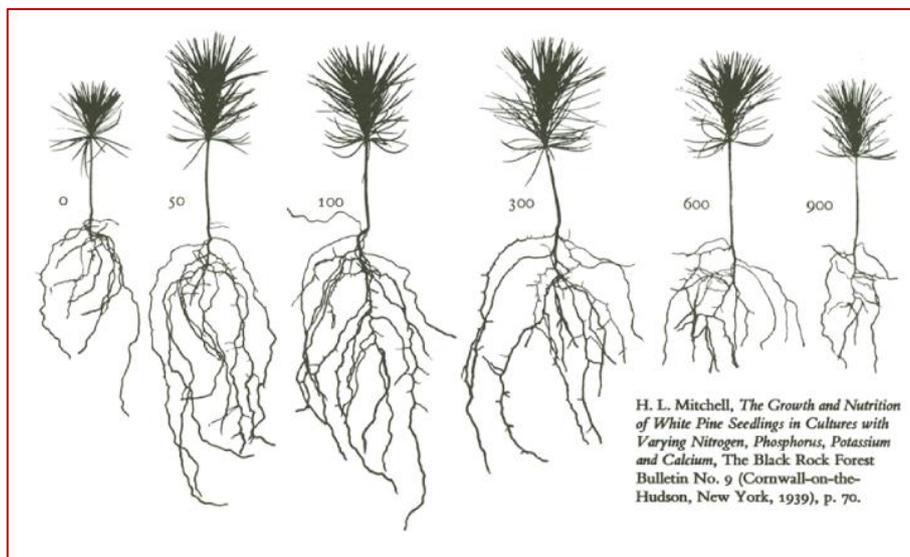
FIGURA 1.28 – Visualização gráfica de correlação



Fonte: *The Visual Display of Quantitative Information* by Edward R. Tufte, Graphics Press, 2001.

E, similarmente, ilustrações que mostram o crescimento e nutrição de plantas em uma estação do ano, com variações das taxas de Nitrogênio, Fósforo, Potássio e Cálcio.

FIGURA 1.29 – Visualização gráfica de dados temporais

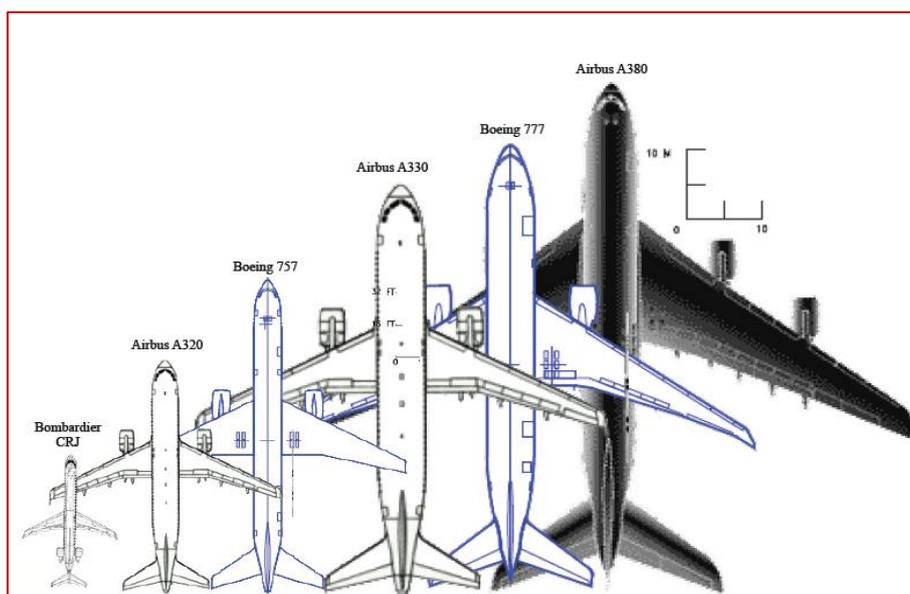


Fonte: *The Visual Display of Quantitative Information* by Edward R. Tufte, Graphics Press, 2001.

1.4.5.2 Explicações visuais

A ilustração também poderá mostrar comparações dando a ideia de dimensão entre os objetos, como mostrado pela Figura 1.30.

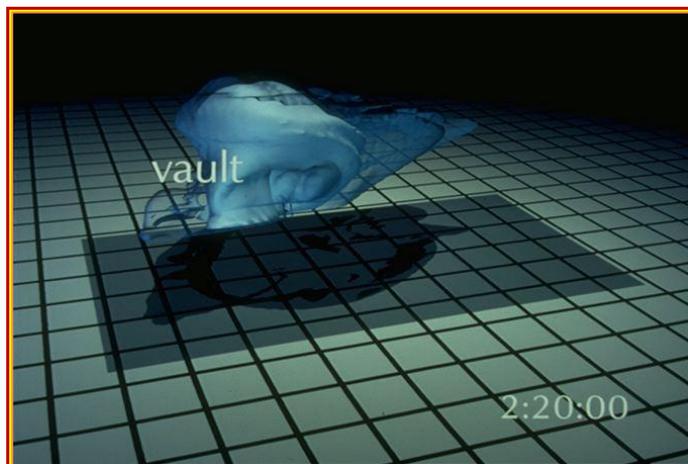
FIGURA 1.30 – Diagramas comparativos



Fonte: *The Visual Display of Quantitative Information* by Edward R. Tufte, Graphics Press, 2001.

Muitas vezes somente a imagem não é o suficiente para mostrar o fenômeno a ser analisado, como o da Figura 1.31. A imagem do estudo de um modelo numérico de uma tempestade, não mostra o tamanho e a direção da nuvem, e também quais são as dimensões da grade do gráfico.

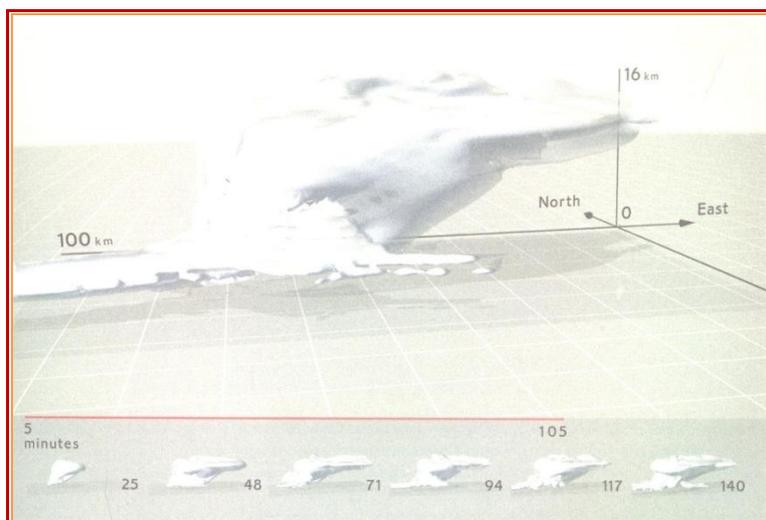
FIGURA 1.31 – Visualização gráfica de modelagem sem referências



Fonte: Visual Explanations by Edward R. Tufte, Graphics Press, 1997.

Quando há o dimensionamento da imagem e colocada as suas devidas legendas, a informação torna-se mais coerente, e uma avaliação qualitativa e quantitativa pode ser realizada do fenômeno.

FIGURA 1.32 – Visualização gráfica de modelagem com referências



Fonte: Visual Explanations by Edward R. Tufte, Graphics Press, 1997.

1.4.5.3 Teste de hipóteses através de visualização gráfica

Quando raciocinamos sobre evidência quantitativa, certos métodos para mostrar e analisar dados são melhores do que outros. Métodos superiores são mais prováveis de produzir verdades, insuspeitas e conclusões precisas. A diferença entre uma excelente análise e uma com defeitos pode algumas vezes ter consequências desastrosas.

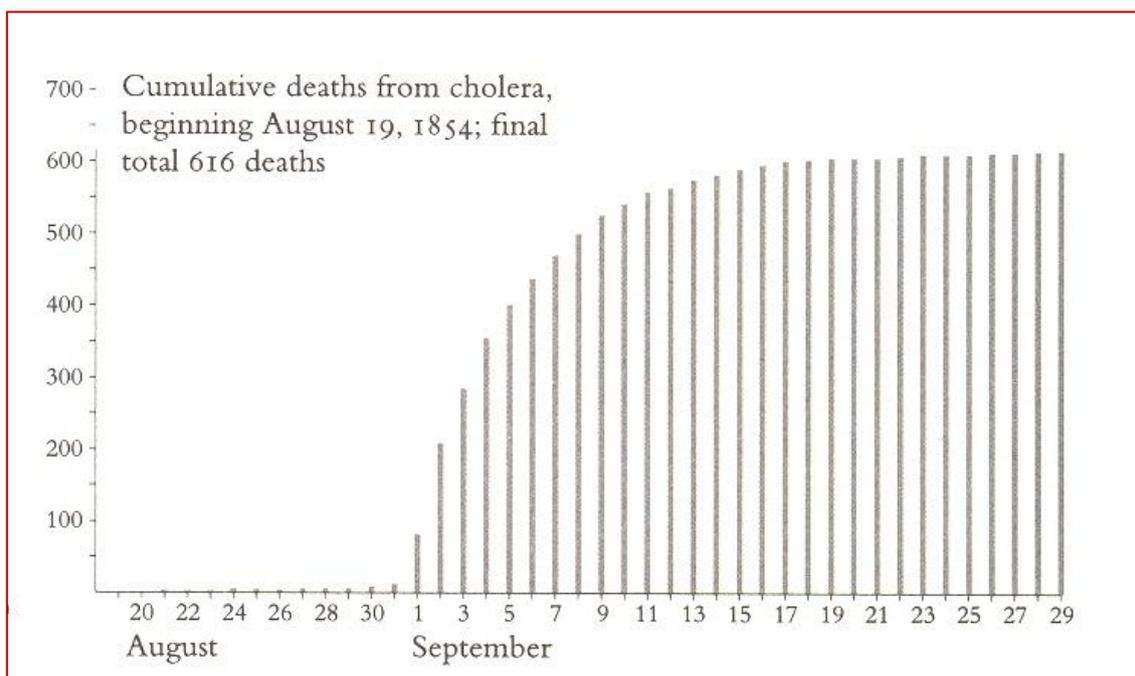
Neste ponto, vamos examinar um raciocínio estatístico e gráfico utilizado para tomar decisões de vida ou morte, como a epidemia de cólera em Londres durante Setembro/1854; e o lançamento do ônibus espacial *Challenger* em Janeiro/1986. Ao criar gráficos estatísticos que revelaram os dados, Dr. Snow estava hábil a descobrir a causa da epidemia e recomendar uma ação para o fim da epidemia. Em contraste, ao enganar-se com ilustrações que obscureceram os dados, aqueles que decidiram em lançar o ônibus espacial estavam errados, terrivelmente errados. Para ambos os casos, as consequências resultaram diretamente da qualidade dos métodos utilizados em mostrar e avaliar a evidência quantitativa.

1.4.5.3.1 Hipótese de Snow – Epidemia de Cólera

No caso de Snow, em 1854, ele tinha uma boa ideia, uma teoria causal sobre como a doença tinha se espalhado, que guiou a reunião e avaliação da evidência. Esta teoria desenvolvida de análises médicas e observações empíricas; ao mapear epidemias anteriores, Snow detectou uma ligação entre diferentes fontes de água e taxas de variação da cólera. Junto com uma boa ideia e um problema oportuno, havia um bom método. O trabalho de investigação científico de Snow exibiu uma perspicaz inteligência sobre a evidência, uma clara lógica de mostras de dados e análises, conforme ilustrações abaixo.

Conforme a Figura 1.33, Snow mostra as mortes acumuladas da cólera diariamente desde 19/Agosto, finalizando em 29/Setembro com 616 mortes.

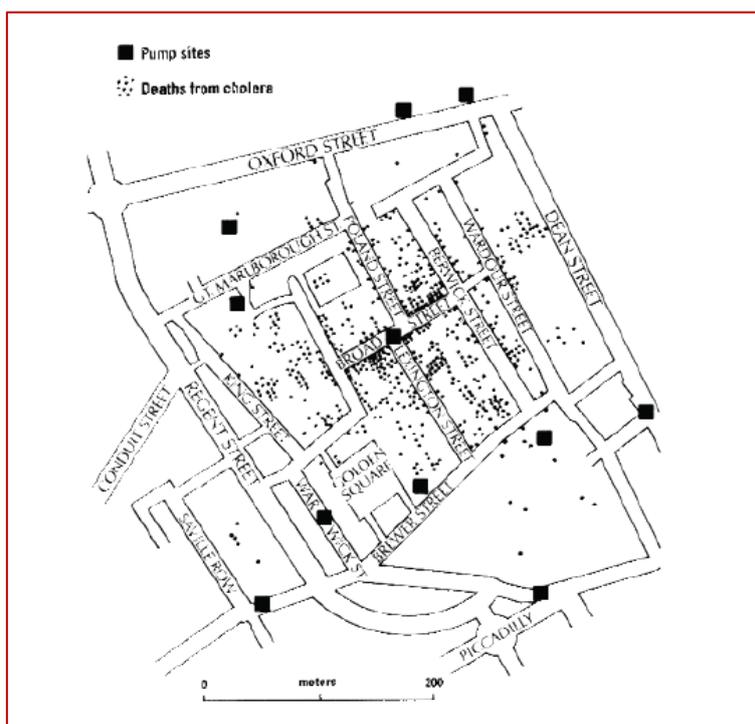
FIGURA 1.33 – Dados coletados por Snow



Fonte: *Visual and Statistical Thinking: Displays of Evidence for Making Decisions*, pág. 29.

E, conforme a Figura 1.34, Snow mostrou através de um mapa de localização, a densidade das mortes e as fontes de água.

FIGURA 1.34 – Mapa de localização de Snow



Fonte: *Visual and Statistical Thinking: Displays of Evidence for Making Decisions*, pág. 30.

Mesmo com as questões levantadas por uma crítica estatística moderna, permanece uma admirável verdade que Snow fez, depois de tudo, mostrar exatamente como a cólera foi transmitida e então prevenida. Um renomado epidemiologista, Bradford Hill, escreveu: “Por mais de 100 anos estamos livres neste país da cólera epidêmica, e isto é uma liberdade, que basicamente, que devemos ao pensamento lógico, observações aguçadas e somas simples do Dr. John Snow”.

1.4.5.3.2 Hipótese NASA - Lançamento do ônibus espacial

Em 28/Janeiro/1986, o ônibus espacial *Challenger* explodiu e 7 astronautas morreram devido a dois anéis de borracha terem vazados. Esses anéis tinham perdido a resiliência devido ao ônibus espacial ter sido lançado em um dia muito frio. A Temperatura ambiente estava abaixo de 30°F e os anéis estavam muito mais frios, menos que 20°F.

Um dia antes do voo, a previsão de temperatura ambiente para o lançamento seria de 26° a 29°F. Preocupado que os anéis não iriam selar em uma temperatura tão fria, os engenheiros que projetaram o foguete se opuseram ao lançamento do *Challenger* no dia seguinte. A apreensão deles derivava de várias fontes: um histórico de danos nos anéis de ônibus espaciais durante lançamentos anteriores em clima frio, a física da resiliência (que diminui exponencialmente com o resfriamento) e dados experimentais. Apresentado em 13 gráficos, as evidências foram enviadas por fax para a NASA, a agência do governo responsável pelo voo. Um oficial de alto-escalão da NASA respondeu que ele estava horrorizado pela recomendação de não lançar e indicou que o construtor do foguete, Morton Thiokol, deveria reconsiderar, embora que esta tenha sido a primeira recomendação de não lançamento, em 12 anos de Thiokol. Outros oficiais da NASA apontaram graves fraquezas nos gráficos. Reavaliando a situação após essas respostas céticas, os gerentes de Thiokol mudaram seus pensamentos e decidiram que eles agora eram favoráveis ao lançamento do ônibus espacial no dia seguinte. Eles disseram que a evidência apresentada pelos engenheiros era inconclusiva, que temperaturas frias não estavam ligadas aos problemas dos anéis.

Deste modo, engenheiros e gerentes do projeto debateram durante a tarde antes do lançamento, a possibilidade de um acidente nessas circunstâncias. Por 4 horas, os engenheiros e os gerentes consideraram a questão: Os anéis de borracha irão falhar catastróficamente amanhã devido ao clima frio? Essas discussões foram concluídas a

meia-noite com a decisão de prosseguir ao lançamento. Na manhã seguinte (28/01/1986), o ônibus espacial *Challenger* explodiu 73s após a ignição de seus foguetes.

Um dia antes do lançamento do *Challenger*, os engenheiros e gerentes do foguete necessitavam de uma rápida e inteligente análise da evidência sobre a ameaça da baixa temperatura aos anéis, bem como uma apresentação efetiva da evidência, a fim de convencer os oficiais da *NASA* a não fazer o lançamento. Os engenheiros de Thiokol prepararam 13 gráficos para explicar o caso, que a *Challenger* não deveria ser lançada no próximo dia, diante de uma previsão de clima muito frio. Desenhadas em poucas horas, as tabelas e gráficos foram enviadas via fax a *NASA* e discutida em duas longas conferências por telefone entre Thiokol e a *NASA* na noite antes do lançamento. Os gráficos não convenceram, e os argumentos contra o lançamento falharam; o *Challenger* foi lançado ao espaço e explodiu.

FIGURA 1.35 – Histórico de panes nos lançamentos dos ônibus espaciais

Flight	Date	Temperature °F	Erosion incidents	Blow-by incidents	Damage index	Comments
51-C	01.24.85	53°	3	2	11	Most erosion any flight; blow-by; back-up rings heated.
41-B	02.03.84	57°	1		4	Deep, extensive erosion.
61-C	01.12.86	58°	1		4	O-ring erosion on launch two weeks before Challenger.
41-C	04.06.84	63°	1		2	O-rings showed signs of heating, but no damage.
1	04.12.81	66°			0	Coollest (66°) launch without O-ring problems.
6	04.04.83	67°			0	
51-A	11.08.84	67°			0	
51-D	04.12.85	67°			0	
5	11.11.82	68°			0	
3	03.22.82	69°			0	
2	11.12.81	70°	1		4	Extent of erosion not fully known.
9	11.28.83	70°			0	
41-D	08.30.84	70°	1		4	
51-G	06.17.85	70°			0	
7	06.18.83	72°			0	
8	08.30.83	73°			0	
51-B	04.29.85	75°			0	
61-A	10.30.85	75°		2	4	No erosion. Soot found behind two primary O-rings.
51-I	08.27.85	76°			0	
61-B	11.26.85	76°			0	
41-G	10.05.84	78°			0	
51-J	10.03.85	79°			0	
	06.27.82	80°			?	O-ring condition unknown; rocket casing lost at sea.
51-F	07.29.85	81°			0	

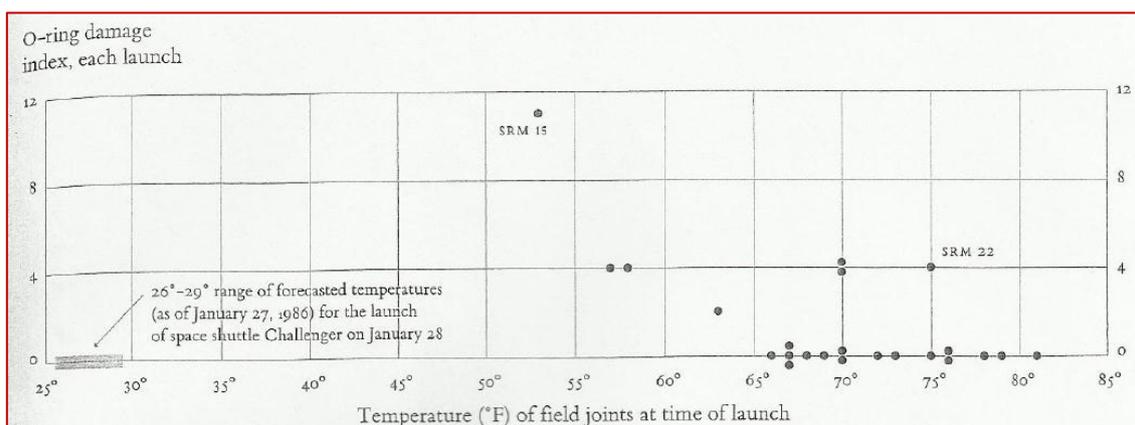
Fonte: Visual and Statistical Thinking: Display of Evidence for making Decisions, pág. 44.

Os gráficos e tabelas que os engenheiros preparam tinham fraquezas. Primeiro, o título do gráfico, apresentava apenas *SRM*, que significa *Solid Rocket Motor*, e como os outros mostradores, não forneciam os nomes das pessoas que preparou o material.

A documentação era ausente de relatórios corporativos e governamentais. O segundo gráfico ia diretamente à ameaça imediata ao ônibus espacial ao mostrar o histórico de anéis com erosão nos lançamentos anteriores ao *Challenger*. Esta variação de danos, alguns graves, mas não catastróficos, foi encontrado ao examinarem-se os anéis da estrutura dos foguetes recuperados para reutilização. Descrevendo a distribuição histórica do efeito em risco no *Challenger*, o gráfico não fornecia dados sobre a possível causa, a temperatura. Outro impedimento para o entendimento era que o mesmo foguete tinha três nomes diferentes: N° NASA (61A LH), N° de Thiokol (SRM n° 22A), e a data de lançamento (estava escrita à mão).

Os gráficos definiam a base de dados para a decisão: não erosão (*blow-by*) e temperatura para dois lançamentos, SRM 15 e SRM 22. Medidas limitadas de efeito, número errado de casos. Foram deixados de lado os outros 22 voos anteriores do ônibus espacial e suas variações de temperatura e desempenho dos anéis.

FIGURA 1.36 – Dados de temperatura nos lançamentos dos ônibus espaciais



Fonte: *Visual and Statistical Thinking: Display of Evidence for making Decisions*, pág. 44.

Na Figura 1.36, apresenta-se *plot* de dispersão mostrando a experiência de 24 lançamentos de ônibus espacial antes do *Challenger*. Como a tabela, o gráfico revela os graves riscos de um lançamento em 29°F. Sobre os anos, os anéis tinham persistentes problemas em temperaturas mais frias: na verdade, cada lançamento abaixo de 66°F resultou em danos aos anéis; em dias mais quentes, somente uns poucos voos tinham erosão. Neste gráfico, a escala de temperatura se estende abaixo de 29°F, visualmente expressando a estupenda extrapolação além de todas as experiências anteriores que devem ter sido feitas a fim de lançar em 29°F. O voo mais frio em 66°F não houve qualquer dano aos anéis, alguns 37°F mais aquecido que o previsto para o *Challenger*, a

previsão de 29°F é 5,7 de desvio padrão, distante da média de temperatura para os lançamentos anteriores. Este lançamento estava completamente fora da base de dados de engenharia acumulada nos 24 voos anteriores.

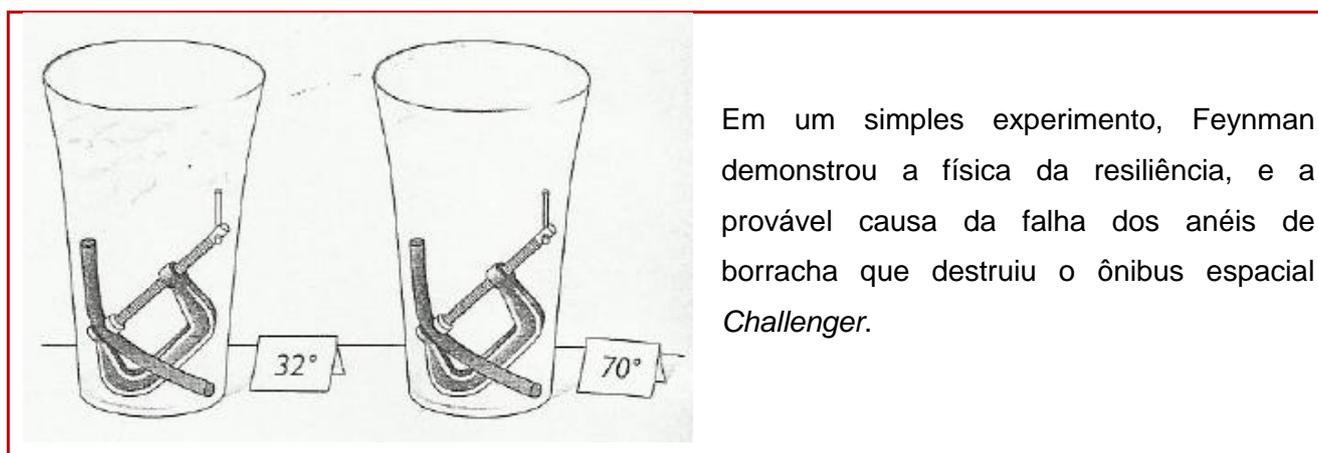
Como mágicos, os elaboradores de gráficos revelam o que eles escolhem para revelar. Qual seleção de dados – se grupo de ideias sensato, atencioso, apressado, não uniformizado, sem ordem, desorganizado – pode fazer toda a diferença, determinando o escopo da evidência e assim ajustar a agenda analítica que leva a uma decisão particular.

O fraco projeto das evidências não conseguiu mostrar o que realmente estava acontecendo. Em particular:

- Legenda desaparecendo
- Gráficos mal formulados
- Falta de clareza em descrever causa e efeito
- Ordem errada de datas, tempos e ordem sequencial

Em uma das reuniões da comissão de investigação do acidente do *Challenger*, o Físico Richard Feynman conduziu uma célebre demonstração que esclareceu a ligação entre a temperatura fria e a perda de resiliência nos anéis de borracha.

Figura 1.37 – Ilustração da demonstração de Feynman



Fonte: *Visual and Statistical Thinking: Display of Evidence for making Decisions*, pág. 51.

2 REVISÃO DE LITERATURA

Buscou-se na literatura pesquisas relacionadas com a energia do voo em trajetórias de aeronaves a jato, com foco nos aspectos de segurança do voo, consumo de combustível e conforto do voo.

2.1 Estado da arte

Nakaoka (2004), em seu trabalho de pesquisa realizou análise da redução do custo operacional de uma aeronave de transporte comercial, implementando algoritmos de otimização. As simulações de Nakaoka foram desenvolvidas em *Matlab 6.5*, utilizando-se uma aeronave modelo. A metodologia utilizada nos estudos para o cálculo da trajetória ótima com alcance fixo foi derivado do *Método da Energia*, apresentado no trabalho de BARMAN; ERZBERGER; MCLEAN (1975). O algoritmo tomava como base a trajetória ótima em três segmentos: subida, ganho de energia; cruzeiro, energia constante; e descida, diminuição (dissipação) de energia. Em sua pesquisa, Nakaoka, concluiu que os voos de curto alcance tem custo operacional menor, enquanto que os voos de longo alcance tem custo operacional mais elevado, devido à permanência de maior duração em etapas de cruzeiro. Conclui também, que o sistema de tráfego aéreo impõe restrições que impossibilitam as aeronaves voarem em suas trajetórias ótimas. Nakaoka recomenda melhorias no programa desenvolvido, considerando-se a inserção de outras variáveis, como por exemplo, as restrições do sistema de tráfego aéreo.

Em artigo técnico publicado pela *Airbus (2005)* descreve que o déficit de energia (baixa energia) ou excesso de energia (alta energia) pode resultar em acidentes na aproximação e pouso de aeronaves, tais como perda de controle; pouso curto; pouso duro; colisão de cauda, saída da pista e derrapagem na pista. Descreve, ainda, que estatisticamente, em torno de 70% das aproximações não estabilizadas envolvem um gerenciamento incorreto das condições de energia da aeronave, resultando em déficit ou excesso de energia. E, em torno de 40% dos eventos, resultam em baixa energia, e em torno de 30% dos eventos resultam em alta energia na aproximação. Uma das tarefas do piloto é controlar e monitorar as condições de energia da aeronave, que consiste em controlar continuamente cada parâmetro: velocidade, potência, configuração e trajetória do voo. E, recuperar a aeronave de uma condição de baixa ou alta energia, isto é, baixa energia significa ser tão lento e/ou tão baixo, e alta energia significa ser tão rápido e/ou

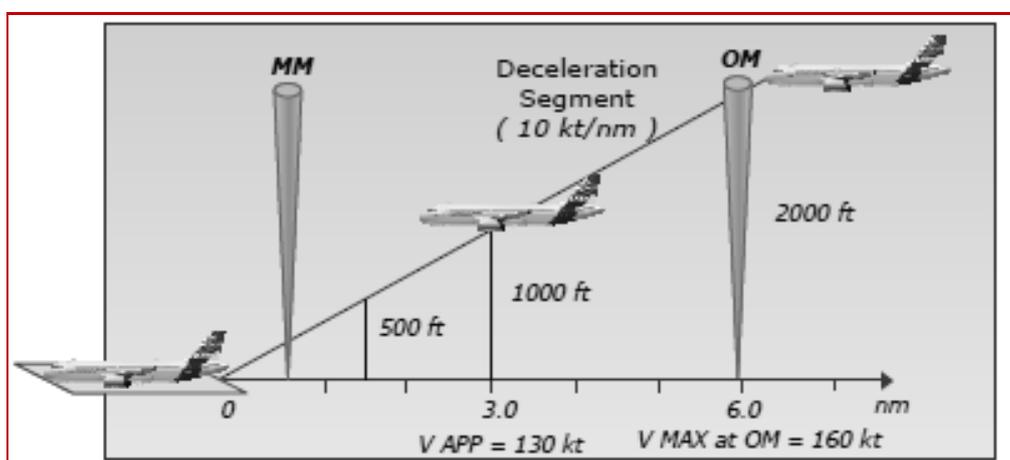
tão alto. Ainda, de acordo com o artigo, a altura de estabilização da aeronave deve ser de 1000 ft acima da elevação do aeródromo para voo por instrumentos e 500 ft acima da elevação do aeródromo para voo visual. As características de desaceleração da aeronave, em grande parte, dependem do tipo e do peso bruto da aeronave, porém valores típicos podem ser considerados:

- Desaceleração em nível de voo
 - Aproximação com flaps estendidos: 10 a 15 kt/NM;
 - Trem de pouso baixado e flaps para pouso: 20 a 30 kt/NM;
- Desaceleração em trajetória de planeio de 3 graus
 - Flaps para pouso e trem de pouso baixado: 10 a 20 kt/NM.

A trajetória de planeio de 3 graus é equivalente ao gradiente de descida de 300 ft/NM ou a velocidade vertical de 700 ft/min para a velocidade de solo de 140 kt na aproximação final.

A desaceleração máxima alcançada entre o ponto de referência *OM* (*Outer Marker*), que está tipicamente a 6.0 NM do limite da pista, e o ponto de estabilização da aeronave (1000 ft acima da elevação do aeródromo, e a 3.0 NM da cabeceira da pista), calculando-se $10 \text{ kt/NM} \times (6.0 - 3.0) \text{ NM}$, irá corresponder a 30 kt de desaceleração. E, para que a aeronave esteja estabilizada em 130 kt em 1000 ft acima da elevação do aeródromo, a velocidade máxima que pode ser aceita e mantida abaixo do *OM* é $130 \text{ kt} + 30 \text{ kt} = 160 \text{ kt}$ (ver Figura 2.1).

Figura 2.1 – Desaceleração da aeronave na rampa de descida



Legenda: *V APP* – Velocidade de aproximação; *OM* – *Outer Marker*; *MM* – *Middle Marker*.
 Fonte: Flight Operations Briefing Notes – AIRBUS - Rev02 – Oct. 2005

E, Wu (2005) em seu trabalho de mestrado, pesquisou sobre o Sistema de Garantia das operações de voo (*Flight Operations Quality Assurance – FOQA*) nos transportadores aéreos dos Estados Unidos, as empresas aéreas utilizavam largamente esse sistema focado em versões do *FOQA*, caracterizados por mínima utilização das capacidades do software implantado. Essa utilização mínima é devida tanto às restrições econômicas quanto ao pessoal técnico da empresa aérea que necessita ser altamente especializado, e muitas vezes não possuem os requisitos de habilidades científicas das análises estatísticas e programas de computação. Wu pesquisou os conceitos de energia aplicados em uma amostra de 989 voos, na fase de aproximação final da aeronave, para o desenvolvimento de métodos que poderiam auxiliar na análise dos dados do *FOQA* e possível detecção de voos atípicos, quanto à segurança do voo. Na pesquisa de Wu utilizaram-se cartas de controle como uma ferramenta estatística para a detecção de voos atípicos em suas condições de energia total. Os valores de energia total foram ajustados no eixo-y das cartas de controle, e ajustados no software para detectar baixa e alta energia durante a fase final da aproximação, que poderia resultar em aproximações não estabilizadas. Wu constatou em sua pesquisa, que 1 voo foi atípico, ou seja 1 em cada 1000 voos (10^{-3}). De acordo com estatísticas do transporte aéreo dos E.U.A., há probabilidade de um acidente fatal de 10^{-7} . Os métodos envolveram princípios de física e estatística que foram configurados no software de análise *FOQA*, detectando voos atípicos. Os estudos de Wu mostraram uma pequena parcela da variedade de estudos possíveis do sistema de monitoramento de dados de voo (*FDM*). Wu recomenda que os estudos de energia relacionados às operações de voo sejam ampliados, como estados de energia durante a decolagem e partida, onde as condições de energia potencial e cinética são mínimas. Expandindo os estudos de energia para vários aeroportos para detectar os aeroportos com maior incidência de alta energia nas aproximações. O software *AGS* poderia ser ajustado para identificar tendências nos perfis de energia durante a fase de aproximação. Finalmente, Wu enfatiza sobre a capacidade para quantificar e presumir dados objetivos das operações de um transportador aéreo, tornando-os benefícios tangíveis.

Enquanto que Stolzer (2007), em seu artigo publicado, pesquisou métodos de mineração de dados (*Data Mining – DM*) que podiam ser aplicados aos dados fornecidos pelo *FOQA*, em comparação aos métodos estatísticos padrões. Stolzer focou sua pesquisa na predição do consumo de combustível, através de métodos de *DM*. Ainda, segundo Stolzer, métodos de *DM* foram mais efetivos na predição de consumo de combustível. Em sua pesquisa, os dados utilizados para os estudos foram fornecidos por

um transportador aéreo, que consistiu da análise de 1863 voos comerciais em aeronaves modelo Boeing 757. Dependendo da aeronave, os dados são capturados do sistema FOQA desde poucas dezenas a milhares de parâmetros a cada segundo. Stolzer utilizou mais de 180 parâmetros no grupo de dados da sua pesquisa. O assunto de interesse da pesquisa estava limitado à predição do fluxo de combustível, então foram avaliados apenas 10 parâmetros com a variável dependente: Fluxo de Combustível (*fuel flow – ff*). O propósito dos estudos de Stolzer foi comparar métodos *DM* com métodos padrões de regressão múltipla utilizando dados do FOQA em estudos de consumo de combustível. A ferramenta *DM* mostra um grande potencial para explorar um grande grupo de dados como os disponíveis no FOQA, aprendendo mais desses dados do que com ferramentas isoladas de estatísticas padrões. A precisão com que os modelos de redes neurais podem prever o fluxo de combustível, motiva que esses modelos podem ser acoplados com outras ferramentas, tais como o processo de cartas de controle, que permitirá ao analista detectar tendências anormais, causadas por condições de ajustes, carregamento não apropriado, ou danos por objetos estranhos no motor. Finalmente, Stolzer, recomenda a pesquisa de como um detector de anomalia de consumo de combustível pode ser construído.

E, Scorza (2010), em seu trabalho de mestrado, pesquisou a análise dos eventos de aceleração dos motores e a dissipação de energia na fase de descida das aeronaves modelo Boeing 737NG, fundamentando nos conceitos de energia; aproximações em descidas contínuas e desenho dos procedimentos de chegadas, revisando as práticas básicas de conservação de combustível e dos dados do FOQA. Scorza em sua pesquisa analisou 130.000 trajetórias de descidas que ocorreram em um período de nove meses, aplicando-se algoritmos matemáticos simples e filtros através do programa *Excel*. Os eventos, acordo Scorza, foram tratados com uma visão estatística, permitindo a quantificação financeira dos eventos através da proporcionalidade da variação de combustível consumido e a energia agregada ou dissipada da aeronave. Os resultados mostraram famílias, séries e aeronaves com diferentes desempenhos nas descidas, e destinos e rotas com baixo desempenho, apontando os caminhos para a empresa focar esforços na redução do custo de combustível. Scorza, em sua pesquisa, propôs as seguintes questões:

Quais e quantos são os eventos de aceleração dos motores e dissipação de energia na fase de descida das aeronaves Boeing 737NG?

Quais os padrões e possíveis recorrências dos eventos de aceleração dos motores e dissipação de energia na fase de descida das aeronaves Boeing 737NG?

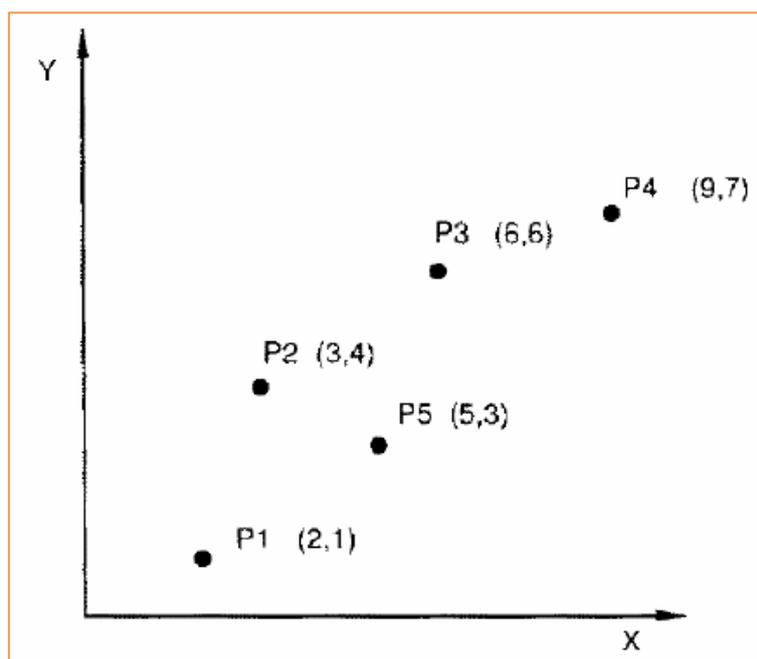
Scorza, concluiu que o método utilizado nos estudos atribuiu uma variação média de energia pelo consumo de combustível de 24,35 MJ/Kg, possibilitando a quantificação da dissipação de energia na utilização de freios de velocidade. E, que a família de aeronaves 800 tem menor média de consumo de combustível em relação à família 700 e família *Short Field Performance (SFP)*, mostrando que a família *SFP* é a que mais ocorre desperdício de energia.

E, de acordo com o artigo de Noyes (2007), no qual o trabalho de pesquisa considerou o projeto de uma interface para um sistema de gerenciamento de energia, tomando-se como base a consciência sobre as condições de energia do voo e de razões específicas relacionadas à segurança do voo e eficiência operacional em aeronaves civis. Em sua pesquisa, três projetos de *displays* foram avaliados com estudantes e pilotos de linha aérea, dentro dos requisitos do contexto da cabine de voo. O artigo de Noyes descreve que a implantação de instrumentos para monitorar os níveis de energia e avaliar o status de energia poderia melhorar a tomada de decisão da tripulação, resultando em melhoria nas questões de segurança do voo. O monitoramento da energia da aeronave, também poderia auxiliar na prevenção de pousos duros (*Hard Landings*) e na prevenção de ultrapassar os limites da pista (*Runway Overruns*). O artigo de Noyes também descreve que a maioria dos acidentes ocorre na fase de descida, incluindo-se a fase de pouso, conforme é indicado em estatísticas de acidentes aéreos (Boeing, 2005). A pesquisa fundamentou-se no desenvolvimento de um sistema de gerenciamento de energia, com base na produção de perfis de referência de energia total para uma aeronave idealizada. Noyes concluiu que os monitores de gerenciamento de energia deveriam mostrar suficiente informação para permitir decisões precisas com relação às condições de energia da aeronave, enquanto simultaneamente garantisse que a carga de trabalho cognitiva não fosse excessiva. Noyes, também concluiu que aqueles *displays* com elementos de informação preditiva produziram as decisões mais precisas com relação às condições de energia. Em seu artigo, Noyes recomenda que os estudos sejam estendidos em função dos elementos preditivos, dentro de cenários de voo reais, para avaliar a sua eficácia com grupos de pilotos de linha aérea.

2.2 Análise de envoltória de dados (*Data Envelopment Analysis - DEA*)

A análise de envoltória de dados (*DEA*) é uma abordagem orientada a dados para avaliar o desempenho de um conjunto de entidades chamadas unidades de tomada de decisão (*Decision Making Units - DMU*) as quais transformam múltiplas entradas em múltiplas saídas. A Figura 2.2 mostra a representação de 5 *DMUs* (P1, ..., P5), cada *DMU* consumindo uma entrada para produzir uma saída.

Figura 2.2 – Representação de *DMUs*



Fonte: Adaptado do artigo DEA (Cooper, Seiford, Zhu – 1990)

A definição de uma *DMU* é genérica e flexível. No contexto deste trabalho uma *DMU* será o voo específico das aeronaves na fase de descida e aproximação para pouso.

Acordo definição extendida de Pareto-Koopmans, uma eficiência de 100% é obtida por uma *DMU* se e somente se nenhuma das entradas ou saídas pode ser melhorada sem piorar alguma de suas entradas ou saídas.

Em muitas aplicações a eficiência teórica máxima não é conhecida. A definição anterior então deve ser substituída enfatizando o uso de informações que estão empiricamente disponíveis.

Eficiência relativa: Uma *DMU* é 100% eficiente com base nas evidências disponíveis se e somente se os desempenhos de outras *DMUs* não mostram que algumas das entradas ou saídas podem ser melhoradas sem piorar alguma das outras entradas ou saídas.

A definição da eficiência relativa evita a necessidade de recorrer a outros pesos que procuram refletir a importância relativa de entradas e ou saídas distintas. Ela também evita que relações formais entre as entradas e as saídas sejam explicitamente especificadas. Este tipo de eficiência, conhecido como "eficiência técnica" na economia pode ser estendida a outros tipos de eficiência quando os dados como preços, custos unitários, etc, estão disponíveis para uso em *DEA*.

2.2.1 Cenário com uma entrada e uma saída

Começamos com uma definição de eficiência em um cenário com uma única entrada e uma única saída, situação que é comum na engenharia.

$$0 \leq \varepsilon_0 = y_0/y_T = (y_0/x_0)/(y_T/x_0) \leq 1 \quad (32)$$

Onde y_T é a saída teórica máxima que pode ser obtida usando uma entrada, x_0 e y_0 é a saída atual obtida usando a mesma entrada x_0 . Então ε_0 é a medida de eficiência onde $\varepsilon_0 = 1$ se e somente se $y_0 = y_T$.

A Análise da Envoltória de Dados - *DEA* se baseia em modelar o problema de medir a eficiência de uma *DMU* como um problema de programação matemática.

Assumimos que há n *DMUs* para serem avaliadas. Cada *DMU* consome quantidades variáveis de m entradas diferentes para produzir s saídas diferentes. Especificamente, DMU_j consome x_{ij} da entrada e produz y_{ij} quantidade de r de saída. Assumimos que $x_{ij} \geq 0$ e $y_{ij} \geq 0$ e assumimos que cada *DMU* possui pelo menos uma entrada positiva e pelo menos uma saída positiva.

Charnes, Cooper, e Rhodes propuseram um modelo de programação para realizar a *DEA* (Modelo CCR). A razão entre as saídas e as entradas é usada para medir a eficiência relativa da $DMU_j = DMU_0$ para ser avaliado com relação às todas as outras $DMU_j, j = 1, 2, \dots, n$ (Figura 2.3).

Para uma *DMU* específica a razão desta entrada virtual para saída virtual fornece uma medida de eficiência que é uma função de multiplicadores. Em termos da programação matemática, esta razão, que é maximizada é a função objetivo para a *DMU* que está sendo avaliada.

A eficiência de qualquer *DMU* é obtida como o máximo de uma proporção de saídas ponderadas para entradas ponderadas sujeita à restrição de que as proporções semelhantes para cada *DMU* sejam menores ou iguais à unidade. O modelo de programação matemática é então:

$$\max h_0(u, v) = \frac{\sum_{r=1}^S u_r y_{r0}}{\sum_{i=1}^m v_i x_{i0}} \quad (33)$$

Sujeito a:

$$\frac{\sum_{r=1}^S u_r y_{rj}}{\sum_{i=1}^m v_i x_{ij}} \leq 1; \quad j = 1, \dots, n$$

Onde,

$$u_r, v_i \geq 0; \quad r = 1, \dots, s; \quad i = 1, \dots, m$$

Onde as variáveis são u_r e v_i e y_{r0} e x_{i0} são respectivamente as saídas e as entradas observadas para a *DMU*_o, a *DMU* que está sendo avaliada. O conjunto de restrições normalizadas (uma para cada *DMU*) reflete a condição de que a razão entre as entradas e as saídas de toda *DMU*, incluindo $j = 0$, deve ser menor ou igual a uma unidade.

O modelo proposto produz um número infinito de soluções; se (u^*, v^*) é ótima, então $(\alpha u^*, \alpha v^*)$ é também ótimo para $\alpha \geq 0$. No entanto, uma transformação desenvolvida por Charnes e Cooper (1962) para a programação linear fracionada selecciona uma solução representativa [isto é, a solução (u, v) para $\sum_{i=1}^m v_i x_{i0} = 1$] que produz um problema de programação linear equivalente em que uma mudança de variáveis de (u, v) para (μ, ν) é um resultado da transformação de Charnes-Cooper,

$$\max z = \sum_{r=1}^s \mu_r y_{r0} \quad (34)$$

Sujeito a:

$$\sum_{r=1}^s \mu_r y_{rj} - \sum_{i=1}^m v_i x_{ij} \leq 0; \quad j = 1, \dots, n$$

$$\sum_{i=1}^m v_i x_{i0} = 1$$

Onde,

$$\mu_r, v_i \geq 0; \quad r = 1, \dots, s; \quad i = 1, \dots, m$$

O dual deste problema de programação linear é:

$$\theta^* = \min \theta \quad (35)$$

Sujeito a:

$$\sum_{j=1}^n x_{ij} \lambda_j \leq \theta x_{i0}, \quad i = 1, 2, \dots, m$$

$$\sum_{j=1}^n y_{rj} \lambda_j \geq y_{r0}, \quad r = 1, 2, \dots, s$$

Onde,

$$\lambda_j \geq 0, \quad j = 1, 2, \dots, n$$

Em virtude do teorema dual de programação linear temos $\theta^* = z^*$. Assim, qualquer um dos modelos pode ser usado. A solução ótima θ^* representa a eficiência de uma *DMU* específica. O processo é repetido para cada *DMU_j*. As *DMUs* com $\theta^* < 1$ são ineficientes,

enquanto as *DMUs* com $\theta^* = 1$ estão na fronteira de eficiência. Alguns pontos na fronteira podem ser “fracamente” eficientes porque eles possuem variáveis de folga maiores do que zero.

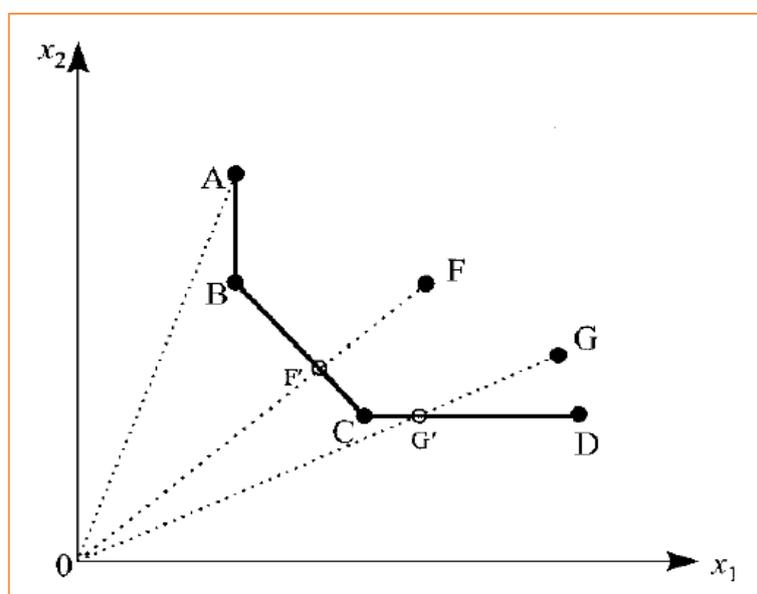
2.2.2 Representação gráfica

A Figura 2.3 representa uma situação que estamos considerando. Na ilustração seis *DMUs* são indicadas, cada uma das quais utiliza dois insumos em quantidades (x_1 , x_2) para produzir uma unidade de saída. A *DMU* F utiliza mais de x_1 , x_2 do que C e, portanto, é ineficiente $\theta_F^* < 1$. Graficamente, pode ser observado a razão das distâncias a partir de 0 (origem) à F' e F. Neste caso θ pode ser entendido como uma medida radial de eficiência e pode ser calculado como:.

$$0 \leq \theta_F^* = \frac{d(0, F')}{d(0, F)} \leq 1 \quad (5)$$

Com $d(0, F') \leq d(0, F)$, onde d é uma distância Euclidiana.

Figura 2.3 – Representação gráfica de *DMUs*



Fonte: Adaptada do artigo Bulla, Cooper, Wilson (2000).

2.2.3 Estudo de caso – Eficiência DEA

No caso de avaliar a eficiência da etapa de descida e transição para aproximação, a questão que surge é a escolha das entradas e saídas para se fazer uma análise consistente. No caso escolhemos como variáveis de entrada o tempo e o combustível gasto na descida, e como saída a quantidade de energia dissipada (a energia total inicial) durante a descida.

Na ilustração abaixo (Figura 2.4), é mostrado uma tabela, na qual constam os dados de 10 voos analisados, consumo de combustível, tempo, altura, energia potencial (E_P), energia cinética (E_C), energia total (E_T), massa (peso bruto da aeronave) e energia total normalizada (E_{T_N}), para o estudo de caso.

Figura 2.4 – Tabela de estudo de caso DEA

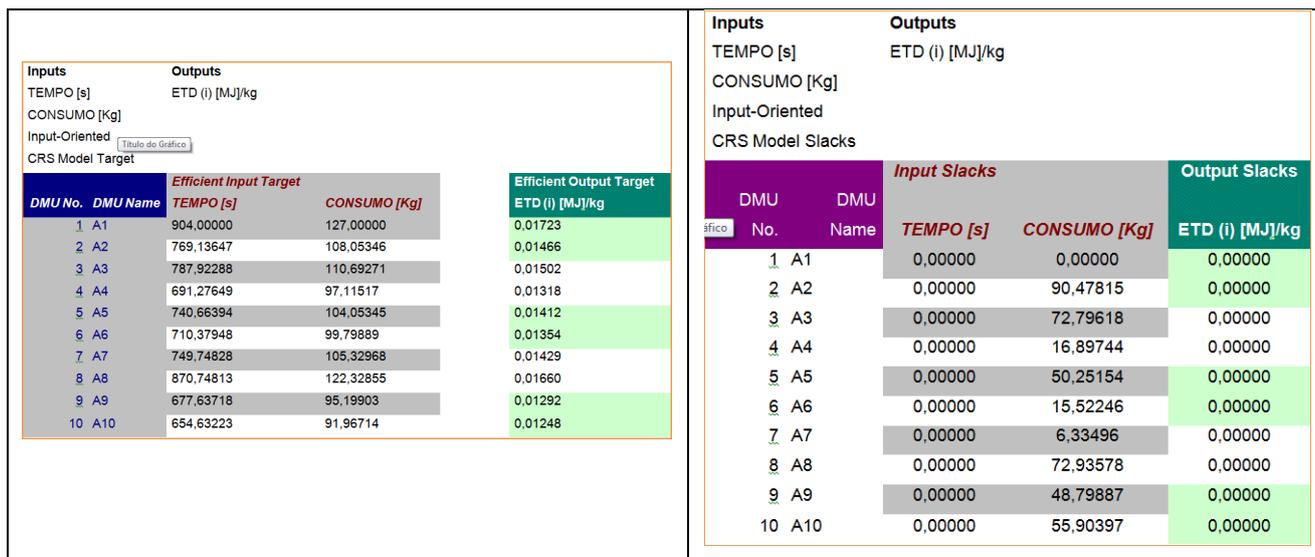
CONSUMO DE COMBUSTÍVEL NA FASE DE DESCIDA PARA SBCF (CONFINS)

VOO	FASE	INDICE	CONSUMO [Kg]		TEMPO [s]	ALT(i) [m]	ALT(f) [m]	EP(i) [MJ]	EP(f) [MJ]	EC(i) [MJ]	EC(f) [MJ]	ET(i) [MJ]	ET(f) [MJ]	MASSA (i) [Kg]	MASSA (f) [Kg]	ET(f)_N [MJ/Kg]
1	DESCIDA	A12_F9006	127	0,14	904	10423,0	916,8	5282,2	463,2	428,9	424,2	5711,1	887,4	51664,4	51501,1	58,04
2	DESCIDA	A62_F9130	286	0,26	1108	9200,0	1026,3	4554,9	505,2	460,1	230,4	5015,0	735,6	50467,1	50176,9	68,21
3	DESCIDA	A108_F9578	272	0,23	1168	10417,8	914,4	5536,1	483,0	449,0	325,6	5985,1	808,6	54167,8	53841,3	66,59
4	DESCIDA	A72_F9578	190	0,16	1152	11330,9	919,0	6168,1	498,3	361,8	230,0	6529,9	728,3	55492,1	55274,4	75,90
5	DESCIDA	A06_F9657	195	0,21	936	10139,2	919,3	5452,7	492,3	474,6	278,3	5927,3	770,6	54820,9	54585,0	70,83
6	DESCIDA	A06_F9659	200	0,16	1232	9216,8	946,7	4960,3	506,6	512,8	232,0	5473,1	738,6	54857,1	54548,7	73,85
7	DESCIDA	A08_F9665	168	0,15	1128	11651,6	914,7	5858,0	458,0	314,9	271,5	6172,9	729,5	51247,2	51047,6	69,98
8	DESCIDA	A52_F9712	209	0,22	932	10433,6	919,6	5193,4	455,6	394,8	382,6	5588,2	838,2	50739,2	50503,4	60,25
9	DESCIDA	A15_F9783	272	0,21	1280	11458,6	917,7	5558,6	442,2	359,8	192,3	5918,4	634,5	49451,3	49124,7	77,42
10	DESCIDA	A22_F9842	281	0,23	1244	11032,2	918,1	5514,9	456,3	374,8	175,9	5889,7	632,2	50956,9	50666,7	80,14

Fonte: Elaborado pelo autor

De posse dos dados dispostos na tabela da Figura 2.4, aplicou-se o aplicativo *DEA Frontier* no Excel, resultando nos dados mostrados nas Figuras 2.5 e 2.6.

Figura 2.5 – Estudo de caso *DEA*



Fonte: Elaborado pelo autor

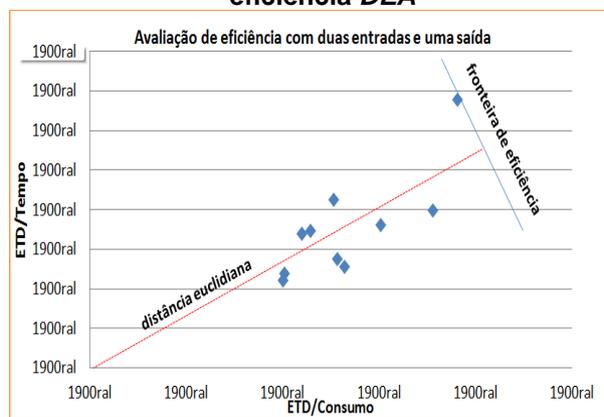
Na Figura 2.6 verifica-se a eficiência *DEA* neste estudo de caso, em que a *DMU A1* teve eficiência máxima *DEA*, configurando-se uma fronteira de eficiência enquanto que a *DMU A10* teve eficiência mínima *DEA*.

Figura 2.6 – Estudo de caso - Eficiência *DEA*

Inputs		Outputs			
TEMPO [s]		ETD (i) [MJ]/kg			
CONSUMO [Kg]					
Input-Oriented					
DMU No.	DMU Name	CRS Efficiency	Sum of lambdas	RTS	Optimal Lambdas with Benchmarks
1	A1	1,00000	1,000	Constant	1,000 A1
2	A2	0,69417	0,851	Increasing	0,851 A1
3	A3	0,67459	0,872	Increasing	0,872 A1
4	A4	0,60007	0,765	Increasing	0,765 A1
5	A5	0,79131	0,819	Increasing	0,819 A1
6	A6	0,57661	0,786	Increasing	0,786 A1
7	A7	0,66467	0,829	Increasing	0,829 A1
8	A8	0,93428	0,963	Increasing	0,963 A1
9	A9	0,52940	0,750	Increasing	0,750 A1
10	A10	0,52623	0,724	Increasing	0,724 A1

Fonte: Elaborado pelo autor

Figura 2.7 – Estudo de caso - Avaliação da eficiência *DEA*



Fonte: Elaborado pelo autor

Enquanto que o gráfico da Figura 2.7 foi montado a partir da tabela da Figura 2.4, em que a energia total dissipada (ETD) foi dividida pelo tempo no eixo vertical e pelo consumo no eixo horizontal.

3 METODOLOGIA DA AVALIAÇÃO QUALITATIVA E QUANTITATIVA

As investigações de acidentes e a literatura nos ensinam que geralmente há uma sequência de alertas e sinais prévios que nos informam da tendência de um acidente, e se reconhecidos, podem evitar que eventos indesejáveis ocorram. Esses alertas ou sinais são chamados de indicadores antecedentes porque precedem os eventos indesejáveis, e desde que esses sinais possam ser monitorados e identificados com antecedência, eles agregam valor na predição de ocorrência desses eventos.

Uma vez que os indicadores antecedentes sejam determinados, é importante que sejam feitas avaliações contínuas para assegurar que os indicadores sejam bem correlacionados com o desempenho da segurança e outras avaliações relacionadas.

Para alguns indicadores, dados históricos podem ser utilizados para selecionar a distribuição de probabilidade apropriada para o modelo de distribuições: normal, triangular, uniforme, lognormal, *gamma*, *weibull*, logística, exponencial, binomial, *poisson*, beta, dentre outras. O julgamento de especialistas também pode ser utilizado para se estabelecer a importância do peso dos fatores.

A mineração de dados (*Data Mining - DM*) tem se tornado um método analítico cada vez mais popular em inúmeros setores. Em vez de se utilizar métodos tradicionais, aqueles que estão aplicando métodos *DM* procuram fazer um maior uso da base de dados existente para aprender mais sobre o problema ou questão a ser avaliado. Tendo em vista, os esforços que ocorrem em coletar dados de uma maneira ampla, a *DM* tem potencial de destravar segredos ocultos nesses dados.

Neste trabalho buscaram-se ferramentas simples de avaliação como o programa Microsoft Excel para o tratamento dos dados e a elaboração de gráficos na análise qualitativa, e o aplicativo *DEA Frontier* aplicado ao Excel para a avaliação quantitativa, conforme descrição dos passos a seguir.

3.1 Avaliação qualitativa – visualização gráfica

Os dados coletados do sistema de monitoramento de dados de voo (FDM), armazenados em arquivos de extensão *txt* foram exportados para planilhas Excel, ver ilustração na Figura 3.1.

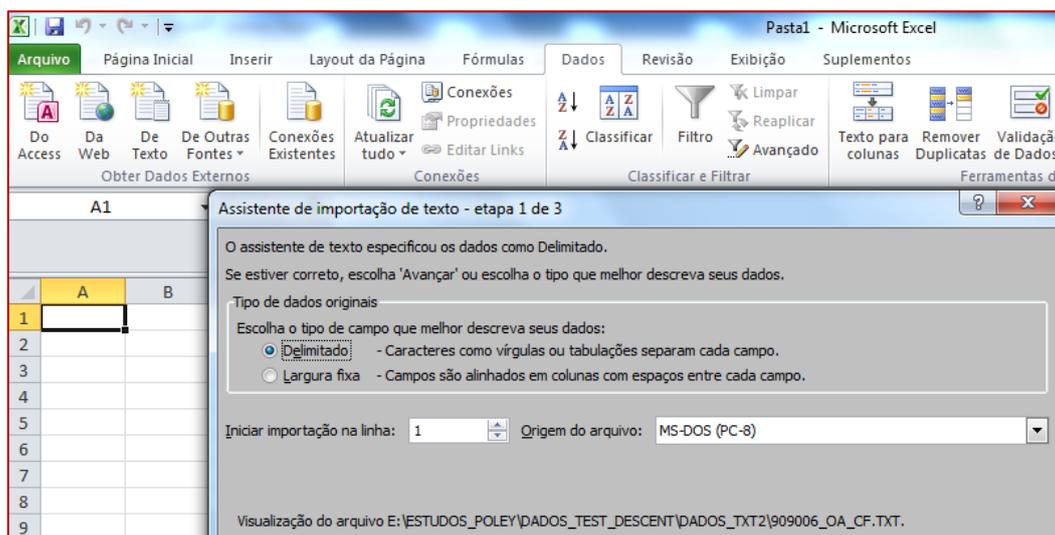
Figura 3.1 – Dados em formato *txt*

```
5500!34219!-1037!0!250.5!0.35!0.88!IDLE!51.86!76.0!IDLE!51.33!75.3!0.06!0!-1!0!18.63!S20.6804!W43.5457!
-!SELECTED!1!1!-!-!580!551!5780!5780!0!5.243!113920!51664.40!36878!64
5500!34196!-1121!0!250.5!0.35!0.88!IDLE!50.98!76.0!IDLE!50.63!75.3!0.06!0!-1!0!18.63!S20.6783!W43.5457!
-!SELECTED!1!1!-!-!537!508!5780!5780!0!5.243!113920!51664.40!36855!64
5500!34173!-1206!0!250.8!0.18!0.70!IDLE!50.27!69.4!IDLE!49.75!68.6!0.06!0!-1!0!18.63!S20.6770!W43.5457!
-!SELECTED!1!1!-!-!508!457!5780!5780!0!5.243!113920!51664.40!36832!64
5500!34154!-1224!0!250.8!0.18!0.88!IDLE!49.39!69.4!IDLE!49.04!68.6!0.06!0!-1!0!18.63!S20.6749!W43.5457!
-!SELECTED!1!1!-!-!464!435!5780!5780!0!5.243!113920!51664.40!36813!64
5500!34132!-1226!0!250.8!0.00!1.05!IDLE!48.69!69.4!IDLE!48.16!68.6!0.06!0!-1!0!18.63!S20.6728!W43.5457!
-!SELECTED!1!1!-!-!435!392!5780!5780!0!5.243!113920!51664.40!36791!64
5500!34105!-1306!0!250.8!0.00!1.05!IDLE!47.81!69.4!IDLE!47.81!68.6!0.06!0!-1!0!18.63!S20.6708!W43.5457!
```

Fonte: Elaborado pelo autor

Em seguida, os arquivos *txt* foram exportados e tratados em planilhas Excel, conformes ilustrado na Figura 3.2.

Figura 3.2 – Dados *txt* exportados para planilhas Excel



Fonte: Elaborado pelo autor

Após um pré-tratamento dos dados em planilhas Excel, houve a necessidade de conversão das unidades, do sistema inglês para o sistema internacional de medidas (SI), devido à ampla utilização do sistema inglês de medidas na aviação, conforme ilustrado na Figura 3.3.

Figura 3.3 – Dados na planilha Excel em formato xls

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q
1	TIME	FLIGHT_PHASE	HEIGHT [ft]	HEIGHT [m]	IVV [ft/min]	IVV [m/s]	CASC [knot]	CASC [m/s]	PITCH [grau]	FQTY1 [lb]	FQTY1 [kg]	FQTY2	FF1C [lb/h]	FF2C	TLA1C	TLA1	N11C
2	01:55:18	DESCENT	34219	10429,9512	-1037	-5,2887	250,5	128,8572	0,35	5780	2621,808	5780	580	551	IDLE	51.86	76.0
3	01:55:22	DESCENT	34196	10422,9408	-1121	-5,7171	250,5	128,8572	0,35	5780	2621,808	5780	537	508	IDLE	50.98	76.0
4	01:55:22	DESCENT	34173	10415,9304	-1206	-6,1506	250,8	129,01152	0,18	5780	2621,808	5780	508	457	IDLE	50.27	69.4
5	01:55:22	DESCENT	34154	10410,1392	-1224	-6,2424	250,8	129,01152	0,18	5780	2621,808	5780	464	435	IDLE	49.39	69.4
6	01:55:22	DESCENT	34132	10403,4336	-1226	-6,2526	250,8	129,01152	0	5780	2621,808	5780	435	392	IDLE	48.69	69.4
7	01:55:26	DESCENT	34105	10395,204	-1306	-6,6606	250,8	129,01152	0	5780	2621,808	5780	385	356	IDLE	47.81	69.4
8	01:55:26	DESCENT	34079	10387,2792	-1400	-7,14	250,8	129,01152	-0,18	5780	2621,808	5780	363	356	IDLE	47.11	62.1
9	01:55:26	DESCENT	34053	10379,3544	-1453	-7,4103	250,8	129,01152	-0,35	5780	2621,808	5780	327	298	IDLE	46.41	62.1
10	01:55:26	DESCENT	34019	10368,9912	-1567	-7,9917	250,8	129,01152	-0,53	5780	2621,808	5780	298	232	IDLE	45.53	62.1
11	01:55:30	DESCENT	33988	10359,5424	-1694	-8,6394	250,5	128,8572	-0,53	5780	2621,808	5780	261	239	IDLE	44.65	62.1
12	01:55:30	DESCENT	33955	10349,484	-1768	-9,0168	250,8	129,01152	-0,7	5780	2621,808	5780	189	138	IDLE	43.77	53.1
13	01:55:30	DESCENT	33917	10337,9016	-1888	-9,6288	250,5	128,8572	-0,7	5780	2621,808	5780	152	94	IDLE	42.89	53.1
14	01:55:30	DESCENT	33883	10327,5384	-1978	-10,0878	250,5	128,8572	-0,7	5780	2621,808	5780	131	94	IDLE	42.19	53.1
15	01:55:34	DESCENT	33847	10316,5656	-2018	-10,2918	250,8	129,01152	-0,88	5780	2621,808	5780	123	94	IDLE	41.31	53.1
16	01:55:34	DESCENT	33808	10304,6784	-2095	-10,6845	250,8	129,01152	-0,88	5750	2608,2	5780	123	102	IDLE	40.25	43.9
17	01:55:34	DESCENT	33773	10294,0104	-2136	-10,8936	250,5	128,8572	-1,05	5750	2608,2	5780	123	109	IDLE	39.38	43.9
18	01:55:34	DESCENT	33734	10282,1232	-2164	-11,0364	250,8	129,01152	-1,23	5750	2608,2	5780	123	116	IDLE	38.50	43.9
19	01:55:38	DESCENT	33691	10269,0168	-2261	-11,5311	251	129,1144	-1,23	5750	2608,2	5780	131	131	IDLE	37.62	43.9
20	01:55:38	DESCENT	33649	10256,2152	-2357	-12,0207	251	129,1144	-1,23	5750	2608,2	5750	138	145	IDLE	36.04	40.3
21	01:55:38	DESCENT	33609	10244,0232	-2391	-12,1941	251,3	129,26872	-1,23	5750	2608,2	5750	145	145	IDLE	35.86	40.3
22	01:55:38	DESCENT	33572	10232,7456	-2364	-12,0564	251,3	129,26872	-1,41	5750	2608,2	5750	160	145	IDLE	35.86	40.3
23	01:55:42	DESCENT	33531	10220,2488	-2356	-12,0156	251,5	129,3716	-1,76	5750	2608,2	5750	174	145	IDLE	35.86	40.3
24	01:55:42	DESCENT	33488	10207,1424	-2410	-12,291	251,8	129,52592	-1,76	5750	2608,2	5750	181	145	IDLE	35.86	39.5

Fonte: Elaborado pelo autor

Após as conversões, calcularam-se as energias cinética, potencial e total (mecânica) para a elaboração dos gráficos. A aceleração gravitacional g foi considerada no valor de $9,81 \text{ m/s}^2$.

Alguns dados foram descaracterizados, conforme acordo acadêmico universidade-empresa (ex. prefixos das aeronaves, nº de voos, datas, etc.). As aeronaves atribuíram-se índices, como exemplo, A10 significa aeronave nº 10; e, quanto ao nº do voo, foram considerados os 4 últimos algarismos dos dados txt, que são sequenciais. Apenas o destino foi considerado, na nossa pesquisa o aeródromo de Confins (SBCF).

Os gráficos foram elaborados tomando como base a literatura que descreve sobre o gerenciamento de energia, relacionando os parâmetros primários de voo com as energias potencial, cinética e total. Os gráficos são apresentados na seção 4 – Avaliação Qualitativa – Resultados.

Na análise qualitativa buscaram-se os aspectos relacionados com a segurança do voo, conforto e eficiência operacional nessa etapa específica do voo, a descida e aproximação para pouso.

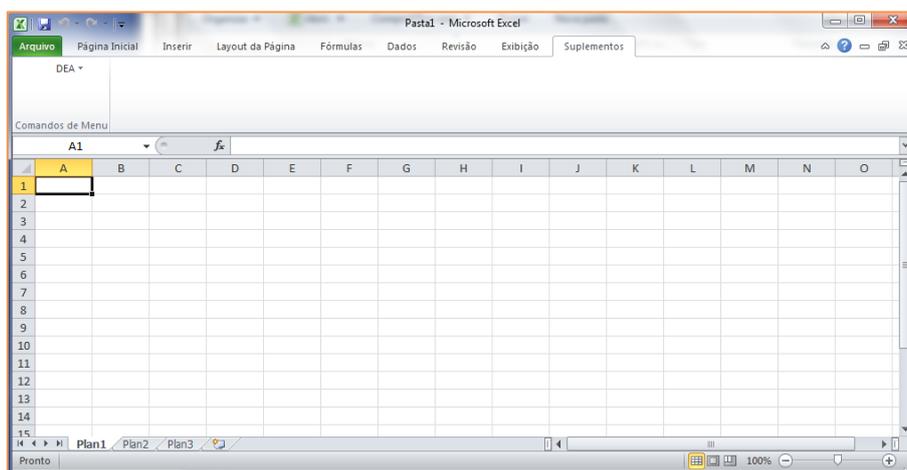
Elaboraram-se métricas de análise e comparações dos diversos voos analisados na fase de descida e aproximação, foco dessa pesquisa.

3.2 Avaliação quantitativa – análise de envoltória de dados (DEA)

Para essa avaliação específica, utilizou-se como referência a análise de envoltória de dados (*Data Envelopment Analysis – DEA*). O *DEA* é um método fundamentado em programação matemática, que foi desenvolvido em pesquisas operacionais e economia para avaliações de eficiência. O *DEA* manuseia dados em múltiplas entradas e múltiplas saídas que podem ser utilizados para caracterizar desempenhos. O *DEA* também fornece informação nas fontes e quantidades de ineficiências em cada entrada e saída do objeto de avaliação sem requerer conhecimento das relações funcionais que fazem subir essas estimativas. O *DEA* é um método alternativo para avaliar eficiências. Esse método dará apoio ao método de avaliação qualitativa corroborando e melhorando a análise dos resultados obtidos, possibilitando uma melhor compreensão do gerenciamento de energia nesse segmento do voo.

Na nossa pesquisa, foi utilizado o aplicativo *DEA Frontier*, que pode ser baixado na rede facilmente. Após seguir os passos do tutorial do aplicativo *DEA Frontier*, habilitou-se a aba **Suplementos** na planilha Excel, contendo o aplicativo *DEA*, conforme ilustração da Figura 3.4.

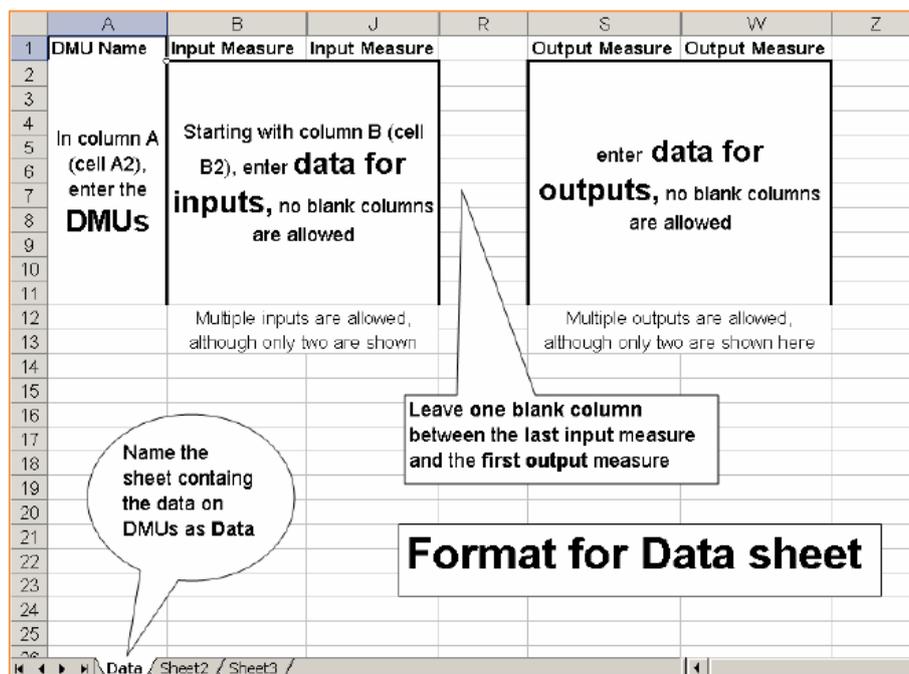
Figura 3.4 – Aplicativo *DEA* na aba *Suplementos* no Excel



Fonte: Elaborado pelo autor

No próximo passo do tutorial foram preenchidos os dados da pesquisa na planilha *Suplementos* conforme as informações da ilustração da Figura 3.5, que está disponível no tutorial do aplicativo.

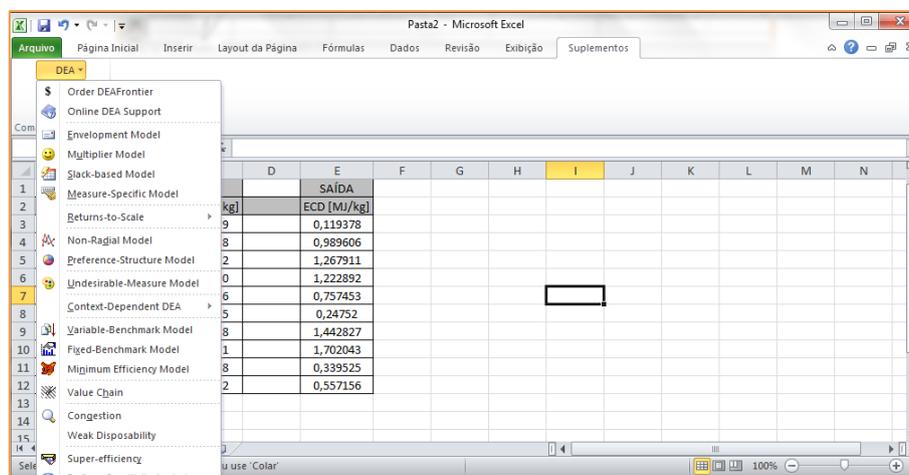
Figura 3.5 – Preenchendo os dados na planilha *Suplementos*



Fonte: Elaborado pelo autor

Após o preenchimento dos dados na planilha, acessou-se o *DEA* na aba *Suplementos*, e aplicou-se *Envelopment Model*, vide ilustração na Figura 3.6.

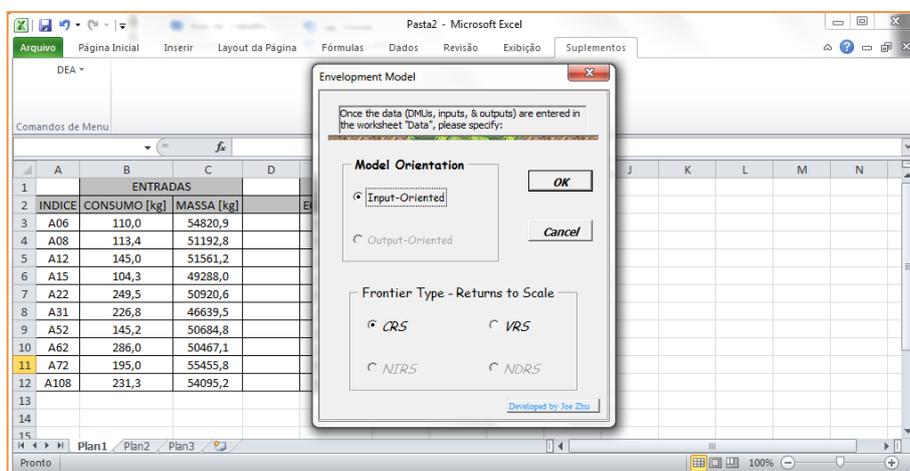
Figura 3.6 – Aplicando *DEA – Envelopment Model*



Fonte: Elaborado pelo autor

Na janela *Envelopment Model*, habilitou-se *Model Orientation* e *Frontier Type-Returns to Scale*, conforme Figura 3.7.

Figura 3.7 – Janela *Envelopment Model*



Fonte: Elaborado pelo autor

Após OK no *Envelopment Model*, o aplicativo gera planilhas de resultados, como a planilha mostrada na Figura 3.8.

Figura 3.8 – Resultados do DEA

DMU No.	DMU Name	Efficiency	Sum of lambdas	RTS	Optimal Lambdas with Benchmarks
1	A06	0,09256	0,098	Increasing	0,098 A15
2	A08	0,76423	0,791	Increasing	0,689 A15 0,102 A52
3	A12	0,87169	0,889	Increasing	0,064 A15 0,824 A52
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000 A15
5	A22	0,46073	0,464	Increasing	0,127 A52 0,338 A62
6	A31	0,16473	0,152	Increasing	0,044 A52 0,109 A62
7	A52	1,00000	1,000	Constant	1,000 A52
8	A62	1,00000	1,000	Constant	1,000 A62
9	A72	0,20622	0,226	Increasing	0,173 A52 0,053 A62
10	A108	0,33102	0,354	Increasing	0,175 A52 0,179 A62

Fonte: Elaborado pelo autor

4 RESULTADOS - ANÁLISE QUALITATIVA E ANÁLISE QUANTITATIVA

Os resultados foram extraídos dos dados de voo, através da análise qualitativa dos gráficos elaborados em Excel, ver seção 4.1; e através da análise quantitativa utilizando-se a análise da envoltória de dados (*DEA*), ver seção 4.2.

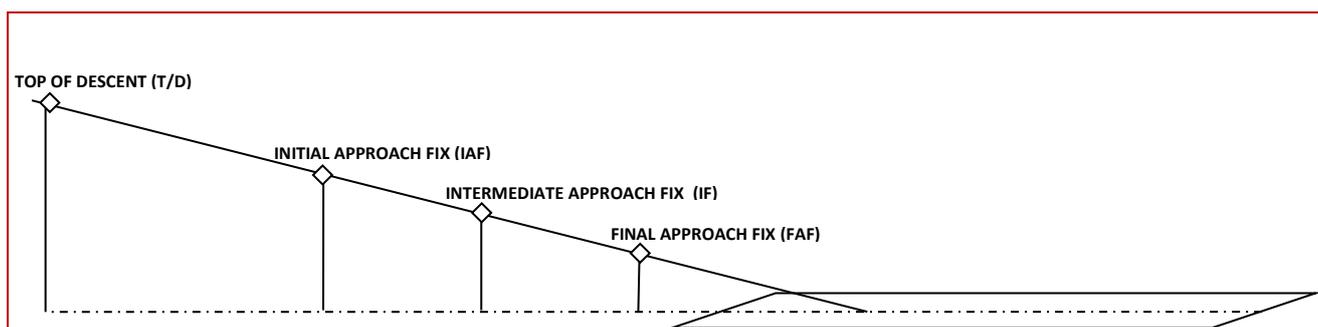
Os dados de voo disponíveis para essa pesquisa foram coletados através do sistema de monitoramento de dados do voo (*FDM*). Os dados disponíveis estavam compactados no formato *txt*, foram exportados para planilhas *Excel*, tratados e plotados em gráficos para as avaliações qualitativas. As unidades de medidas dos dados estavam em unidades do Sistema Inglês, essas unidades foram convertidas para o Sistema Internacional de Unidades (SI).

Os dados de voo foram selecionados para um aeródromo de destino específico, nos nossos estudos, a avaliação concentrou-se no aeródromo de Confins (SBCF). Em seguida foram selecionadas as aeronaves para a avaliação das fases de descida e aproximação para pouso no aeródromo.

Na fase de descida, verificou-se que nos dados disponíveis havia uma variação significativa nos valores da altura do início da descida (*Top of Descent – T/D*), para os nossos estudos definiu-se por fixar um ponto de referência inicial da descida em 30.000 ft (9.144,0 m), e um ponto de referência final da descida em 3.000 ft (914,4 m). O ponto de referência final da descida corresponde em média ao ponto de referência da aproximação inicial (*IAF*). O tempo médio de descida das aeronaves avaliadas, nesse estudo específico, correspondeu a 972,3 s (16,2 min).

Para complementar os estudos, foram avaliadas as aeronaves na fase de aproximação, nos pontos de referência da aproximação inicial (*IAF*), aproximação intermediária (*IF*) e aproximação final (*FAF*), ver ilustração na Figura 4.1 para identificação dos pontos de referência.

Figura 4.1 – Pontos de referência da descida e aproximação



Fonte: Elaborado pelo autor

Iniciou-se a pesquisa selecionando em torno de 1.000 voos de 5 (cinco) aeródromos distintos, e então restringiu-se a avaliação dos voos, para o aeródromo de Confins (SBCF). A partir dessa seleção, elaborou-se 20 planilhas em Excel dos voos selecionados. Cada planilha contendo em média 1.300 linhas e 75 colunas; sendo que cada linha corresponde a dados na linha do tempo de 1s, e cada coluna corresponde aos parâmetros de voo fornecidos ou calculados.

Para padronizar os voos analisados e suas respectivas aeronaves, os dados tratados foram indexados em formato alfanumérico.

Considere o voo analisado **A12_F9006**, o índice **A** significa *Aircraft* (Aeronave) seguido de numeração sequencial que corresponde a uma determinada aeronave; e o índice **F** significa *Flight* (Voo) seguido de numeração sequencial que corresponde a um determinado voo.

Nas próximas seções, mostram-se os resultados da pesquisa, através de uma sequência de ilustrações gráficas, extraídos de planilhas Excel, com seus respectivos comentários, correspondendo à avaliação qualitativa (item 4.1); em seguida (item 4.2), mostram-se os resultados da avaliação quantitativa, através de uma sequência de tabelas e ilustrações gráficas que correspondem aos resultados da aplicação do método da análise de envoltória de dados (*DEA*).

Todas as avaliações das condições de energia e parâmetros de voo foram realizadas nas aeronaves vinculadas aos seus respectivos voos. Então, quando descrevemos a avaliação da aeronave A12_F9006, estamos mencionando a aeronave em seu respectivo voo.

4.1 Avaliação qualitativa na descida e aproximação para pouso

Nesta seção, avaliaram-se qualitativamente as condições de energia potencial, cinética e total, além dos parâmetros de voo de 10 (dez) aeronaves distintas na fase de descida e aproximação para pouso no aeródromo de Confins (SBCF).

4.1.1 *Condição de energia potencial das aeronaves*

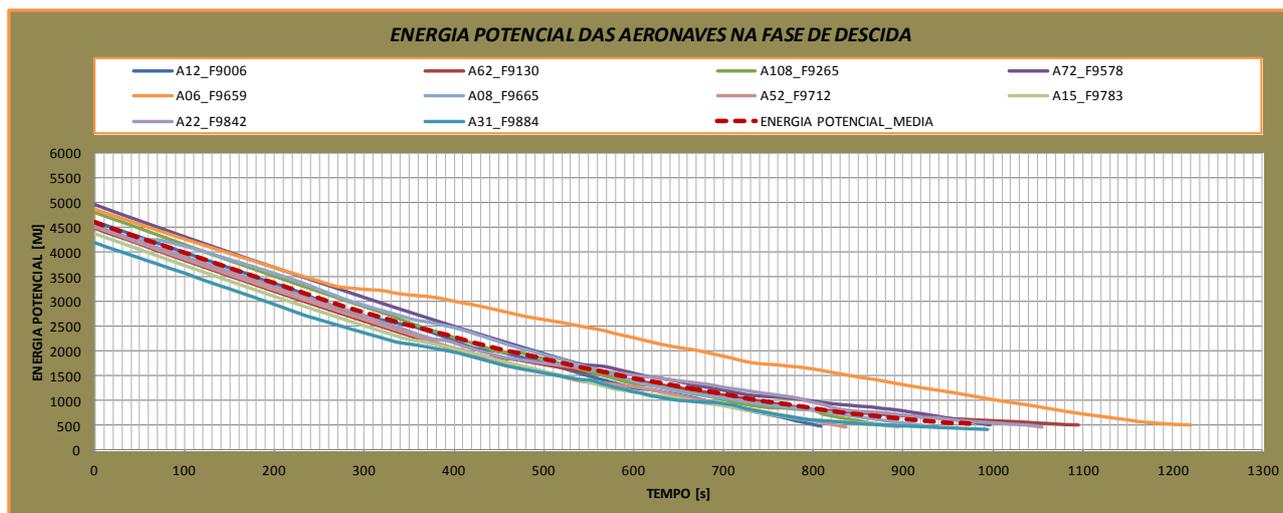
Segue abaixo, as avaliações qualitativas das condições de energia potencial das aeronaves, através dos gráficos elaborados, extraídos a partir das planilhas Excel.

a) **Análise da energia potencial das aeronaves na descida**

O Gráfico 4.1 mostra o comportamento médio da energia potencial das aeronaves na fase de descida. No início da descida, pode-se verificar que há 03 grupos distintos de aeronaves na condição de energia potencial. Os grupos foram definidos com base na curva da energia potencial média, que pode ser visualizada no gráfico. O grupo 01 corresponde ao grupo que está acima da linha média; o grupo 02 corresponde ao grupo que está em torno da linha média; e o grupo 03 corresponde ao grupo que está abaixo da linha média. Observe abaixo, os grupos destacados do gráfico:

- **GRUPO 01:** A06_F9659, A72_F9578, A108_F9265.
- **GRUPO 02:** A08_F9665, A12_F9006, A15_F9783, A22_F9842, A52_F9712, A62_F9130.
- **GRUPO 03:** A31_F9884.

Gráfico 4.1 – Energia potencial das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

Verifica-se que a aeronave A06_F9659 do Grupo 01, a partir de 270 s (4,5 min) de voo de descida possui um comportamento de energia potencial acima da média das outras aeronaves, mantendo esse comportamento até a fase final da descida. A aeronave A06 também possui um tempo de descida mais longo, conforme verificado no gráfico, configurando um voo mais lento, com velocidade menor que a média das demais aeronaves avaliadas. Enquanto que as demais aeronaves do Grupo 01 se mantêm acima da energia potencial média, tendendo a se estabilizar na linha média, na fase final da descida.

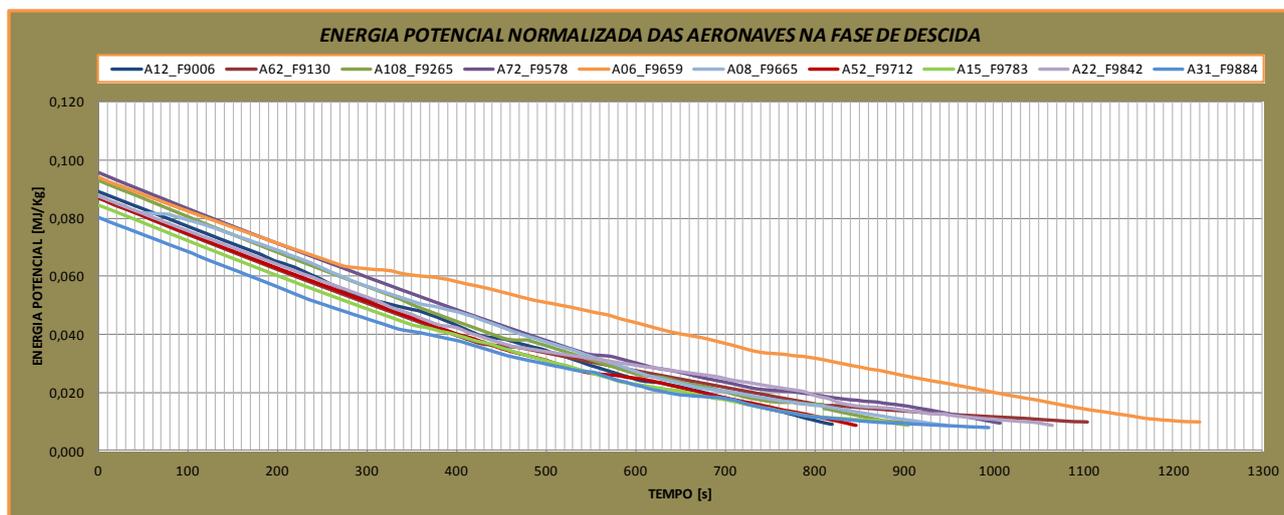
Verifica-se também, que as aeronaves do Grupo 02 se mantêm em torno da energia potencial média, com tendência a se estabilizar na linha média, na fase final da descida.

A aeronave A31_F9884 do Grupo 03, no início do voo de descida até em torno de 380 s (6,3 min) possui comportamento de energia potencial abaixo da média das outras aeronaves, tendendo a se estabilizar após esse período, aproximando-se da média das outras aeronaves.

b) Análise da energia potencial normalizada das aeronaves na descida

O Gráfico 4.2 tem o mesmo aspecto do gráfico 4.1, porém as unidades estão em MJ/kg, ou seja, a taxa de energia potencial dissipada em MJ por kg.

Gráfico 4.2 – Energia potencial normalizada das aeronaves na descida

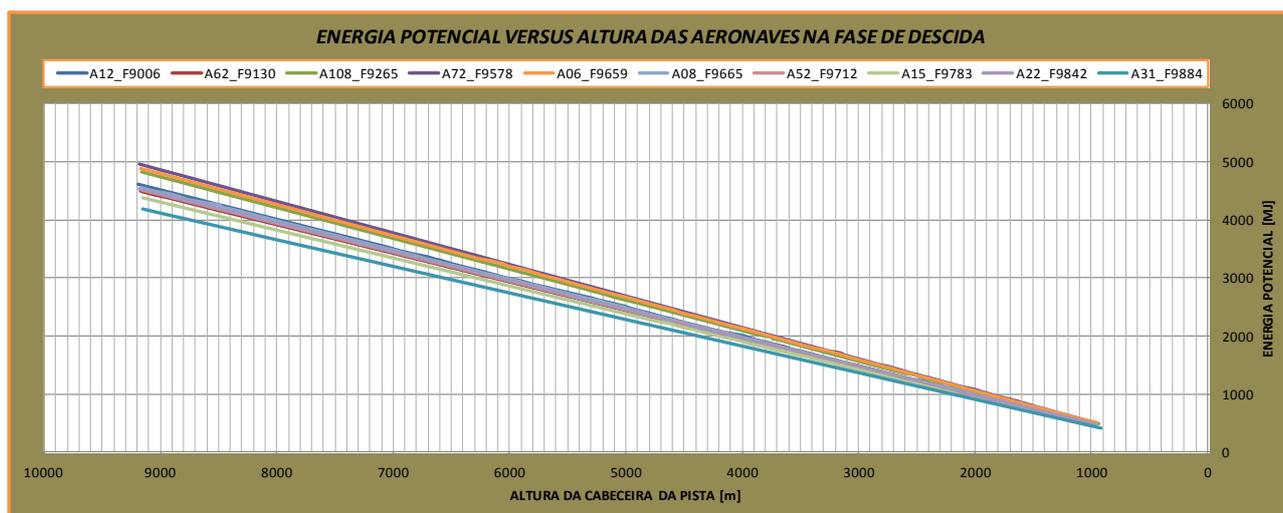


Fonte: Dados da pesquisa.

c) Análise da energia potencial versus altura das aeronaves na descida

O Gráfico 4.3 mostra a condição de energia potencial das aeronaves em relação à altura da cabeceira da pista. Em aproximadamente 9.000 m (29.527,5 ft) de altura, no início da fase de descida, verifica-se que há três grupos distintos de aeronaves. Os grupos foram definidos da mesma forma que a analisada no gráfico 4.1.

- **GRUPO 01:** A06_F9659, A72_F9578, A108_F9265
- **GRUPO 02:** A08_F9665, A12_F9006, A15_F9783, A22_F9842, A52_F9712, A62_F9130
- **GRUPO 03:** A31_F9884

Gráfico 4.3 – Energia potencial versus altura das aeronaves na descida

Fonte: Dados da pesquisa

Verifica-se que as aeronaves do Grupo 01 se mantêm acima da energia potencial média, com tendência a se estabilizar na fase final da descida. Enquanto que as aeronaves do grupo 02 se mantêm em torno da energia potencial média, em toda a fase da descida. A aeronave A31_F9884 do grupo 03 se mantêm abaixo da energia potencial média, com tendência a se estabilizar na fase final da descida.

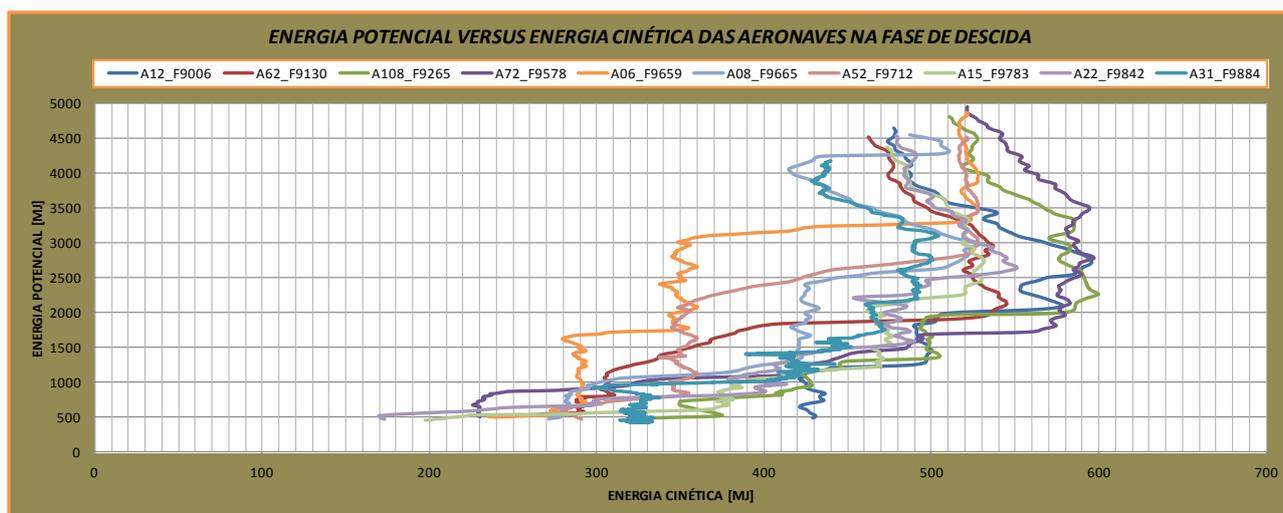
Em aproximadamente 1.000 m (3.280,8 ft) de altura em relação à cabeceira da pista, o gráfico mostra que a condição de energia potencial das aeronaves analisadas tende a se estabilizar em um comportamento médio.

d) Análise da energia potencial versus energia cinética das aeronaves na descida

O Gráfico 4.4 mostra que no início da descida, as aeronaves adquirem energia cinética, enquanto que a energia potencial é dissipada até uma fase intermediária da descida. Verifica-se que após essa fase intermediária, há dissipação de energia potencial correlacionada com a energia cinética.

Verifica-se que a aeronave A06_F9659 não possui um comportamento médio de dissipação de energia em relação às outras aeronaves.

Gráfico 4.4 – Energia potencial versus energia cinética das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

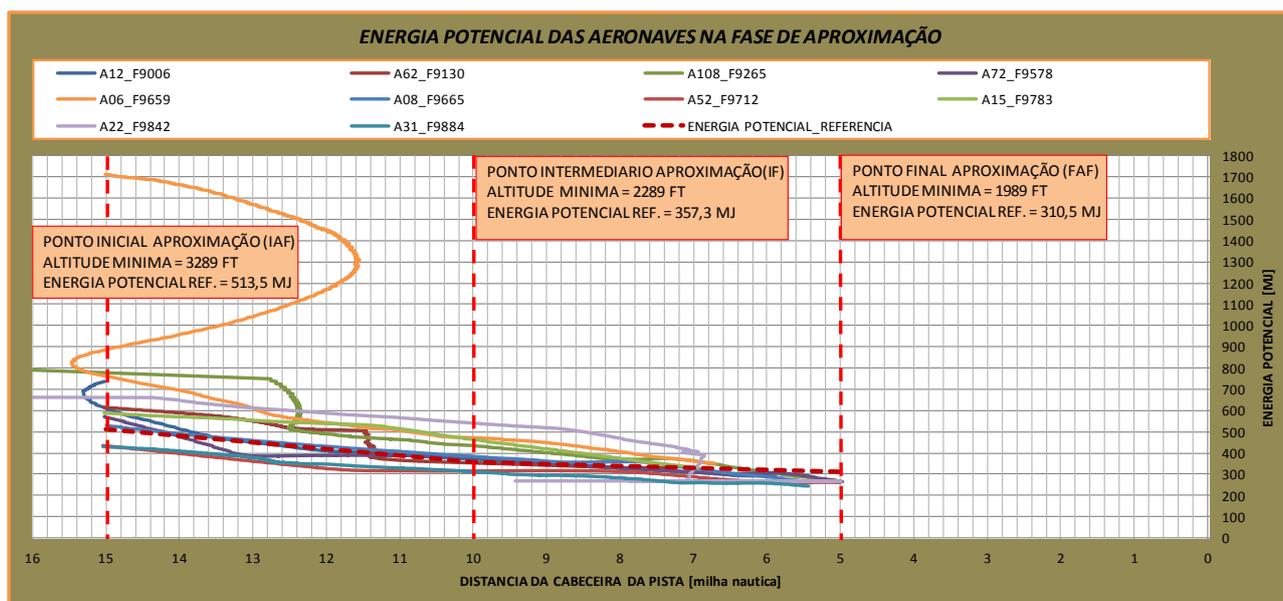
e) Análise da energia potencial das aeronaves na aproximação

O Gráfico 4.5 mostra o comportamento da energia potencial na fase de aproximação para pouso. Este gráfico mostra a relação entre a energia potencial das aeronaves e a distância da cabeceira da pista em milhas marítimas.

Da mesma forma que foi analisada no Gráfico 4.1, pode-se definir 03 grupos distintos, conforme abaixo.

- **GRUPO 01:** A06_F9659, A15_F9783, A22_F9842, A108_F9265
- **GRUPO 02:** A08_F9665, A12_F9006, A62_F9130, A72_F9578
- **GRUPO 03:** A31_F9884, A52_F9712

Gráfico 4.5 – Energia potencial das aeronaves na aproximação



Legenda: 1 milha náutica ou milha marítima (NM) = 1852,0 m
Fonte: Dados da pesquisa

A energia potencial de referência foi calculada com base nas informações das cartas aeronáuticas de aproximação por instrumentos. A altura de referência corresponde a altura em relação à cabeceira da pista nos pontos de verificação (IAF, IF, FAF) na aproximação.

Verifica-se que as aeronaves do grupo 01 estão acima da energia potencial de referência, e a aeronave A06_F9659 no ponto inicial da aproximação possui energia potencial acima da média das outras aeronaves do grupo, dissipando a energia em trajetória não linear.

As aeronaves do grupo 02 estão em torno da linha média da energia potencial de referência. Verifica-se que a aeronave A22_F9842 possui comportamento anormal, em relação às outras aeronaves, no segmento intermediário da aproximação. A aeronave A22, na distância em torno de 7,0 mi da cabeceira da pista, dissipa 150 MJ de energia potencial em comportamento linear, e mantêm-se entre as distâncias de 9,4 mi e 5,0 mi da cabeceira da pista, com energia potencial em torno de 260 MJ.

Enquanto que as aeronaves A31_F9884 e A52_F9712 do grupo 03 permanecem abaixo da energia potencial de referência, durante a aproximação.

4.1.2 Condição de energia cinética das aeronaves

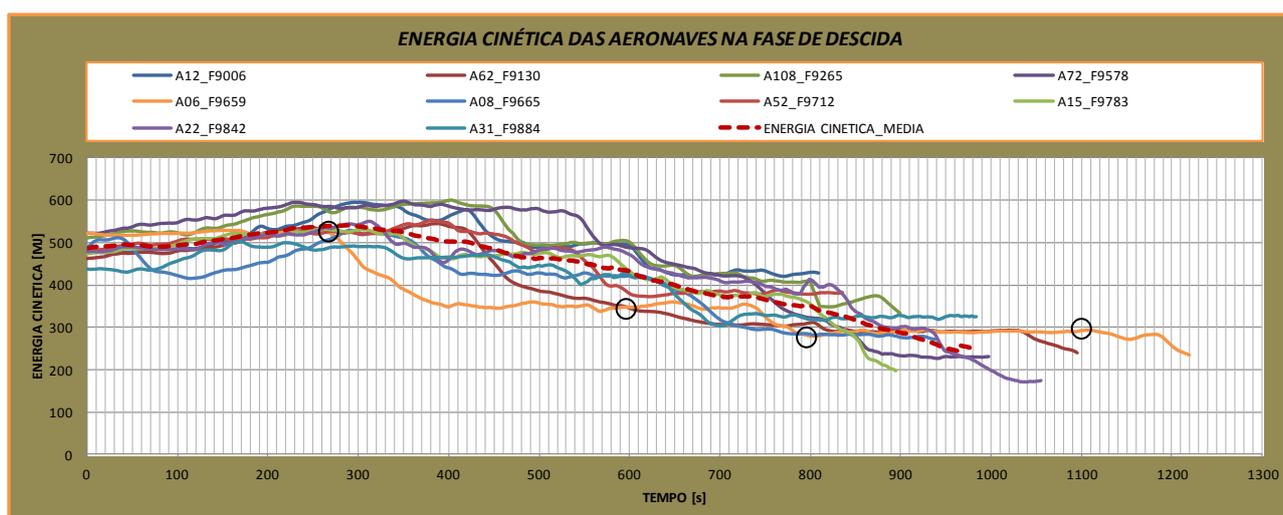
Segue abaixo, as avaliações qualitativas das condições de energia cinética das aeronaves, através dos gráficos elaborados, extraídos a partir das planilhas Excel.

a) Análise da energia cinética das aeronaves na descida

O Gráfico 4.6 mostra o comportamento da energia cinética das aeronaves na descida. Verifica-se que a aeronave A06_F9659, após 270 s (4,5 min) do tempo de descida possui comportamento de energia cinética abaixo da média das outras aeronaves, mantendo esse comportamento até aproximadamente 600 s (10 min) da fase de descida. A aeronave A06 também possui tempo de descida mais longo, conforme visualizado no gráfico, configurando um voo mais lento, com velocidade menor que a média das demais aeronaves analisadas, resultando em energia cinética mais baixa. Verifica-se também que no intervalo entre 800 s (13,3 min) e 1.100 s (18,3 min) da fase de descida, há uma tendência de estabilização na energia cinética da aeronave.

Verifica-se que a energia cinética das aeronaves tende a se estabilizar em torno de 300 MJ, na fase final da descida.

Gráfico 4.6 – Energia cinética das aeronaves na descida

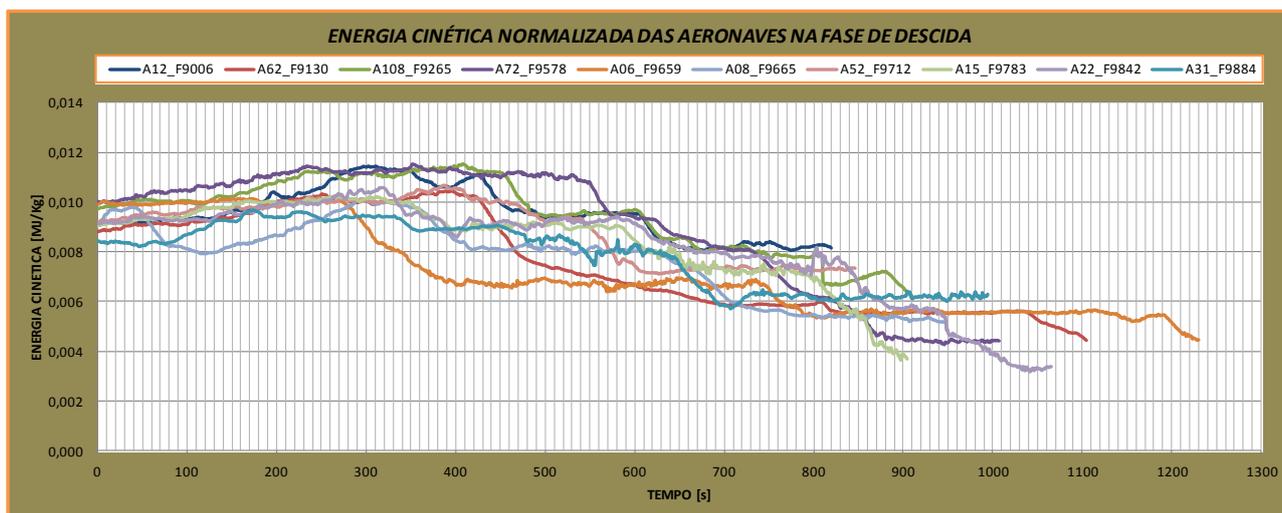


Fonte: Dados da pesquisa

b) Análise da energia cinética normalizada das aeronaves na descida

O Gráfico 4.7 tem o mesmo aspecto do Gráfico 4.6, porém as unidades estão em MJ/kg, ou seja, a taxa de energia cinética dissipada em MJ por kg.

Gráfico 4.7 – Energia cinética normalizada das aeronaves na descida



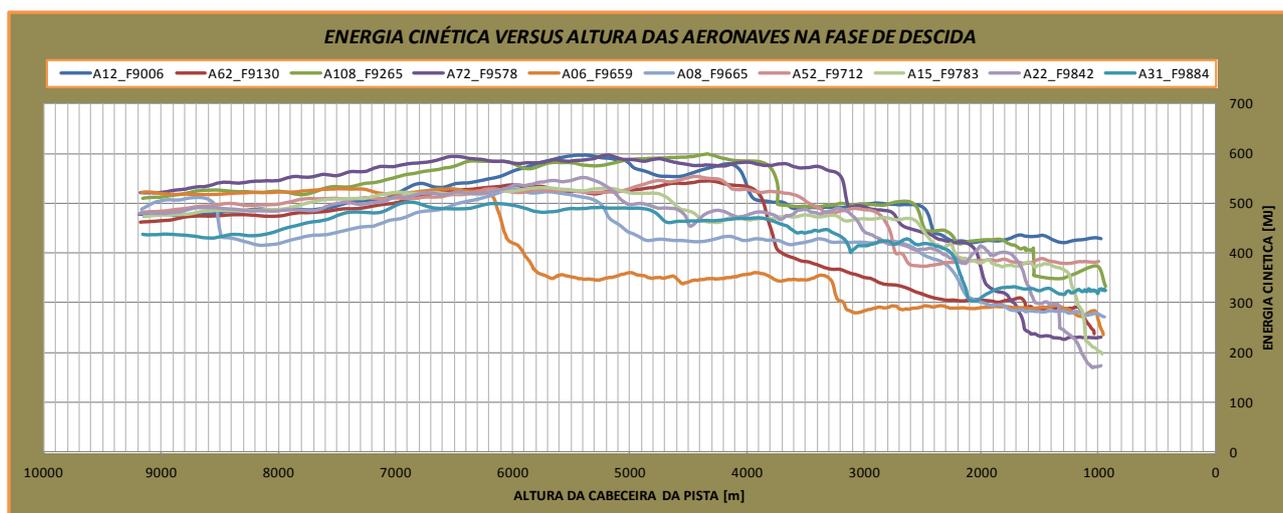
Fonte: Dados da pesquisa

c) Análise da energia cinética versus altura das aeronaves na descida

O Gráfico 4.8 mostra o comportamento da energia cinética das aeronaves em relação à altura da cabeceira da pista. Verifica-se que a aeronave A06_F9659, em 6.200 m (20.341,2 ft) possuía energia cinética em torno de 520 MJ e em 5.700 m (18.700,8 ft) possuía energia cinética em torno de 350 MJ, resultando em dissipação de energia de 170 MJ em 500 m (1.640,4 ft), que corresponde a 0,34 MJ/m. A aeronave A06 manteve energia cinética de 350 MJ até em torno de 3.300 m (10.826,8 ft), quando novamente dissipou energia de 60 MJ em 300 m (984,2 ft), o que corresponde a 0,20 MJ/m, mantendo-se em torno de 300 MJ na fase final da descida.

As outras aeronaves tiveram um comportamento de energia cinética em torno de 500 MJ, no início da descida até em torno de 4.000 m (13.123,4 ft), logo após dissipando energia até em torno de 2.000 m (6.561,7 ft), mantendo-se em 400 MJ, e em seguida dissipando energia, tendendo a estabilizar-se em torno de 300 MJ na fase final da descida.

Gráfico 4.8 – Energia cinética versus altura das aeronaves na descida

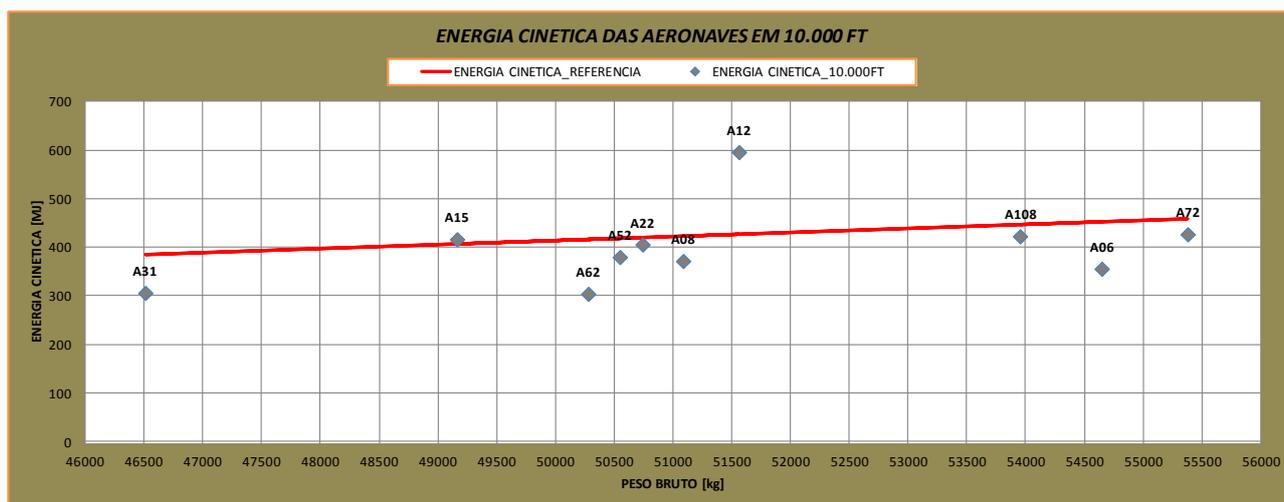


Fonte: Dados da pesquisa

d) Análise da energia cinética das aeronaves no ponto de referência de 10.000 ft na descida

O Gráfico 4.9 é uma análise complementar do Gráfico 4.8, no qual se mostra a energia cinética das aeronaves no ponto de referência de 10.000 ft (3.048,0 m) de altura em relação à cabeceira da pista. Verifica-se no gráfico que a aeronave A12 possui energia cinética muito acima da linha de referência, enquanto que as outras aeronaves possuem energia cinética em torno da linha de referência.

A energia cinética de referência no Gráfico 4.9 foi calculada com base na informação do manual operacional, que descreve que uma boa verificação para se chegar à altitude desejada na aproximação, é verificar que a aeronave em 10000 ft acima do nível da cabeceira da pista, a 30 NM da cabeceira, esteja a 250 kt.

Gráfico 4.9 – Energia cinética das aeronaves na referência de 10000 ft

Fonte: Dados da pesquisa

e) Análise da energia cinética versus velocidade das aeronaves na descida

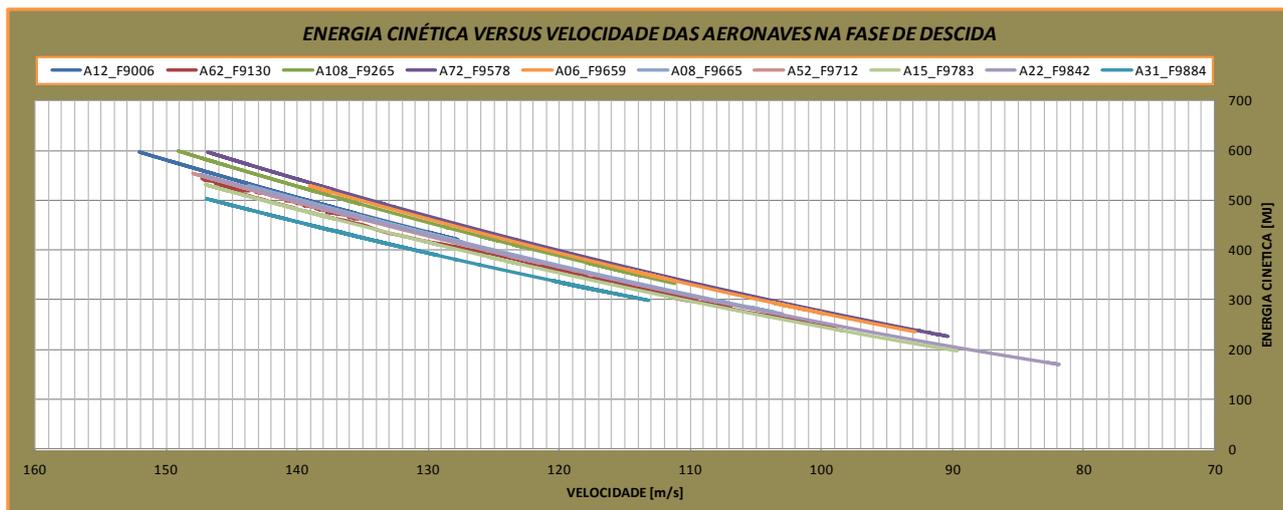
O Gráfico 4.10 mostra o comportamento da energia cinética das aeronaves em relação à velocidade. No início da fase de descida, as aeronaves possuem velocidade média em torno de 145 m/s (282 kt), enquanto que na fase final da descida, verifica-se uma velocidade média de 90 m/s (175 kt).

Da mesma forma que foi analisada no Gráfico 4.1, estabeleceu-se 03 grupos distintos de aeronaves, conforme abaixo.

- **GRUPO 01:** A06_F9659, A72_F9578, A108_F9265
- **GRUPO 02:** A08_F9665, A12_F9006, A15_F9783, A22_F9842, A52_F9712, A62_F9130
- **GRUPO 03:** A31_F9884

O grupo 01 mostra aeronaves com condição de energia cinética acima do comportamento médio. O grupo 02 corresponde às aeronaves que possuem comportamento médio de energia cinética. Verifica-se que a aeronave A31_F9884 do grupo 03, possui um comportamento de energia cinética abaixo do comportamento médio das aeronaves do grupo 02.

Gráfico 4.10 – Energia cinética versus velocidade das aeronaves na descida

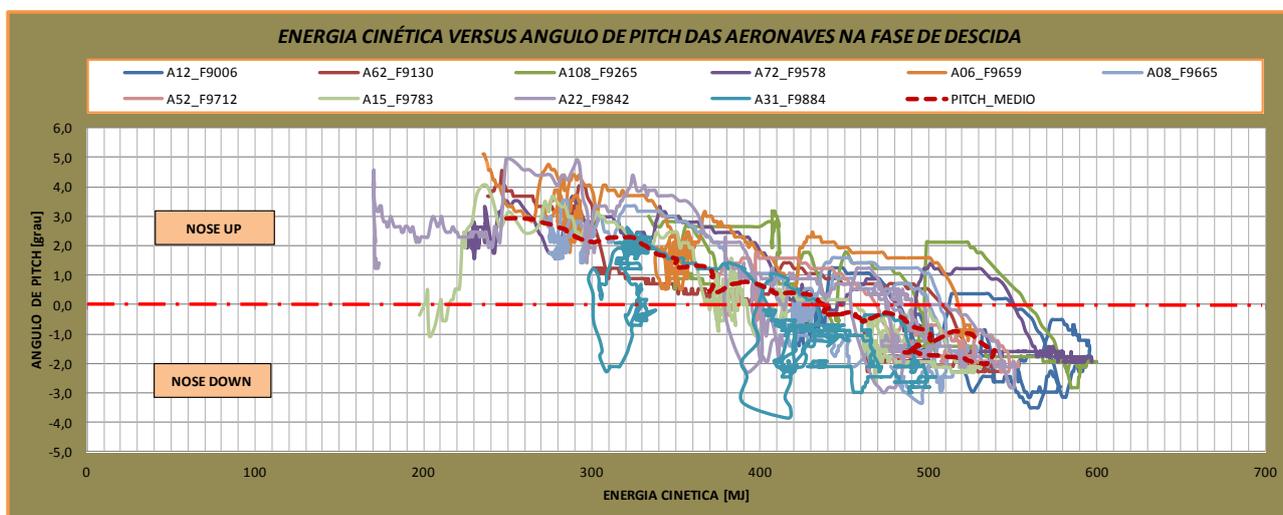


Fonte: Dados da Pesquisa.

f) Análise da energia cinética versus *pitch* das aeronaves na descida

O Gráfico 4.11 mostra a relação entre a energia cinética e o ângulo de arfagem (*pitch*) das aeronaves. Verifica-se no gráfico que na fase inicial da descida, a energia cinética é maior, e o ângulo de *pitch* é negativo, mostrando um comportamento de mergulho da aeronave em relação ao solo, resultando em maior velocidade. Enquanto que na fase final da descida, há uma transição do ângulo de *pitch*, de negativo para positivo, resultando em velocidades menores e conseqüentemente um decréscimo da condição da energia cinética das aeronaves.

Gráfico 4.11 – Energia cinética versus *pitch* das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

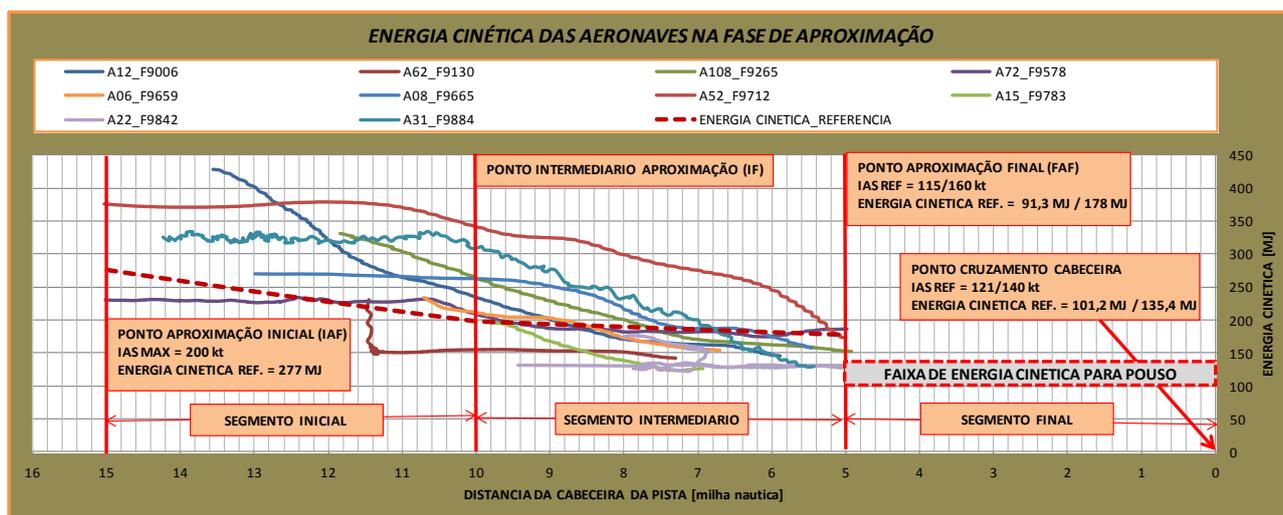
g) Análise da energia cinética das aeronaves na aproximação

O Gráfico 4.12 mostra a condição de energia cinética das aeronaves na fase de aproximação para pouso.

Da mesma forma que foi analisada no Gráfico 4.1, pode-se definir 03 grupos distintos, conforme abaixo.

- **GRUPO 01:** A06_F9659, A08_F9665, A12_F9006, A15_F9783, A31_F9884, A52_F9712, A108_F9265
- **GRUPO 02:** A72_F9578
- **GRUPO 03:** A62_F9130

Gráfico 4.12 – Energia cinética das aeronaves na aproximação



Fonte: Dados da pesquisa

A energia cinética média de referência foi calculada com base nas informações das cartas aeronáuticas de aproximação por instrumentos. As velocidades de referência correspondem às velocidades máximas e de referência nos pontos de verificação (IAF, IF, FAF) na aproximação.

Verifica-se que as aeronaves do grupo 01 estão acima da linha de referência no segmento inicial da aproximação, ultrapassando a linha de referência no segmento intermediário. A aeronave A52_F9712 possui energia cinética acima do comportamento médio das aeronaves do grupo, não ultrapassando a linha de referência. A aeronave A22_F9842, dissipa energia cinética até em torno de 7,0 NM da cabeceira, em seguida,

verifica-se que a aeronave estabiliza a energia cinética em torno de 130 MJ, orbitando em uma distância no intervalo de 9,4 mi a 5,0 mi da cabeceira.

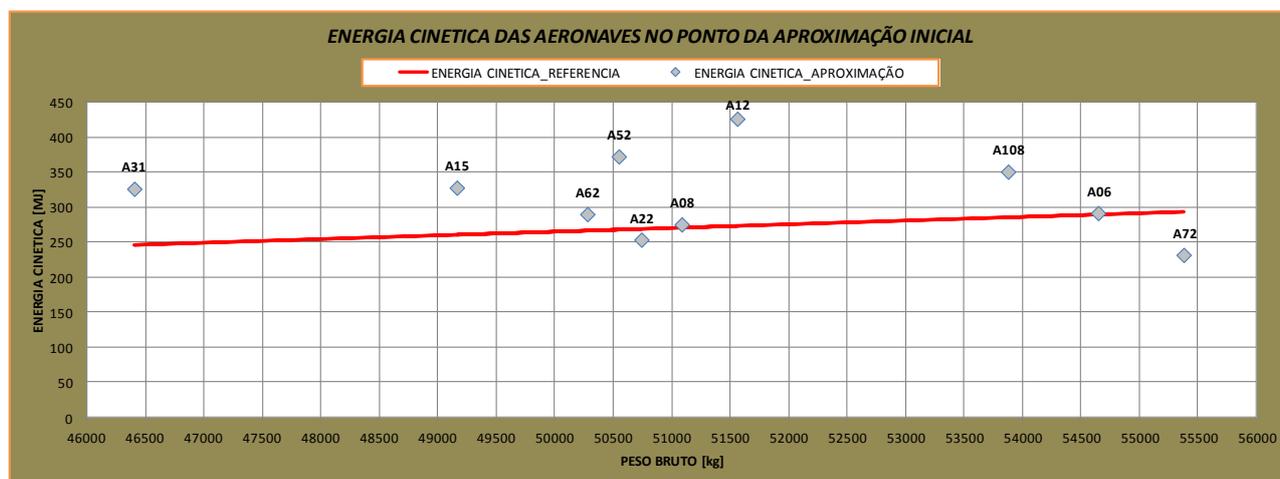
A aeronave A72_F9578 do grupo 02 mantém-se em torno da linha de referência, enquanto que a aeronave A62_F9130 mantém-se abaixo da linha de referência.

h) Análise da energia cinética das aeronaves no ponto de referência da aproximação inicial (IAF)

O Gráfico 4.13 mostra a condição de energia cinética das aeronaves no ponto de referência da aproximação inicial (IAF). Verifica-se que a aeronave A12 está muito acima da linha de referência, enquanto que as aeronaves A15, A31, A52 e A108 estão mais próximas da linha de referência, e as aeronaves A06, A08, A22 e A62 estão em torno da linha de referência.

A energia cinética de referência no Gráfico 4.13 foi calculada com base na informação da carta aeronáutica de aproximação por instrumentos, utilizando-se a velocidade máxima de 200 kt no ponto de referência da aproximação inicial (IAF).

Gráfico 4.13 – Energia cinética das aeronaves na aproximação inicial (IAF)



Fonte: Dados da pesquisa

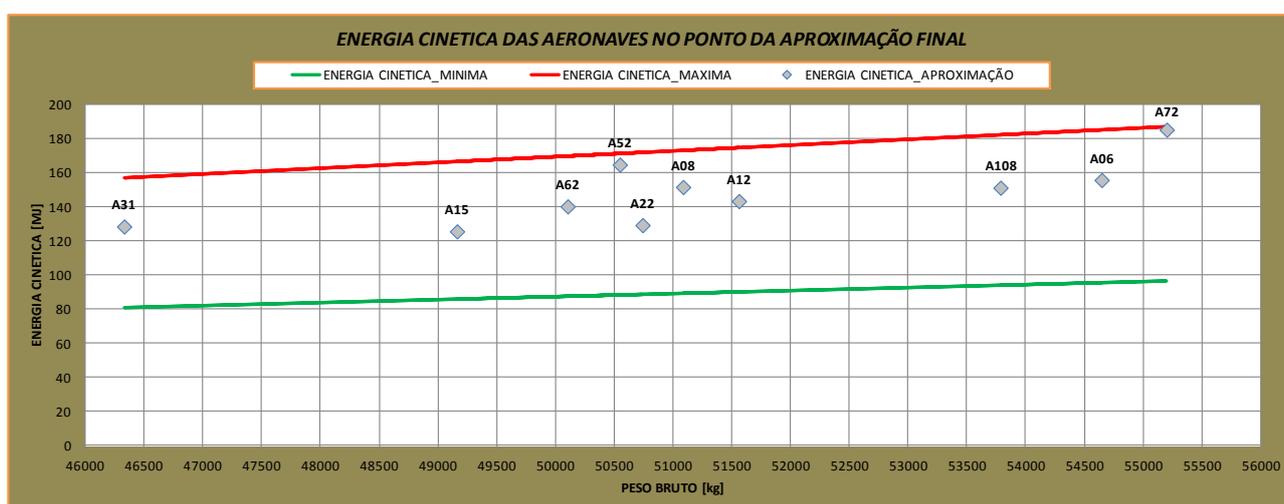
i) Análise da energia cinética das aeronaves no ponto de referência da aproximação final (FAF)

O Gráfico 4.14 mostra a condição de energia cinética das aeronaves no ponto de aproximação final (FAF).

Verifica-se que as aeronaves A52 e A72 estão próximas ao limite máximo da linha de referência da energia cinética neste ponto da aproximação.

A energia cinética mínima e máxima de referência no Gráfico 4.14 foi calculada com base na informação da carta aeronáutica de aproximação, utilizando-se as velocidades entre 115 kt e 160 kt no ponto de referência da aproximação final (FAF).

Gráfico 4.14 – Energia cinética das aeronaves na aproximação final (FAF)

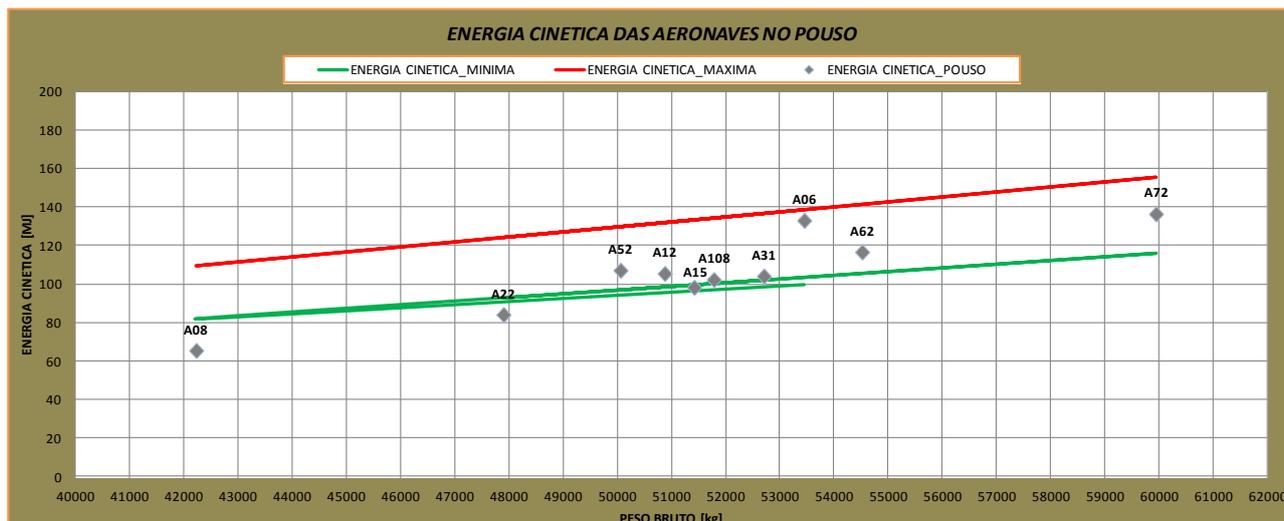


Fonte: Dados da pesquisa

j) Análise da energia cinética das aeronaves no pouso

O Gráfico 4.15 mostra a condição da energia cinética das aeronaves no pouso. O gráfico apresentado abaixo foi montado a partir de dados coletados do pouso das aeronaves que estão em avaliação nesse estudo, e configuram apenas uma referência para complementar as informações do Gráfico 4.14.

Gráfico 4.15 – Energia cinética das aeronaves no pouso



Fonte: Dados da pesquisa

A energia cinética mínima e máxima foi calculada a partir do peso bruto de pouso das aeronaves, utilizando-se velocidades de referência entre 121 kt e 140 kt, informadas nas cartas aeronáuticas de aproximação por instrumentos.

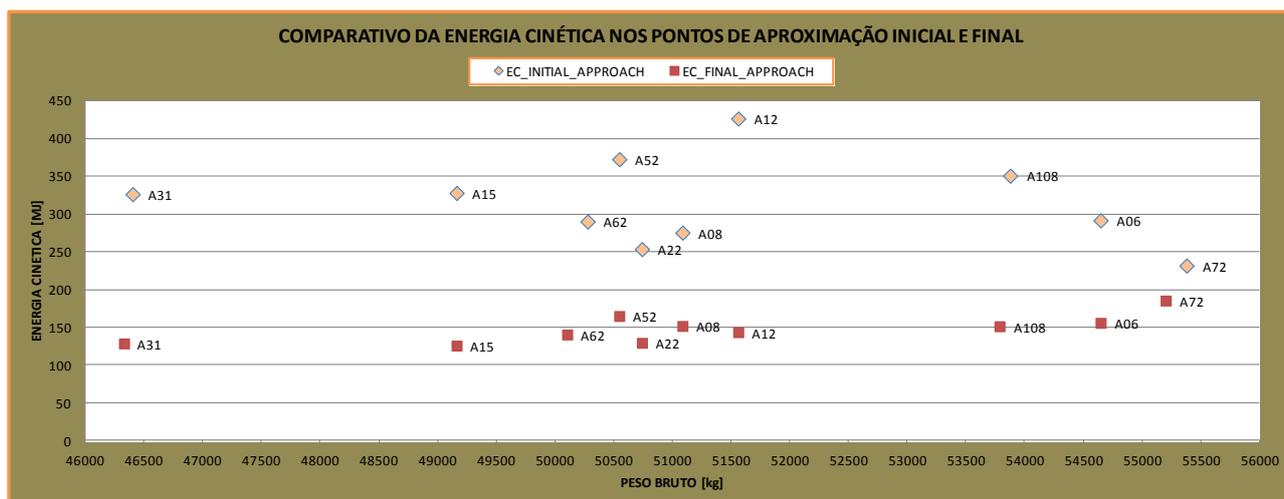
Verifica-se que as aeronaves A08 e A22 pousaram abaixo da energia mínima estabelecida, enquanto que a aeronave A06 pousou próximo do limite superior da energia cinética. Enquanto que as aeronaves A15, A31 e A108 pousaram no limite mínimo da energia cinética.

k) Análise da energia cinética nos pontos inicial e final da aproximação

O Gráfico 4.16 é uma análise complementar da energia cinética nos pontos inicial e final da aproximação. Verifica-se que a aeronave A12 foi a que mais dissipou energia cinética nesse segmento da aproximação, enquanto que a aeronave A72 foi a que menos dissipou energia cinética.

Pode-se visualizar no comparativo de energia cinética entre as aeronaves que no ponto da aproximação inicial, as aeronaves possuem valores de energia mais distintos, enquanto que no ponto da aproximação final, há certa linearidade dos valores de energia, independente do peso bruto da aeronave.

Gráfico 4.16 – Energia cinética das aeronaves nos pontos IAF e FAF

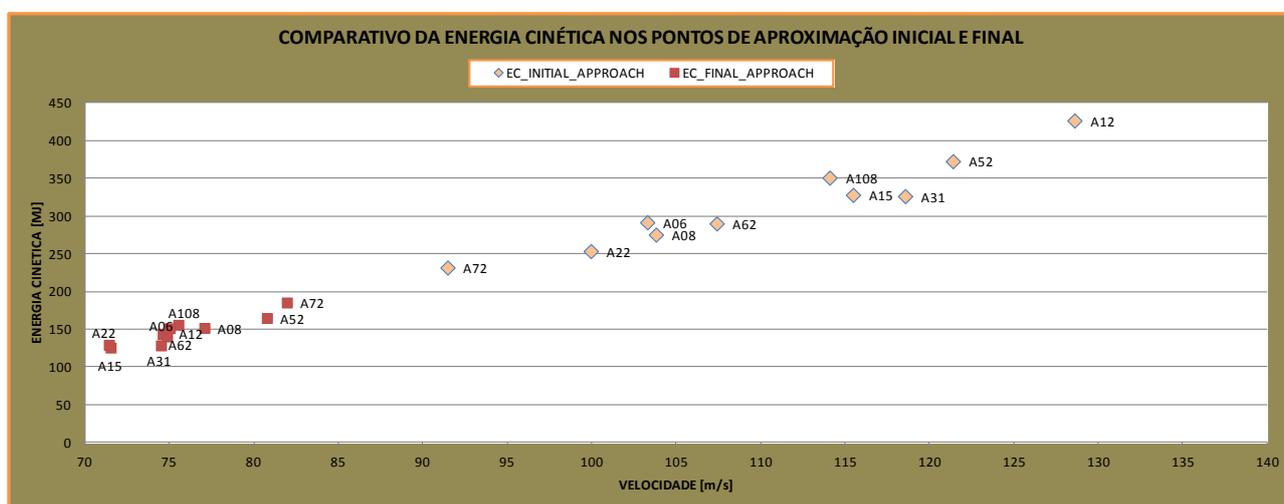


Fonte: Dados da pesquisa

I) Análise da energia cinética em relação à velocidade das aeronaves na aproximação

O Gráfico 4.17 também é um gráfico complementar que mostra a relação direta da velocidade com a energia cinética.

Gráfico 4.17 – Energia cinética versus velocidade das aeronaves na aproximação

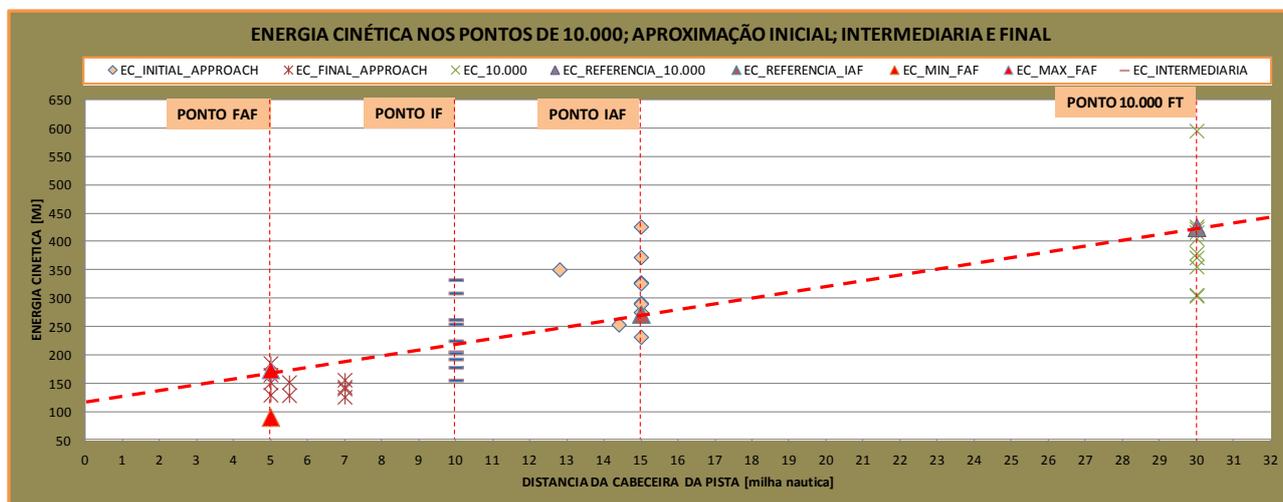


Fonte: Dados da pesquisa

m) Análise da energia cinética em relação à distância da cabeceira da pista

No Gráfico 4.18 podem-se visualizar os pontos de referência de 10000 ft, *IAF*, *IF* e *FAF* e a energia cinética das aeronaves nesses respectivos pontos.

Gráfico 4.18 – Energia cinética versus distancia das aeronaves na aproximação



Fonte: Dados da Pesquisa.

Verifica-se no ponto de referência de 10000 ft que há uma aeronave acima do ponto de referência, indicando alta energia cinética, enquanto que há aeronaves abaixo do ponto de referência, indicando baixa energia cinética, e pelo menos 03 aeronaves estão em torno do ponto de referência, indicando condição de energia desejável.

No ponto *IAF*, verifica-se que há uma aeronave que está abaixo do ponto de referência, indicando baixa energia cinética, enquanto que há aeronaves acima do ponto de referência, indicando alta energia cinética, e pelo menos 02 aeronaves estão em torno do ponto de referência, indicando condição de energia desejável.

No ponto *IF*, verifica-se que há 04 aeronaves acima e 04 aeronaves abaixo do ponto de referência, indicando alta e baixa energia, respectivamente, e há pelo menos uma aeronave que está na linha de referência, indicando condição de energia desejável.

No ponto *FAF*, observa-se que as aeronaves estão dentro da faixa de referência, que está limitada pelas energias máxima e mínima nesse ponto de aproximação, há pelo menos uma aeronave que tende a estar acima da energia cinética máxima para esse ponto de referência.

4.1.3 Condição de energia total das aeronaves

Segue abaixo, as avaliações qualitativas das condições de energia total das aeronaves, através dos gráficos elaborados, extraídos a partir das planilhas Excel.

a) Análise da energia total das aeronaves na descida

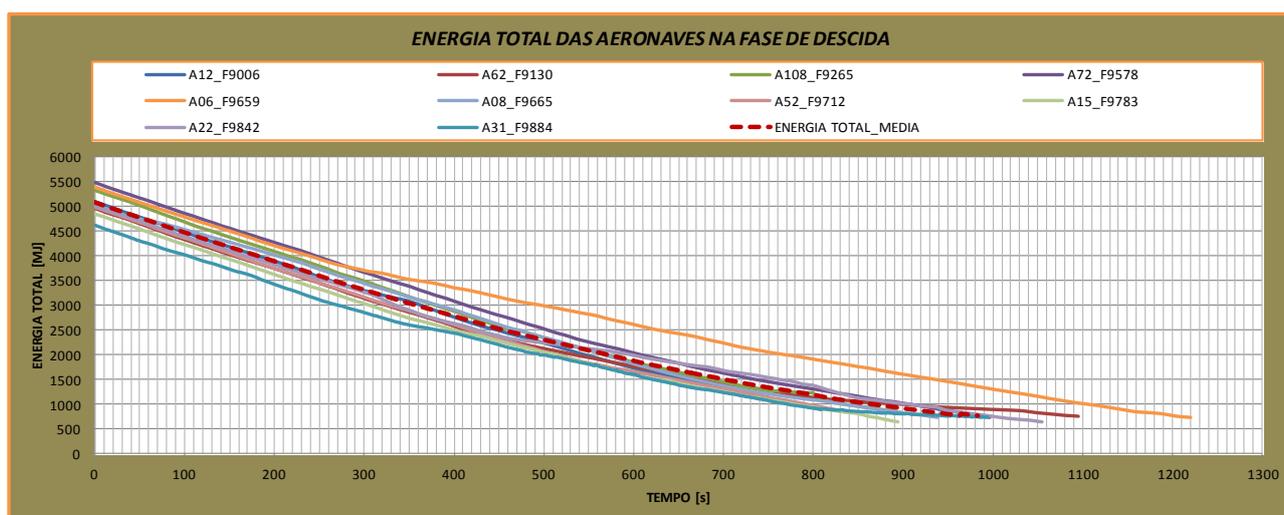
O Gráfico 4.19 mostra a condição da energia total (mecânica) das aeronaves, que corresponde à soma da energia potencial com a energia cinética.

Verifica-se que a aeronave A06_F9659, após 300 s (5 min) do tempo de descida, possui condição da energia total acima da média das outras aeronaves, que se mantêm até a fase final da descida.

Conforme já ilustrado e comentado nos itens anteriores, estabeleceu-se 03 grupos distintos de aeronaves, conforme abaixo.

- **GRUPO 01:** A06_F9659, A72_F9578, A108_F9265
- **GRUPO 02:** A08_F9665, A12_F9006, A15_F9783, A22_F9842, A52_F9712, A62_F9130
- **GRUPO 03:** A31_F9884

Gráfico 4.19 – Energia total das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

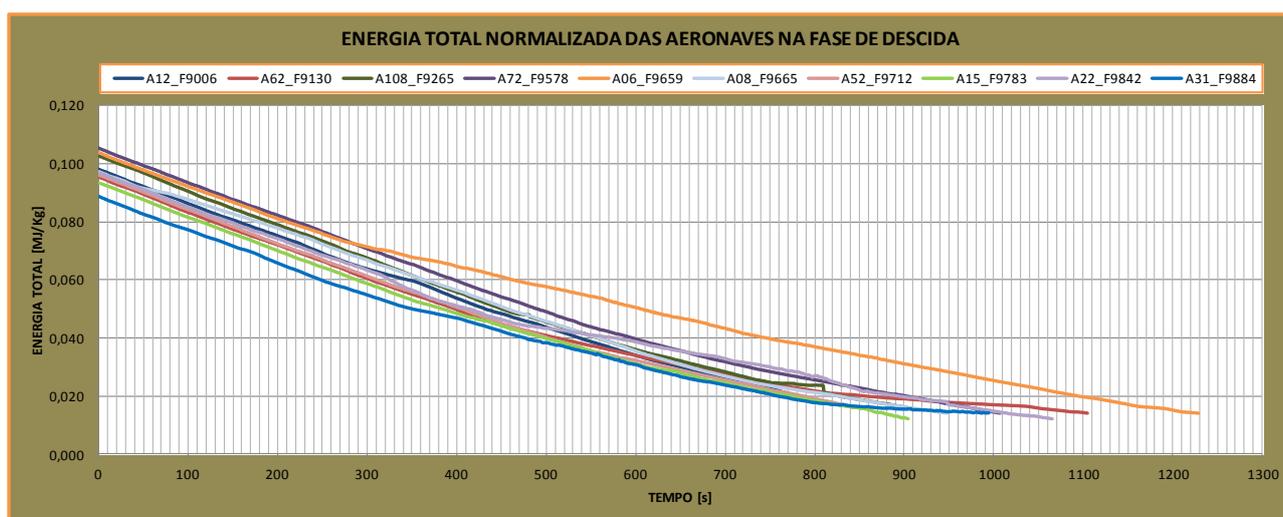
Verifica-se que o grupo 01 possui comportamento de energia total acima da média das aeronaves do grupo 02, e a aeronave A06_F9659 tende a distanciar-se da média, porém na fase final da descida retorna ao comportamento médio do grupo 02.

Enquanto que as aeronaves do grupo 02 possuem comportamento médio da energia total, tendendo a manter-se ao longo da fase de descida. A aeronave A31_F9884, do grupo 03, na fase inicial de descida possui comportamento da energia total abaixo da média das aeronaves do grupo 02, porém tende a estabilizar-se na fase final da descida.

b) Análise da energia total normalizada das aeronaves na descida

O Gráfico 4.20 tem o mesmo aspecto dos Gráficos 4.2 e 4.7, porém as unidades estão em MJ/kg, ou seja, a taxa de energia cinética dissipada em MJ por kg.

Gráfico 4.20 – Energia total normalizada das aeronaves na descida



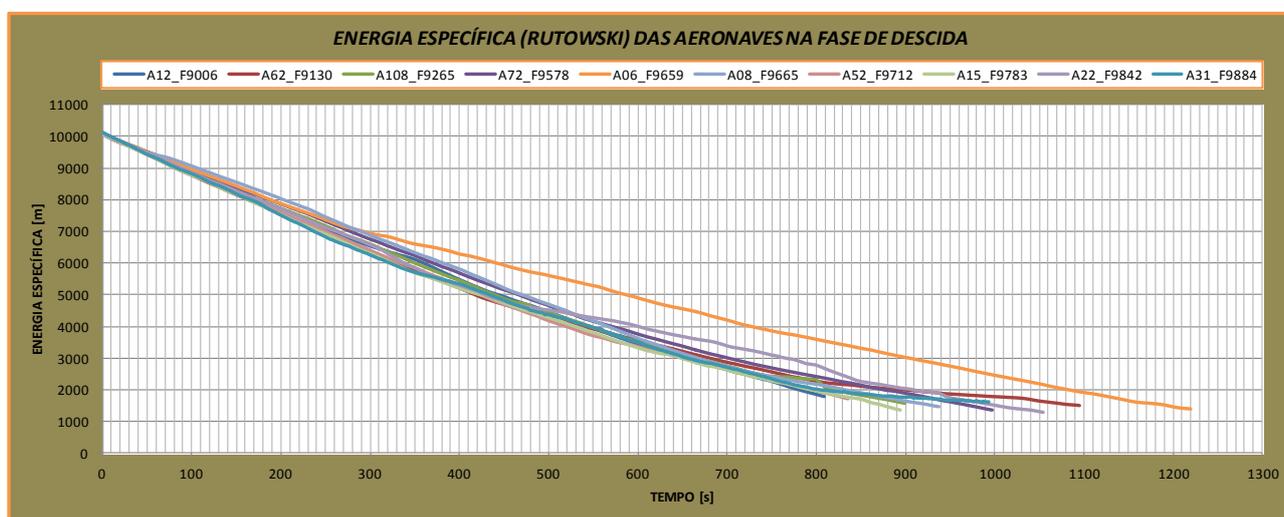
Fonte: Dados da pesquisa

c) Análise da energia específica das aeronaves na descida

Esta energia tem unidades em metros e é por esta razão que algumas vezes é chamada **energia da altura**.

No Gráfico 4.21, verifica-se que a energia específica da aeronave A06_F9659 no início da fase de descida mantém-se dentro do comportamento médio de energia, porém em torno de 300 s (5,0 min) do tempo de descida, a condição de energia total está acima do comportamento médio das outras aeronaves e mantém-se até a final da fase de descida.

Gráfico 4.21 – Energia específica das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

4.1.4 Parâmetros relacionados ao consumo e aceleração

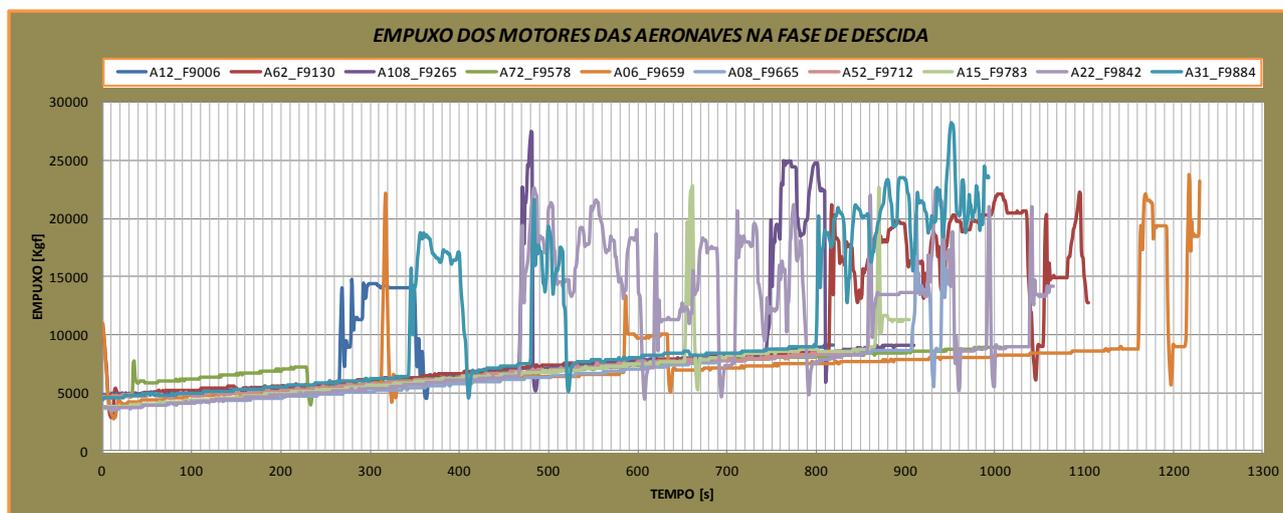
A seguir mostra-se a avaliação qualitativa de parâmetros relacionados ao consumo de combustível e aceleração vertical das aeronaves.

a) Análise do empuxo dos motores na descida

O Gráfico 4.22 mostra o empuxo (potência) dos motores das aeronaves, durante a fase de descida.

Verifica-se no gráfico que no início da descida, o empuxo médio está em torno de 5.000 Kgf. O empuxo dos motores das aeronaves A22_F9842 e A31_F9884 oscilam em acelerações na fase intermediária e na fase final da descida. Enquanto que o empuxo da aeronave A06_F9659 mantém-se uniforme ao longo da descida, com acelerações em torno de 1.200 s (20 min), conforme verificado no gráfico. O empuxo das demais aeronaves tem oscilação de aceleração dos motores na fase final da descida.

Gráfico 4.22 – Empuxo dos motores na descida



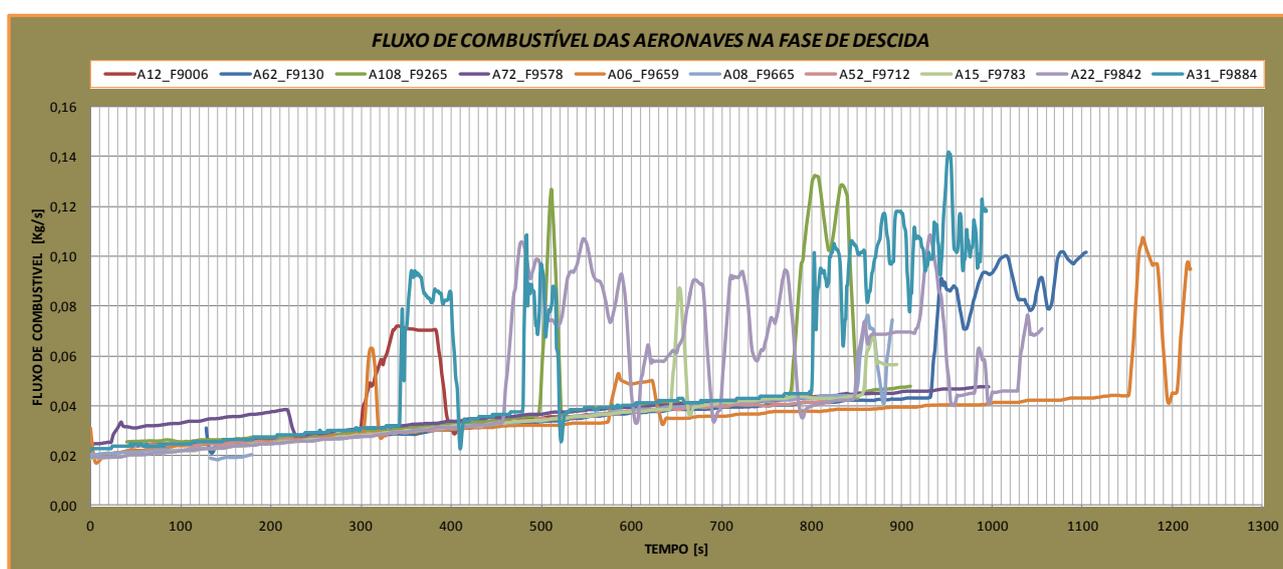
Fonte: Dados da pesquisa

b) Análise do fluxo de combustível na descida

O Gráfico 4.23 é um gráfico complementar do Gráfico 4.22, e mostra o fluxo de combustível instantâneo medido nos motores das aeronaves na descida.

Verifica-se no gráfico, que o fluxo de combustível nos motores aumenta na fase final da descida, havendo picos de fluxo de combustível, como se pode notar no gráfico, indicando acelerações nos motores, com conseqüente aumento de empuxo e velocidade da aeronave nessa fase específica.

Gráfico 4.23 – Fluxo de combustível dos motores na descida



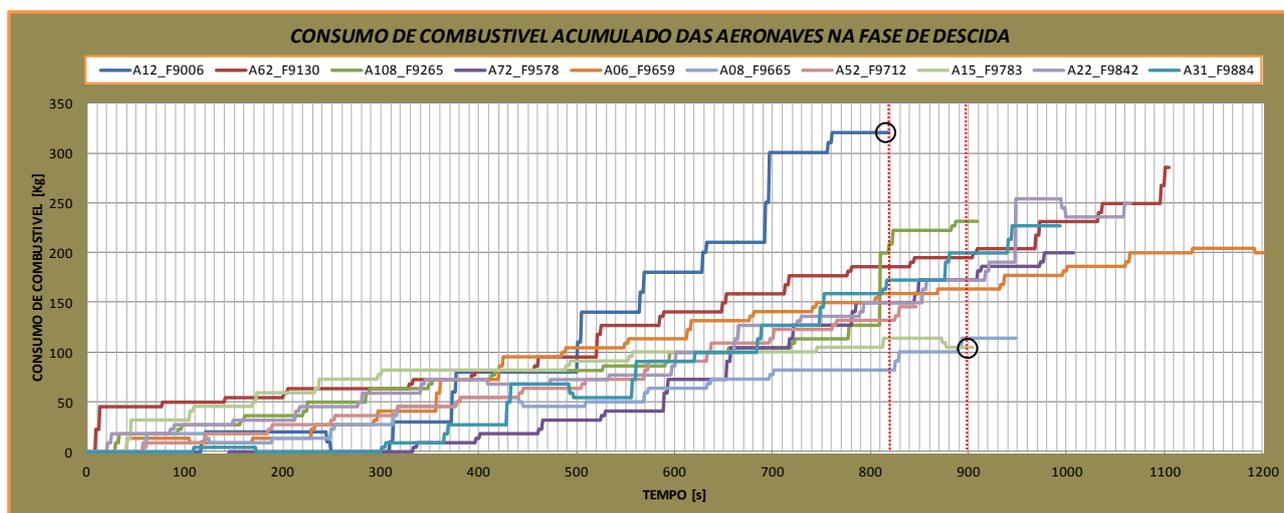
Fonte: Dados da pesquisa

Nesta avaliação considerou-se o fluxo de combustível apenas do motor 01. Uma vez que o fluxo de combustível dos motores possuem similaridades de operação. Desta forma, foi desconsiderado o fluxo de combustível do motor 02, sem comprometimento da avaliação.

c) Análise do consumo de combustível acumulado na descida

O Gráfico 4.24 mostra o consumo de combustível acumulado durante a fase de descida das aeronaves.

Gráfico 4.24 – Consumo de combustível acumulado das aeronaves na descida



Fonte: Dados da Pesquisa.

Verifica-se no gráfico que a aeronave A12_F9006 possui o maior consumo de combustível acumulado (em torno de 325 kg), com um tempo de descida (820 s) em média menor que as outras aeronaves, resultando em descida mais rápida. Enquanto que a aeronave A15_F9783 verifica-se um menor consumo de combustível acumulado (em torno de 100 kg), com um tempo de descida (900 s) em média menor que as outras aeronaves, porém com uma descida mais rápida que a média das outras aeronaves.

Comparando-se a aeronave A15 com a aeronave A12, verifica-se que a aeronave A15 tem um tempo maior de descida, 80 s a mais, porém com um menor consumo de combustível acumulado na etapa. A aeronave A12 possui uma taxa média de 0,40 Kg/s de consumo de combustível, enquanto que a aeronave A15 possui uma taxa média de 0,10 Kg/s de consumo de combustível.

Estabelecendo que a aeronave A06_F9659 possui uma taxa média de consumo de combustível, em relação às outras aeronaves, com um tempo de descida de 1.200 s para a aeronave A06, e um consumo acumulado de 200 Kg, o que corresponde a uma taxa média de 0,17 Kg/s de consumo de combustível.

Desta forma, verifica-se que a aeronave A15 possui a melhor taxa média de consumo de combustível acumulado, enquanto que a aeronave A12 possui a pior taxa média de consumo de combustível acumulado nessa etapa analisada.

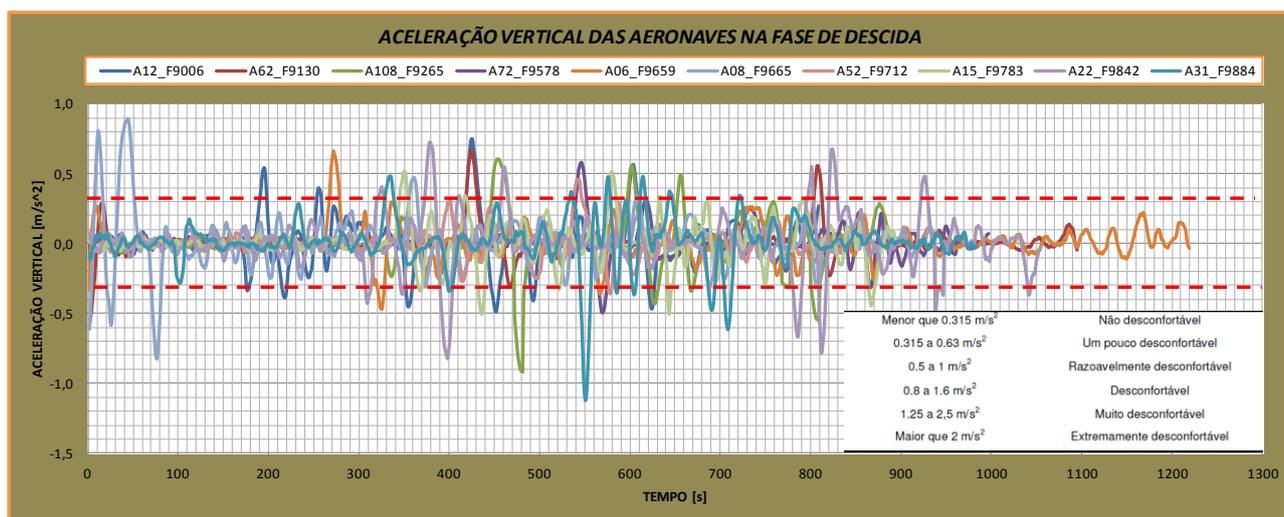
Nesta avaliação considerou-se o consumo de combustível do motor 01. Uma vez que a operação dos motores possuem similaridades de operação. Desta forma, tomou-se como referência apenas o consumo de combustível do motor 01, sem comprometimento da avaliação.

d) Análise da aceleração vertical na descida

O Gráfico 4.25 mostra um comportamento médio da aceleração vertical das aeronaves nessa fase, com alguns picos de aceleração positiva e negativa. A faixa que corresponde às acelerações menores que $0,315 \text{ m/s}^2$ são estabelecidas como faixa não desconfortável aos passageiros, e as acelerações maiores que $0,315 \text{ m/s}^2$ são estabelecidas como faixa desconfortável aos passageiros durante o voo.

Verifica-se que na fase intermediária da descida há densidade de picos que ultrapassam a zona de conforto, enquanto que na fase final da descida há maior uniformidade das acelerações, caracterizando uma zona de conforto melhor.

Gráfico 4.25 – Aceleração vertical das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

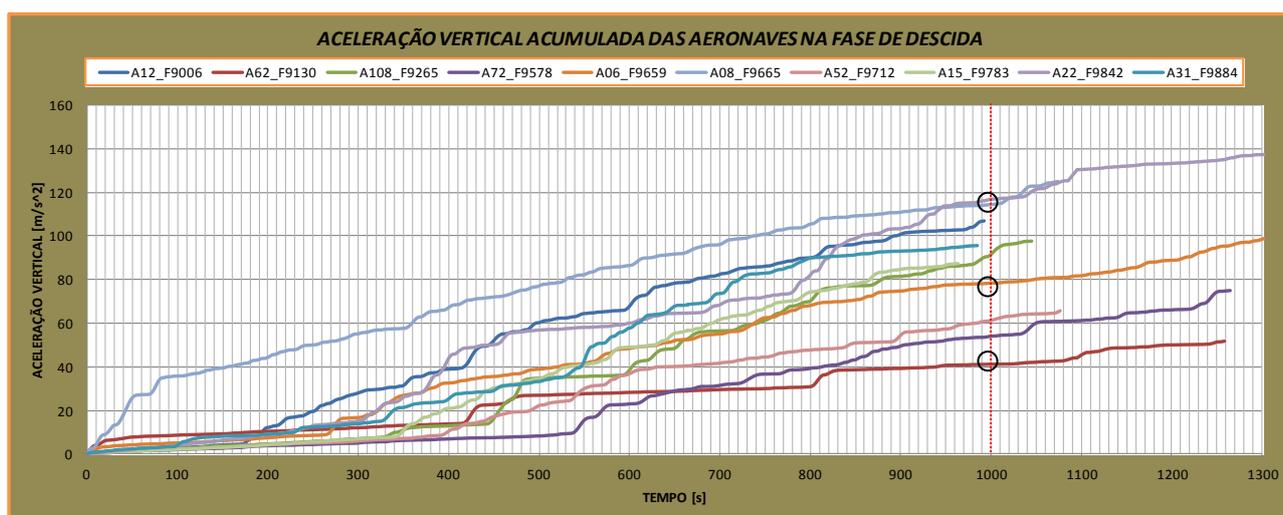
e) Análise da aceleração vertical acumulada na descida

O Gráfico 4.26 mostra a aceleração vertical acumulada na fase de descida. Neste gráfico todas as acelerações verticais do voo em valores absolutos foram consideradas.

Verifica-se que as aeronaves A08 e A22 tiveram a maior aceleração vertical acumulada, enquanto que a aeronave A62 teve a menor aceleração vertical acumulada, estabelecendo como referência 1.000 s de tempo de descida.

Desta forma, verifica-se que a aeronave A62 teve uma melhor zona de conforto no voo para os passageiros, enquanto que as aeronaves A08 e A22 tiveram a pior zona de conforto no voo para os passageiros, nessa etapa analisada. Verifica-se também que a aeronave A06 pode ser considerada dentro da zona de conforto média, analisando-se a aceleração vertical acumulada.

Gráfico 4.26 – Aceleração vertical acumulada das aeronaves na descida



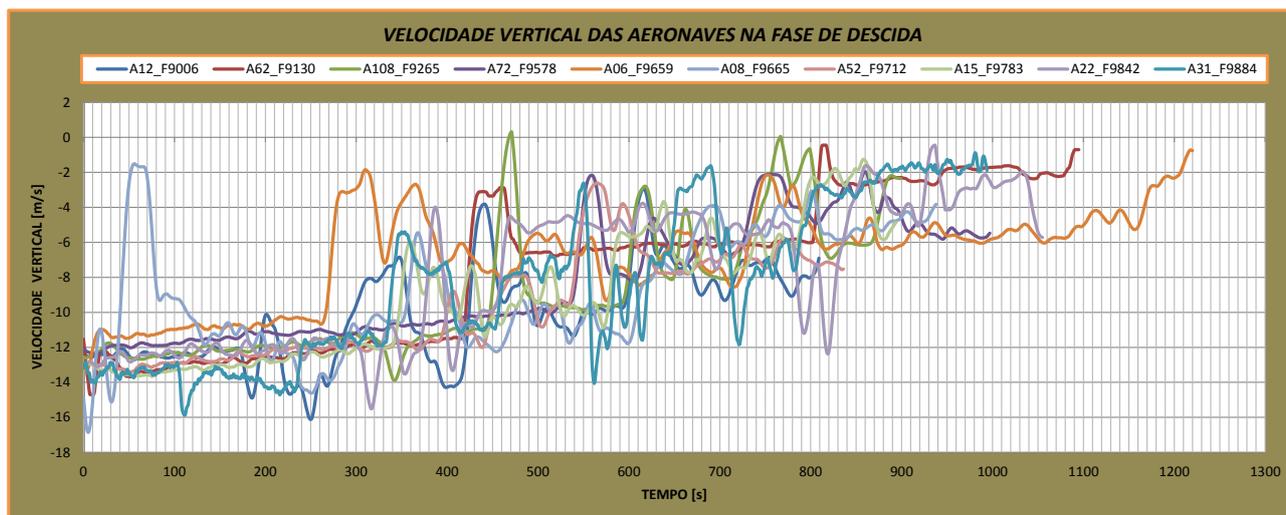
Fonte: Dados da pesquisa

f) Análise da velocidade vertical na descida

O Gráfico 4.27 mostra o comportamento médio das velocidades verticais das aeronaves na fase de descida.

Verifica-se que no início da descida há uma taxa bem elevada de velocidade vertical, com tendência a reduzir a razão na etapa final da descida.

Gráfico 4.27 – Velocidade vertical das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

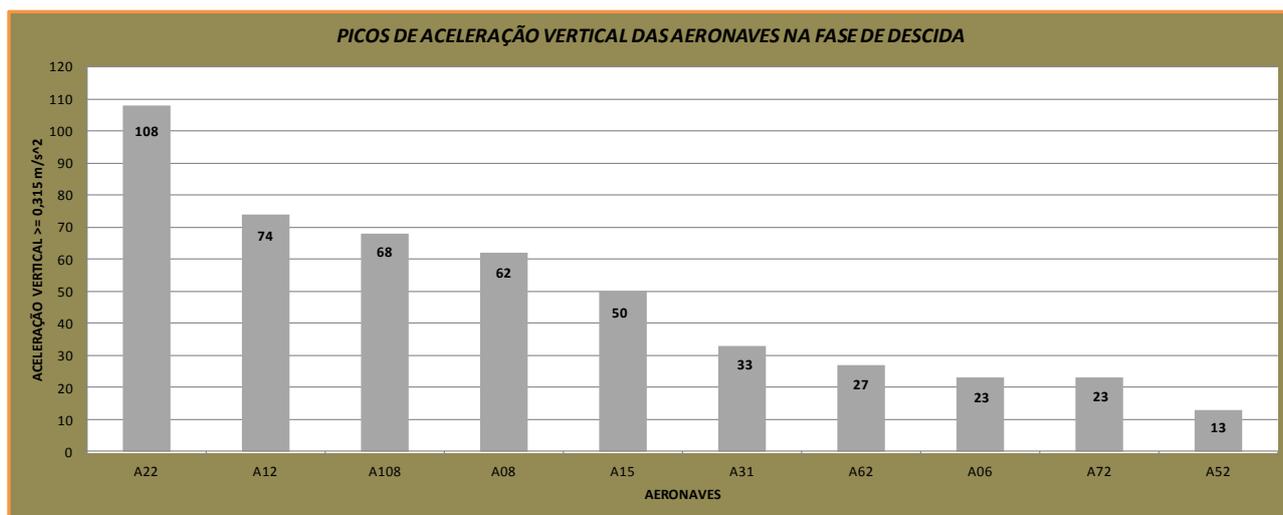
g) Análise dos picos de aceleração vertical na descida

O Gráfico 4.28 mostra os picos de aceleração das aeronaves durante a fase de descida. Neste gráfico foram considerados os picos maiores que $0,315 \text{ m/s}^2$ em valores absolutos, que configuram a zona desconfortável do voo, conforme mostrado no gráfico 4.25.

Verifica-se que a aeronave A22 possui o maior número de picos de aceleração, enquanto que a aeronave A52 possui o menor número de picos de aceleração. As aeronaves A06 e A72 possuem picos de aceleração iguais, e com valores próximos dos picos de aceleração da aeronave A62, que conforme mostrado no gráfico 4.26, teve o menor valor de aceleração acumulada em relação às outras aeronaves.

Verificando-se os Gráficos 4.26 e 4.28, pode-se considerar que as aeronaves A06, A52, A62 e A72 tiveram a melhor zona de conforto do voo na etapa analisada.

Gráfico 4.28 – Picos de aceleração vertical das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

4.1.5 Condição do perfil de descida e aproximação

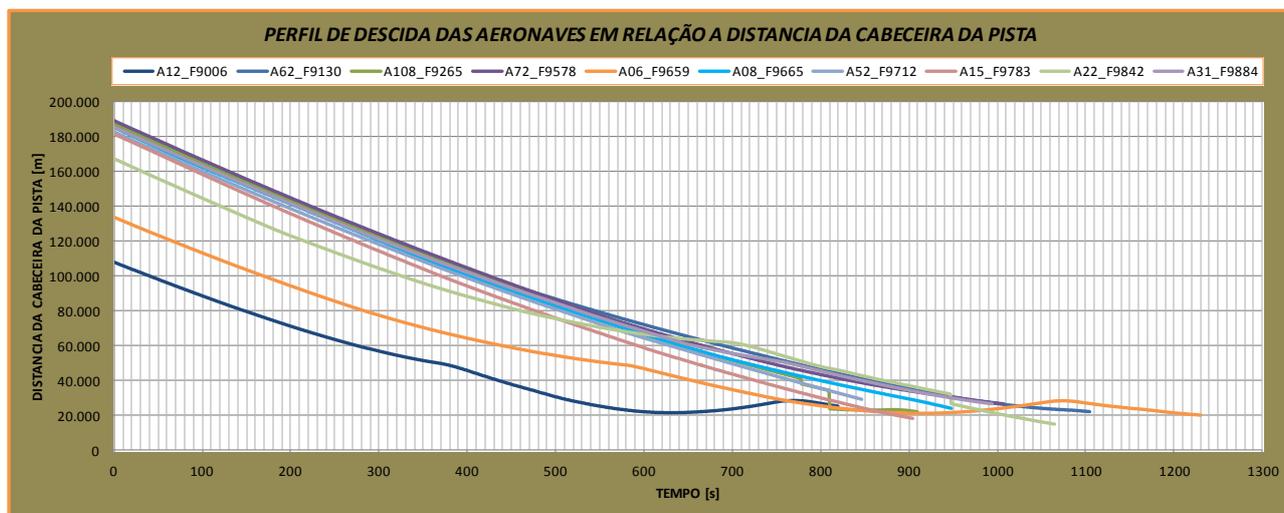
A seguir são avaliados os perfis de descida e aproximação para pouso das aeronaves, em relação à altura e distância da cabeceira da pista.

a) Análise do perfil de descida da aeronave em relação à cabeceira da pista

O Gráfico 4.29 mostra um comportamento médio do perfil de descida das aeronaves em relação à distância da cabeceira da pista.

Verifica-se que as aeronaves A06_F9659 e A12_F9006 possuem perfil de descida fora do comportamento médio de descida das outras aeronaves, em que a aeronave A12 está mais próxima da cabeceira da pista que as outras aeronaves. No final da descida, as duas aeronaves tendem a manter o mesmo perfil de descida das outras aeronaves.

Gráfico 4.29 – Perfil de descida das aeronaves em relação à distância da pista



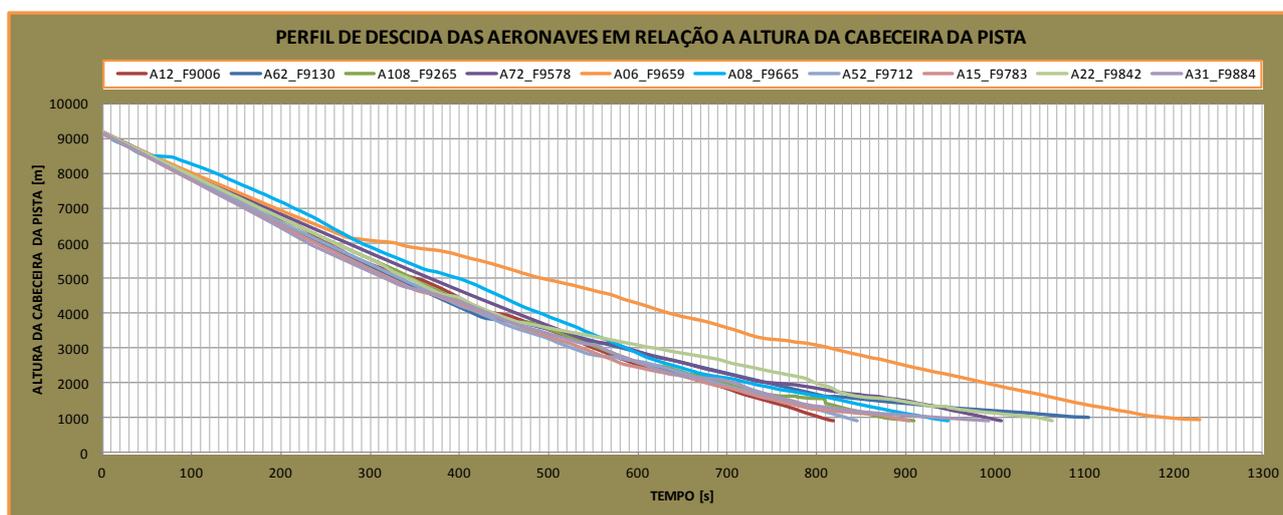
Fonte: Dados da Pesquisa.

b) Análise do perfil de descida das aeronaves em relação à altura da pista

O Gráfico 4.30 mostra um comportamento médio do perfil de descida das aeronaves em relação à altura da cabeceira da pista.

Verifica-se no gráfico que a aeronave A06_F9659 possui perfil de descida fora do comportamento médio das aeronaves analisadas, tendendo a estabilizar-se em 1.000 m de altura em relação à cabeceira da pista.

Verifica-se também, que há um comportamento médio do perfil de descida das aeronaves analisadas, tendendo a estabilizar-se na etapa final da descida em 1.000 m de altura da cabeceira da pista.

Gráfico 4.30 – Perfil de descida das aeronaves em relação à altura da pista

Fonte: Dados da pesquisa

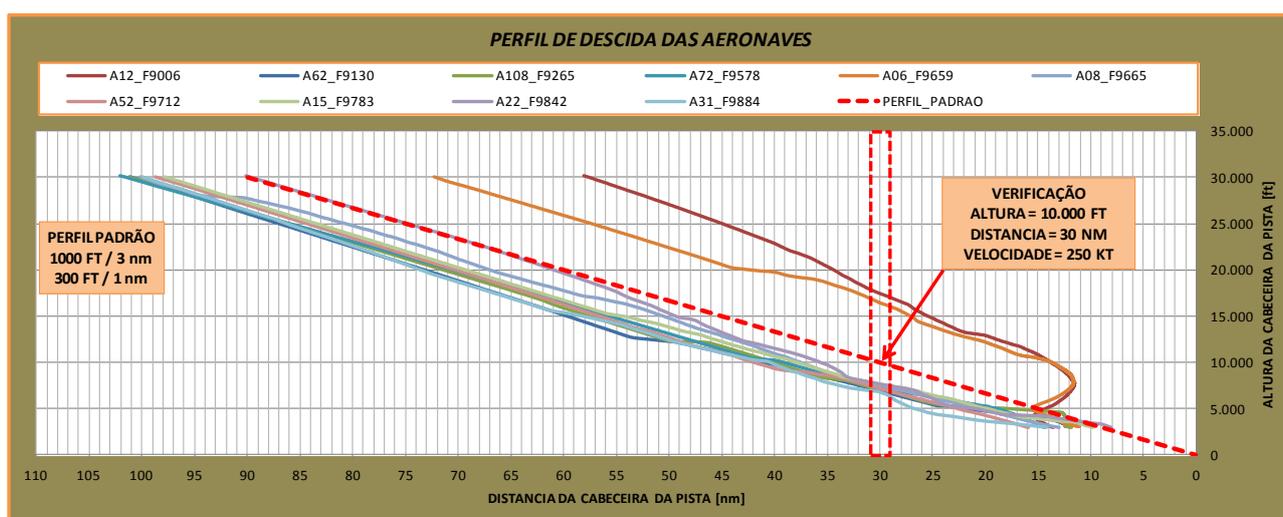
c) Análise do perfil de descida das aeronaves em relação ao perfil padrão

O Gráfico 4.31 mostra o perfil de descida das aeronaves em relação a um perfil padrão.

Verifica-se que as aeronaves A06_F9659 e A12_F9006 estão acima do perfil padrão, buscando o perfil padrão em torno de 5.000 ft de altura da cabeceira e a 15 NM de distância da cabeceira.

Verifica-se também, que há um comportamento médio do perfil de descida das aeronaves analisadas abaixo do perfil padrão de descida, tendendo a estabilizar-se em torno de 5.000 ft de altura da cabeceira e a 15 NM de distância da cabeceira. A aeronave A22_F9783 no início da descida até em torno de 60 NM de distância da cabeceira da pista, possui um perfil padrão de descida, e após ingressa no comportamento médio das outras aeronaves.

Gráfico 4.31 – Perfil de descida das aeronaves em relação ao perfil padrão



Fonte: Dados da pesquisa

De acordo com manuais operacionais, em 10.000 ft de altura há uma verificação padrão recomendada, em que se deve verificar que a aeronave tenha uma velocidade de 250 kt, e estar a uma distância de 30 NM da cabeceira da pista.

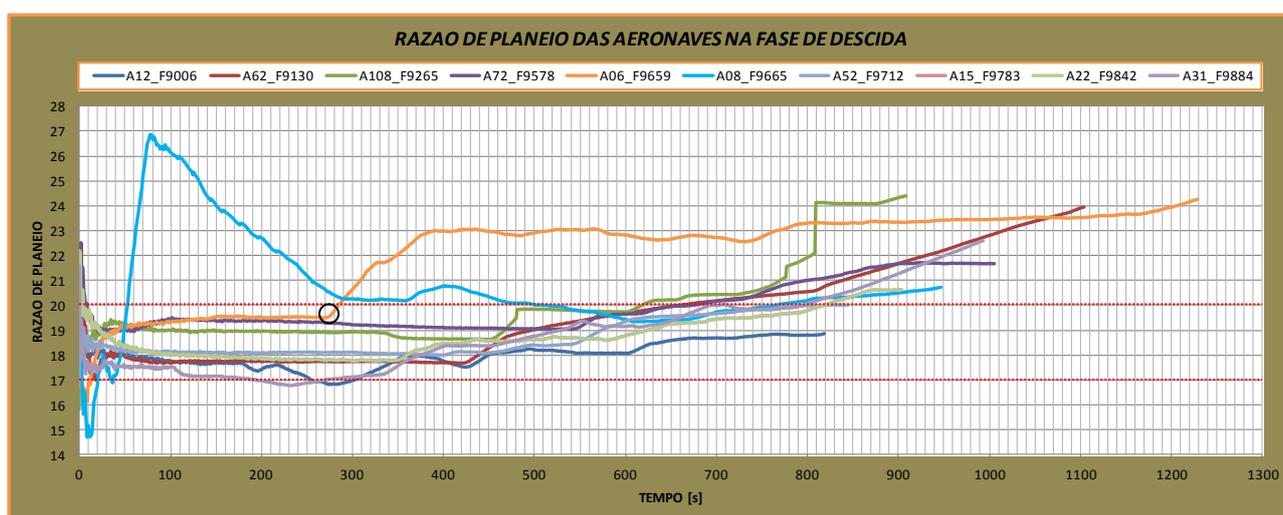
d) Análise da razão de planeio das aeronaves na fase de descida

O gráfico 4.32 mostra a razão de planeio das aeronaves durante a fase de descida.

Verifica-se que as aeronaves no perfil de descida se mantêm dentro de uma faixa de razão de planeio entre 17 e 20, tendendo a aumentar a razão de planeio no final da descida.

Verifica-se que a aeronave A08_F9665, no início da descida possui alta razão de planeio, atingindo em torno de 27, e, em seguida, gradativamente, diminui a razão para em torno de 20, enquanto que a aeronave A06_F9659 inicia a descida na razão de 19, e em torno de 270 s após o início da descida, aumenta gradativamente a razão, tendendo a se estabilizar na razão de planeio de 23.

Gráfico 4.32 – Razão de planeio das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

A razão de planeio foi calculada levando-se em consideração a distância percorrida no espaço, ponto a ponto, de acordo com as coordenadas geográficas e a distância da altura em relação à cabeceira da pista.

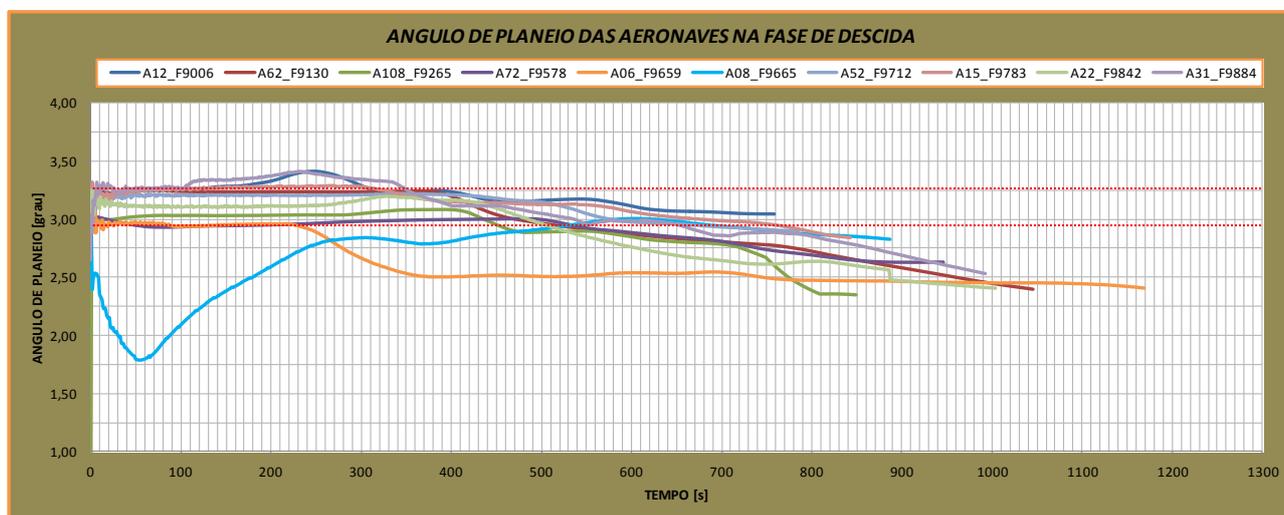
e) Análise do ângulo de planeio das aeronaves na descida

O gráfico 4.33 mostra um comportamento médio do ângulo de planeio das aeronaves na fase de descida.

Verifica-se que o ângulo de planeio das aeronaves está entre 3,0 e 3,25 graus, tendendo a estabilizar-se no final da descida em torno de 2,5 graus.

Verifica-se que a aeronave A08_F9665 no início da descida, diminui o ângulo de planeio até em torno de 1,75 graus, retornando gradativamente ao comportamento médio do ângulo de planeio das outras aeronaves, que é em torno de 3,0 graus.

Gráfico 4.33 – Ângulo de planeio das aeronaves na descida



Fonte: Dados da pesquisa

O perfil padrão de descida, acordo manuais operacionais, descreve que para se atingir a cabeceira da pista com velocidades compatíveis é recomendado um ângulo de planeio de 3,0 graus.

f) Análise do perfil de aproximação das aeronaves para pouso

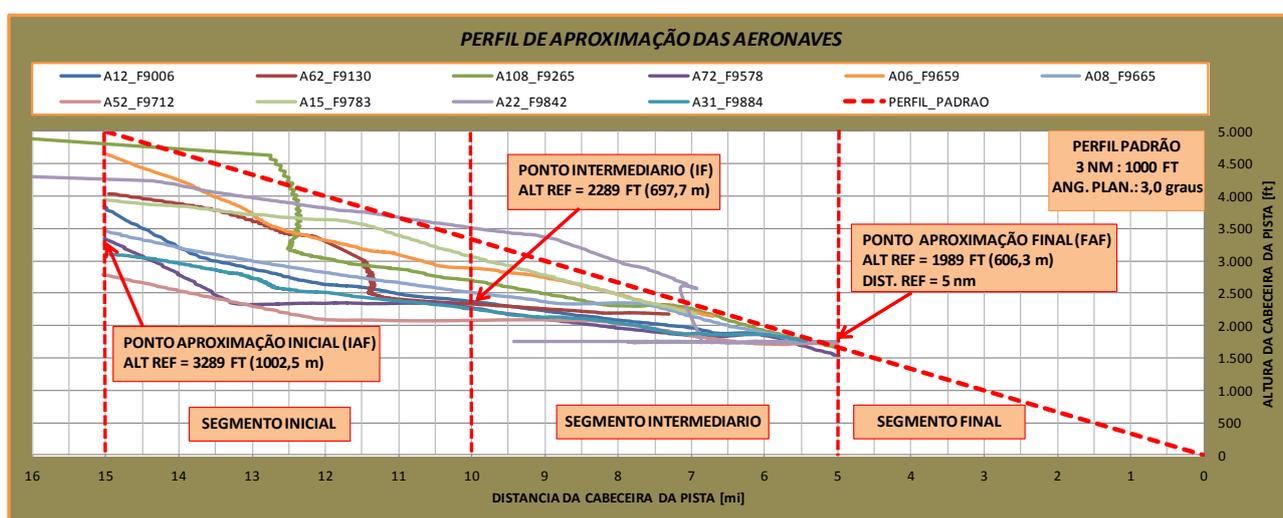
O gráfico 4.34 mostra o comportamento médio das aeronaves durante a aproximação para pouso.

Verifica-se que as aeronaves estão abaixo do perfil padrão de aproximação, com tendência a se estabilizar no ponto de aproximação final (*FAF*) que está a 5,0 *NM* de distância da cabeceira da pista.

Verifica-se que a aeronave A108_F9265, no segmento inicial, desce de 4.500 ft para 3.000 ft mantendo a distância da cabeceira, em torno de 12,5 *NM*, possivelmente em trajetória orbital. Enquanto que a aeronave A22_F9842, no segmento intermediário, desce de 2.500 ft para 1.750 ft mantendo a distância da cabeceira, em torno de 7,0 *NM*, possivelmente em trajetória orbital, e mantém-se nessa altura em órbita, entre as distâncias da cabeceira de 9,5 *NM* e 5,0 *NM*, antes do ponto de verificação do início da aproximação final (*FAF*).

Verifica-se também, que a aeronave A15_F9783 possui uma trajetória de aproximação mais próxima do perfil padrão recomendada.

Gráfico 4.34 – Perfil de aproximação das aeronaves para pouso



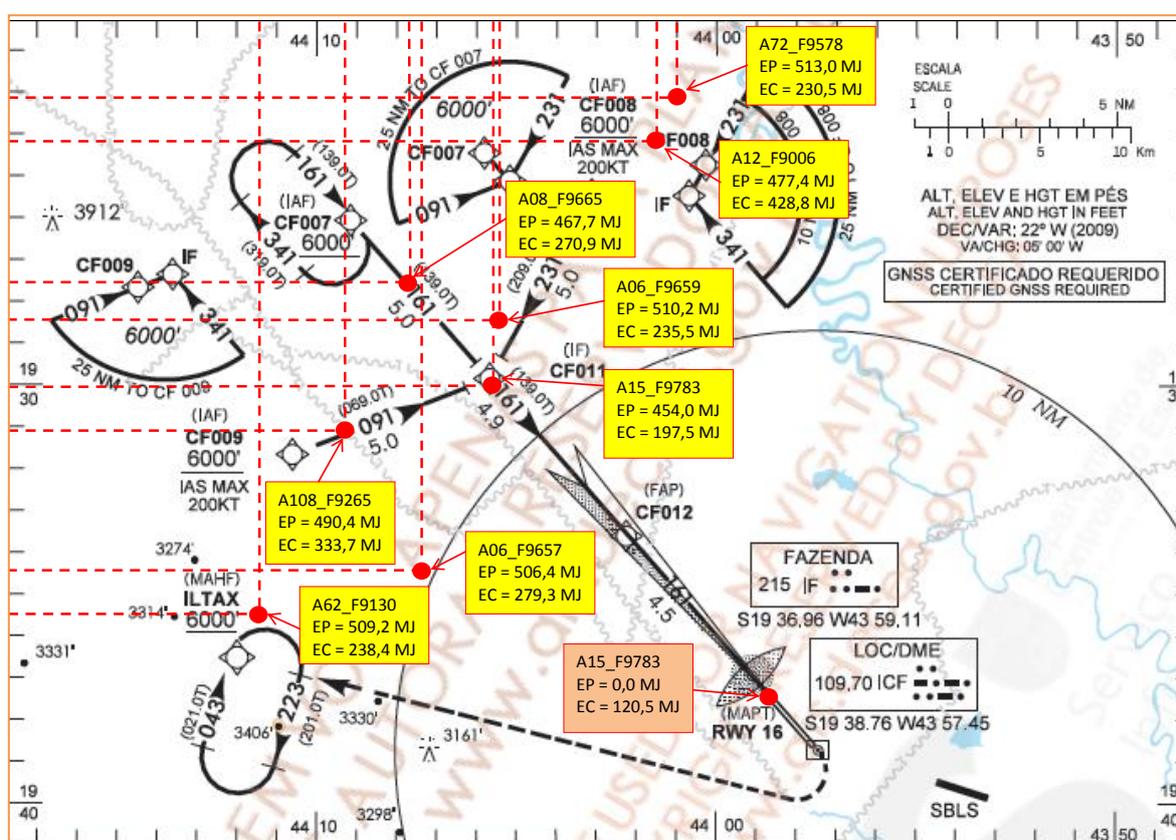
Fonte: Dados da pesquisa

b) Condição de energia das aeronaves na carta de aproximação por instrumentos

A Figura 4.3 mostra a posição das aeronaves com suas respectivas energia potencial e cinética durante a etapa de descida para pouso no aeródromo de SBCF.

Verifica-se que a aeronave A15 está no ponto de verificação intermediário (IF), com energia potencial e cinética compatíveis para esse ponto, e está a 10,0 NM de distância da cabeceira da pista (RWY 16).

Figura 4.3 – Condição de energia das aeronaves na aproximação



Fonte: Adaptado de carta aeronáutica
Disponível em: www.ais.decea.gov.br

A aeronave A15_F9783 foi avaliada quanto à condição de energia no pouso, em que a energia cinética da aeronave no pouso foi de 120,5 MJ. Tomando-se como referência um peso bruto aproximado de 50.000 kg, e velocidades de referência no pouso entre 121 kt e 140 kt, a energia cinética calculada resulta em energia mínima de 96 MJ e máxima de 130 MJ.

4.2 Avaliação quantitativa na descida e aproximação para pouso

Nesta seção, avaliaram-se quantitativamente as condições de energia de 10 (dez) aeronaves distintas na fase de descida e aproximação para pouso no aeródromo de Confins (SBCF), através do aplicativo *DEA Frontier* nos dados de voo tratados em planilhas *Excel*. Os índices Axx nos gráficos correspondem às aeronaves analisadas qualitativamente na seção 4.1.

4.2.1 Resultados da análise de envoltória de dados (DEA)

Os resultados apresentados a seguir foram obtidos através do aplicativo *DEA FRONTIER* nas tabelas elaboradas em planilhas *EXCEL*.

a) Entradas: consumo, massa; **Saída:** Energia Potencial Dissipada (EPD)

Os dados da Tabela 4.1 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas *Excel*.

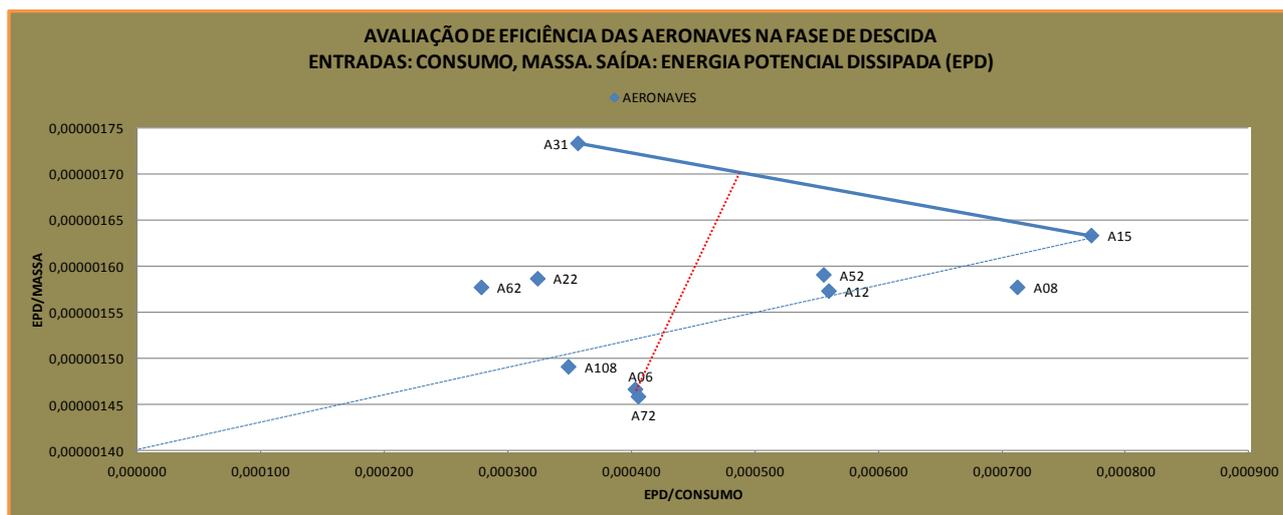
Tabela 4.1 – Consumo e Massa por Energia Potencial Dissipada (EPD)

INDICE	ENTRADAS		SAIDA		EPD/MASSA	EPD/CONSUMO
	CONSUMO [Kg]	MASSA (i) [Kg]	EPD [MJ/kg]			
A06	199,6	54820,9	0,080436		0,000001467	0,000403
A08	113,4	51192,8	0,080773		0,000001578	0,000712
A12	145,0	51561,2	0,081146		0,000001574	0,000560
A15	104,3	49288,0	0,080533		0,000001634	0,000772
A22	249,5	50920,6	0,08082		0,000001587	0,000324
A31	226,8	46639,5	0,080863		0,000001734	0,000357
A52	145,2	50684,8	0,080657		0,000001591	0,000555
A62	286,0	50467,1	0,079624		0,000001578	0,000278
A72	199,6	55455,8	0,080926		0,000001459	0,000405
A108	231,3	54095,2	0,080695		0,000001492	0,000349

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.35 foi elaborado a partir da Tabela 4.1, mostrando a fronteira de eficiência, em que as aeronaves A15 e A31 tiveram a melhor eficiência DEA. A aeronave A15 teve menor consumo de combustível, a EPD/consumo foi maior que as outras aeronaves, enquanto que a EPD/massa, somente foi menor que a aeronave A31. A energia potencial dissipada foi maior, com menor consumo de combustível.

Gráfico 4.35 – Eficiência DEA; Entradas: consumo, massa; Saída: EPD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.2 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.1, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.2 pode-se notar que as aeronaves A06 e A72 tiveram a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.35, as aeronaves A06 e A72 estão mais equidistantes da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia potencial.

Tabela 4.2 – Eficiência DEA; Inputs: consumo, massa; Outputs: EPD

Inputs		Outputs							
CONSUMO [Kg]		EPD [MJ/kg]							
MASSA (i) [Kg]									
Input-Oriented CRS			Sum of Optimal Lambdas						
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,86852	0,996	Increasing	0,430	A15	0,567	A31	
2	A08	0,96354	1,003	Decreasing	0,965	A15	0,038	A31	
3	A12	0,94850	1,007	Decreasing	0,741	A15	0,266	A31	
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,91544	0,999	Increasing	0,999	A31			
6	A31	1,00000	1,000	Constant	1,000	A31			
7	A52	0,95798	1,000	Decreasing	0,717	A15	0,284	A31	
8	A62	0,91000	0,985	Increasing	0,985	A31			
9	A72	0,86458	1,003	Decreasing	0,448	A15	0,555	A31	
10	A108	0,87111	0,999	Increasing	0,204	A15	0,794	A31	

Fonte: Dados da pesquisa

b) Entradas: consumo, massa; **Saída:** Energia Cinética Dissipada (ECD)

Os dados da Tabela 4.3 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

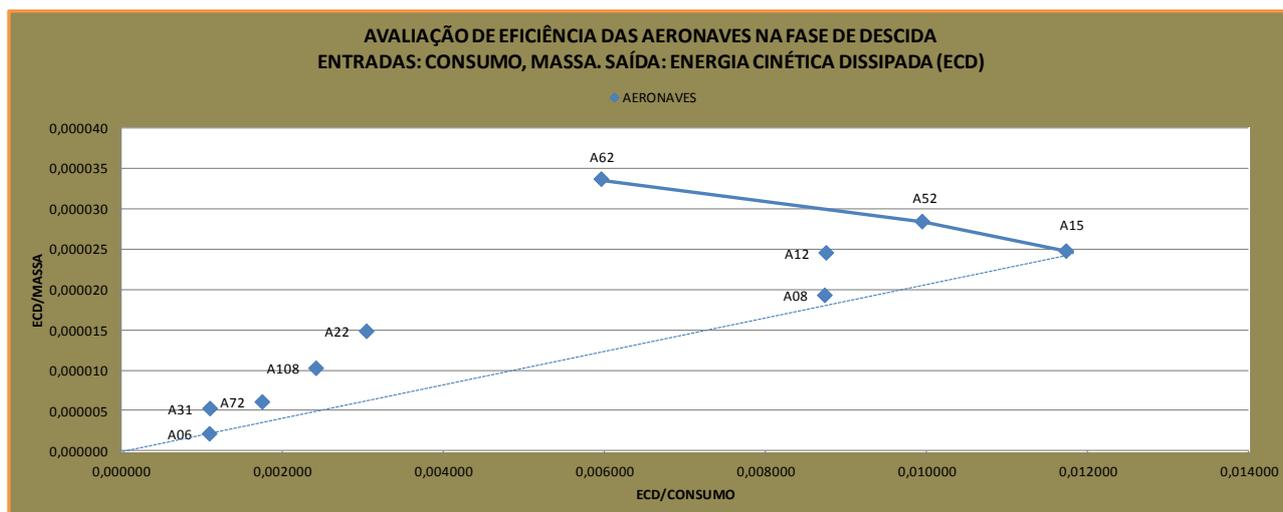
Tabela 4.3 – Consumo e Massa por Energia Cinética Dissipada (ECD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA	ECD/MASSA	ECD/CONSUMO
	CONSUMO [kg]	MASSA [kg]			
A06	110,0	54820,9	0,119378	0,000002178	0,001085
A08	113,4	51192,8	0,989606	0,000019331	0,008727
A12	145,0	51561,2	1,267911	0,000024590	0,008744
A15	104,3	49288,0	1,222892	0,000024811	0,011725
A22	249,5	50920,6	0,757453	0,000014875	0,003036
A31	226,8	46639,5	0,24752	0,000005307	0,001091
A52	145,2	50684,8	1,442827	0,000028467	0,009937
A62	286,0	50467,1	1,702043	0,000033726	0,005951
A72	195,0	55455,8	0,339525	0,000006122	0,001741
A108	231,3	54095,2	0,557156	0,000010300	0,002409

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.36 foi elaborado a partir da Tabela 4.3, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A15, A52 e A62 tiveram a melhor eficiência DEA. A aeronave A15 teve menor consumo de combustível, a ECD/consumo foi maior que as outras aeronaves, enquanto que a ECD/massa foi menor que as aeronaves A52 e A62. A energia cinética dissipada foi maior, com menor consumo de combustível.

Gráfico 4.36 – Eficiência DEA; Entradas: consumo, massa; Saída: ECD



Fonte: Dados da Pesquisa.

A Tabela 4.4 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.3, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.4 pode-se notar que a aeronave A06 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.36, a aeronave A06 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia cinética.

Tabela 4.4 – Eficiência DEA; Inputs: consumo, massa; Outputs: ECD

Inputs		Outputs							
CONSUMO [kg]		ECD [MJ/kg]							
MASSA [kg]									
Input-Oriented CRS									
			Sum of		Optimal Lambdas				
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,09256	0,098	Increasing	0,098	A15			
2	A08	0,76423	0,791	Increasing	0,689	A15	0,102	A52	
3	A12	0,87169	0,889	Increasing	0,064	A15	0,824	A52	
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,46073	0,464	Increasing	0,127	A52	0,338	A62	
6	A31	0,16473	0,152	Increasing	0,044	A52	0,109	A62	
7	A52	1,00000	1,000	Constant	1,000	A52			
8	A62	1,00000	1,000	Constant	1,000	A62			
9	A72	0,20622	0,226	Increasing	0,173	A52	0,053	A62	
10	A108	0,33102	0,354	Increasing	0,175	A52	0,179	A62	

Fonte: Dados da pesquisa

c) Entradas: consumo, massa; **Saída:** Energia Total Dissipada (ETD)

Os dados da Tabela 4.5 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

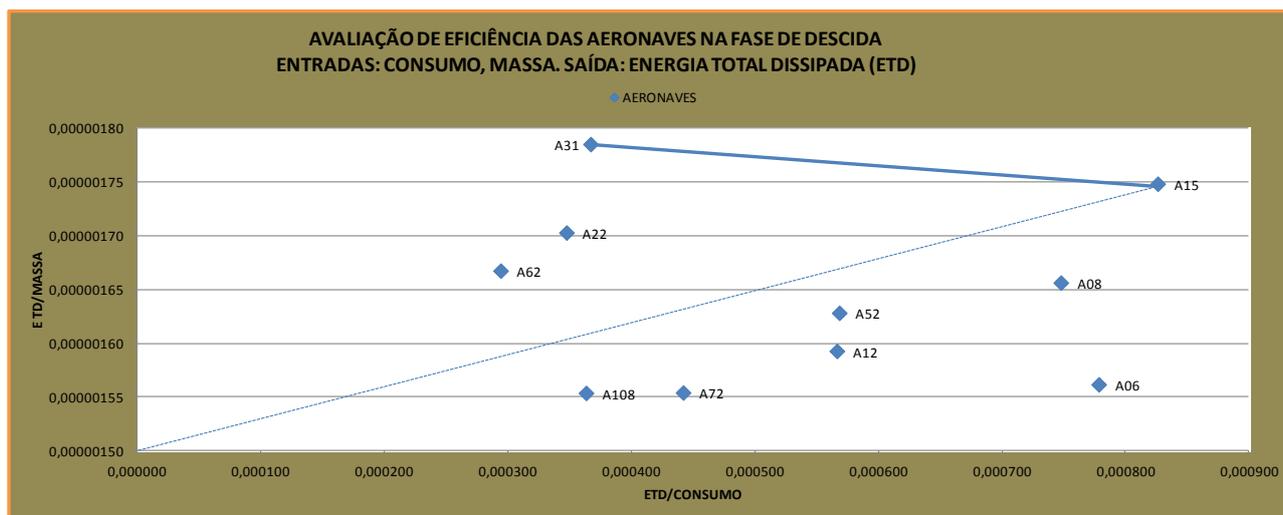
Tabela 4.5 – Consumo e Massa por Energia Total Dissipada (ETD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		ETD/MASSA	ETD/CONSUMO
	CONSUMO [kg]	MASSA (i) [Kg]	ETD [MJ/kg]			
A06	110,0	54820,9	0,085621		0,000001562	0,000778
A08	113,4	51192,8	0,084793		0,000001656	0,000748
A12	145,0	51561,2	0,082130		0,000001593	0,000566
A15	104,3	49288,0	0,086165		0,000001748	0,000826
A22	249,5	50920,6	0,086710		0,000001703	0,000348
A31	226,8	46639,5	0,083253		0,000001785	0,000367
A52	145,2	50684,8	0,082528		0,000001628	0,000568
A62	286,0	50467,1	0,084152		0,000001667	0,000294
A72	195,0	55455,8	0,086191		0,000001554	0,000442
A108	231,3	54095,2	0,084056		0,000001554	0,000363

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.37 foi elaborado a partir da Tabela 4.5, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A15 e A31 tiveram a melhor eficiência DEA. A aeronave A15 teve menor consumo de combustível, a ETD/consumo foi maior que as outras aeronaves, enquanto que a ETD/massa, somente foi menor que a aeronave A31. A energia total dissipada foi maior, com menor consumo de combustível.

Gráfico 4.37 – Eficiência DEA; Entradas: consumo, massa; Saída: ETD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.6 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.5, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.6 pode-se notar que a aeronave A108 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.36, a aeronave A108 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia total.

Tabela 4.6 – Eficiência DEA; Inputs: consumo, massa; Outputs: ETD

Inputs		Outputs							
CONSUMO [kg]		ETD [MJ/kg]							
MASSA (i) [Kg]									
		Input-Oriented							
		CRS		Sum of		Optimal Lambdas			
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,94220	0,994	Increasing	0,994	A15			
2	A08	0,94674	0,985	Increasing	0,948	A15	0,037	A31	
3	A12	0,90631	0,962	Increasing	0,708	A15	0,254	A31	
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,95396	1,042	Decreasing	1,042	A31			
6	A31	1,00000	1,000	Constant	1,000	A31			
7	A52	0,92608	0,967	Increasing	0,693	A15	0,274	A31	
8	A62	0,93414	1,011	Decreasing	1,011	A31			
9	A72	0,87960	1,018	Decreasing	0,485	A15	0,533	A31	
10	A108	0,87435	1,002	Decreasing	0,205	A15	0,797	A31	

Fonte: Dados da pesquisa

d) Entrada: tempo, consumo; **Saída:** Energia Potencial Dissipada (EPD)

Os dados da Tabela 4.7 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

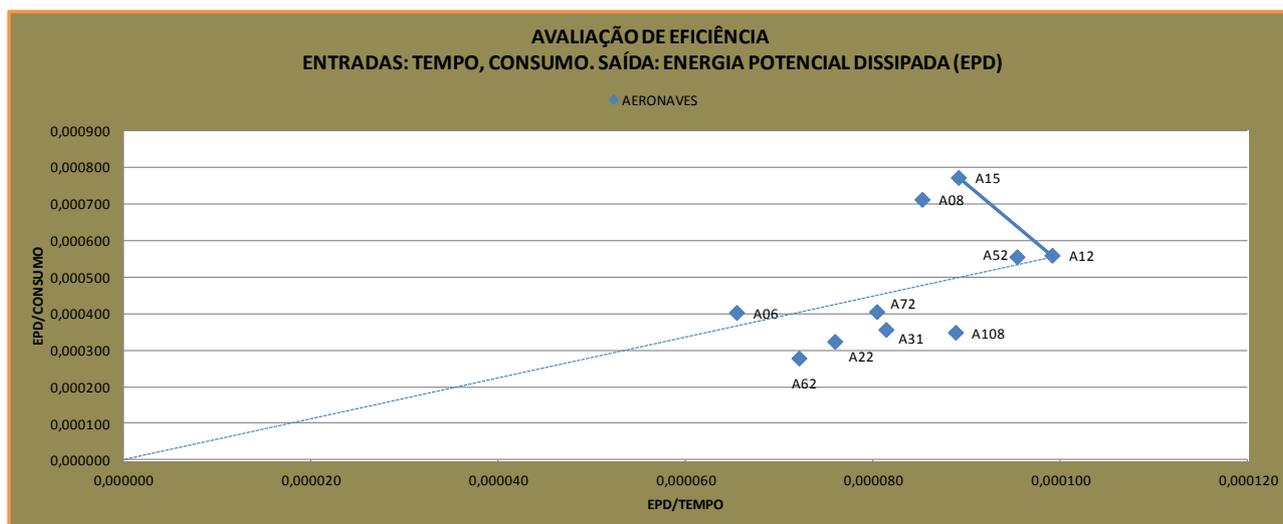
Tabela 4.7 – Tempo e Consumo por Energia Potencial Dissipada (EPD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		EPD/TEMPO	EPD/CONSUMO
	TEMPO [s]	CONSUMO [Kg]	EPD [MJ/kg]			
A06	1230	199,6	0,080436		0,000065	0,000403
A08	948	113,4	0,080773		0,000085	0,000712
A12	819	145,0	0,081146		0,000099	0,000560
A15	904	104,3	0,080533		0,000089	0,000772
A22	1065	249,5	0,08082		0,000076	0,000324
A31	994	226,8	0,080863		0,000081	0,000357
A52	846	145,2	0,080657		0,000095	0,000555
A62	1105	286,0	0,079624		0,000072	0,000278
A72	1007	199,6	0,080926		0,000080	0,000405
A108	909	231,3	0,080695		0,000089	0,000349

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.38 foi elaborado a partir da Tabela 4.7, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A15 e A12 tiveram a melhor eficiência DEA. A aeronave A12 teve menor tempo de descida, e a EPD/tempo foi maior que as outras aeronaves. A energia potencial dissipada foi maior, com menor tempo de descida. A aeronave A12 teve uma descida mais rápida que as demais aeronaves.

Gráfico 4.38 – Eficiência DEA; Entradas: tempo, consumo; Saída: EPD



Fonte: Dados da Pesquisa.

A Tabela 4.8 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.7, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.8 pode-se notar que a aeronave A06 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.38, a aeronave A06 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia potencial.

Tabela 4.8 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo; Outputs: EPD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		EPD [MJ/kg]							
CONSUMO [Kg]									
		Input-Oriented							
		CRS		Sum of		Optimal Lambdas			
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,67637	0,993	Increasing	0,773	A12	0,220	A15	
2	A08	0,94910	1,002	Decreasing	0,076	A12	0,927	A15	
3	A12	1,00000	1,000	Constant	1,000	A12			
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,76592	0,996	Increasing	0,996	A12			
6	A31	0,82107	0,997	Increasing	0,997	A12			
7	A52	0,97085	0,995	Increasing	0,915	A12	0,080	A15	
8	A62	0,72727	0,981	Increasing	0,981	A12			
9	A72	0,81110	0,997	Increasing	0,997	A12			
10	A108	0,89598	0,994	Increasing	0,994	A12			

Fonte: Dados da pesquisa

e) **Entrada:** tempo, consumo; **Saída:** Energia Cinética Dissipada (ECD)

Os dados da Tabela 4.9 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

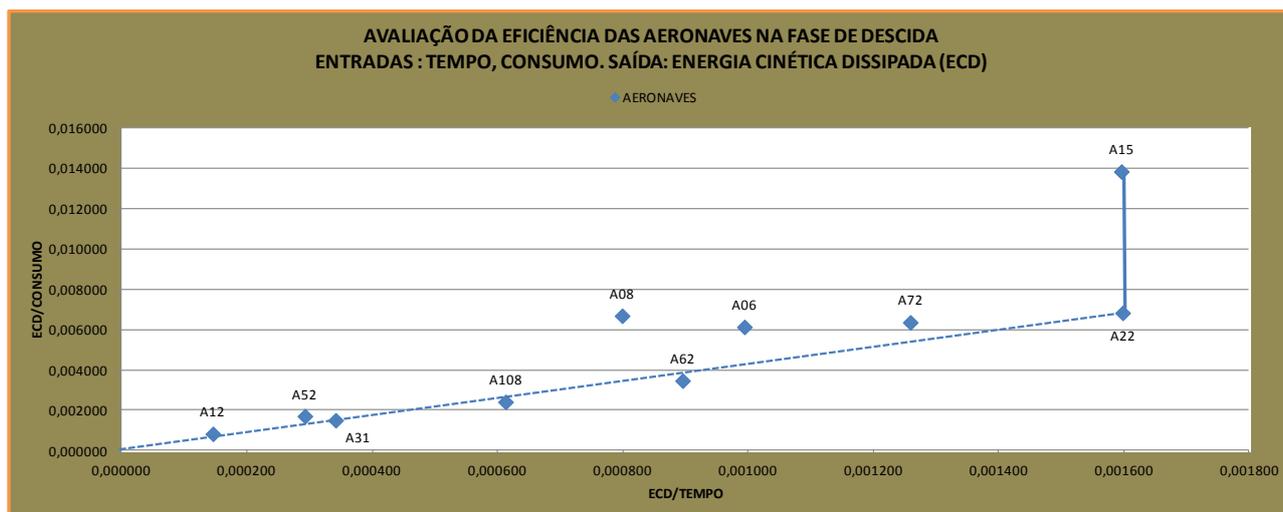
Tabela 4.9 – Tempo e Consumo por Energia Cinética Dissipada (ECD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		ECD/TEMPO	ECD/CONSUMO
	TEMPO [s]	CONSUMO [Kg]	ECD [MJ/kg]			
A06	1230	199,6	1,222892		0,000994	0,006127
A08	948	113,4	0,757453		0,000799	0,006679
A12	819	145,0	0,119378		0,000146	0,000823
A15	904	104,3	1,442827		0,001596	0,013833
A22	1065	249,5	1,702043		0,001598	0,006822
A31	994	226,8	0,339525		0,000342	0,001497
A52	846	145,2	0,24752		0,000293	0,001705
A62	1105	286,0	0,989606		0,000896	0,003460
A72	1007	199,6	1,267911		0,001259	0,006352
A108	909	231,3	0,557156		0,000613	0,002409

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.39 foi elaborado a partir da tabela 4.9, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A15 e A22 tiveram a melhor eficiência DEA. A aeronave A15 teve menor consumo de combustível, e da mesma forma que a aeronave A22, a ECD/tempo foi maior que as outras aeronaves. A energia cinética dissipada da aeronave A15 foi maior, com menor consumo de combustível.

Gráfico 4.39 – Eficiência DEA; Entradas: tempo, consumo; Saída: ECD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.10 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.9, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.10 pode-se notar que a aeronave A12 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.39, a aeronave A12 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia cinética.

TABELA 4.10 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo; Outputs: ECD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		ECD [MJ/kg]							
CONSUMO [Kg]									
Input-Oriented CRS									
		Sum of	Optimal Lambdas						
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,62260	0,797	Increasing	0,513	A15	0,284	A22	
2	A08	0,50059	0,522	Increasing	0,506	A15	0,016	A22	
3	A12	0,09126	0,076	Increasing	0,040	A15	0,036	A22	
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	1,00000	1,000	Constant	1,000	A22			
6	A31	0,21374	0,201	Increasing	0,012	A15	0,189	A22	
7	A52	0,18320	0,159	Increasing	0,090	A15	0,069	A22	
8	A62	0,56038	0,581	Increasing	0,581	A22			
9	A72	0,78816	0,785	Increasing	0,266	A15	0,519	A22	
10	A108	0,38352	0,327	Increasing	0,327	A22			

Fonte: Dados da pesquisa

f) **Entrada:** tempo, consumo; **Saída:** Energia Total Dissipada (ETD)

Os dados da Tabela 4.11 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

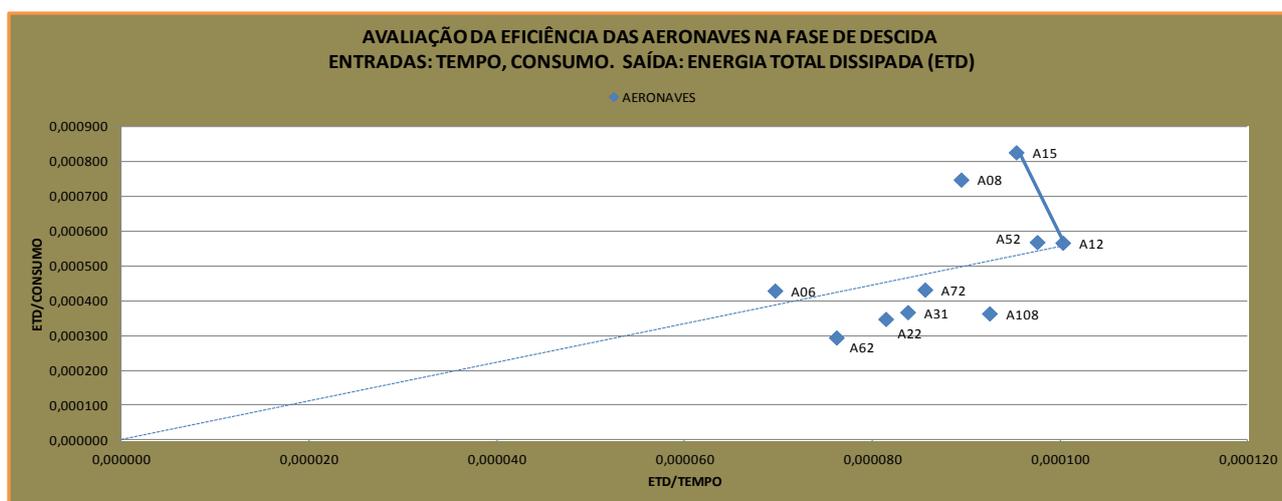
Tabela 4.11 – Tempo e Consumo por Energia Total Dissipada (ETD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		ETD/TEMPO	ETD/CONSUMO
	TEMPO [s]	CONSUMO [Kg]	ETD [MJ/kg]			
A06	1230	199,6	0,085621		0,000070	0,000429
A08	948	113,4	0,084793		0,000089	0,000748
A12	819	145,0	0,08213		0,000100	0,000566
A15	904	104,3	0,086165		0,000095	0,000826
A22	1065	249,5	0,08671		0,000081	0,000348
A31	994	226,8	0,083253		0,000084	0,000367
A52	846	145,2	0,082528		0,000098	0,000568
A62	1105	286,0	0,084152		0,000076	0,000294
A72	1007	199,6	0,086191		0,000086	0,000432
A108	909	231,3	0,084056		0,000092	0,000363

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.40 foi elaborado a partir da Tabela 4.11, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A12 e A15 tiveram a melhor eficiência DEA. A aeronave A12 teve menor tempo de descida, enquanto que a aeronave A15 teve menor consumo de combustível. A ETD/tempo da aeronave A12 foi maior que as outras aeronaves, enquanto que a ETD/consumo da aeronave A15 foi maior que as outras aeronaves. A energia total dissipada das aeronaves A12 e A15 foram maiores, com menor tempo de descida e menor consumo de combustível, respectivamente.

Gráfico 4.40 – Eficiência DEA; Entradas: tempo, consumo; Saída: ETD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.12 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.11, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.12 pode-se notar que a aeronave A06 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.40, a aeronave A06 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia total.

TABELA 4.12 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo; Outputs: ETD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		ETD [MJ/kg]							
CONSUMO [Kg]									
		Input-Oriented							
		CRS		Sum of		Optimal Lambdas			
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,70249	1,031	Decreasing	0,802	A12	0,229	A15	
2	A08	0,93505	0,988	Increasing	0,074	A12	0,913	A15	
3	A12	1,00000	1,000	Constant	1,000	A12			
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,81190	1,056	Decreasing	1,056	A12			
6	A31	0,83521	1,014	Decreasing	1,014	A12			
7	A52	0,97702	1,001	Decreasing	0,921	A12	0,080	A15	
8	A62	0,75942	1,025	Decreasing	1,025	A12			
9	A72	0,85352	1,049	Decreasing	1,049	A12			
10	A108	0,92212	1,023	Decreasing	1,023	A12			

Fonte: Dados da pesquisa

g) Entrada: tempo, massa; **Saída:** Energia Potencial Dissipada (EPD)

Os dados da Tabela 4.11 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

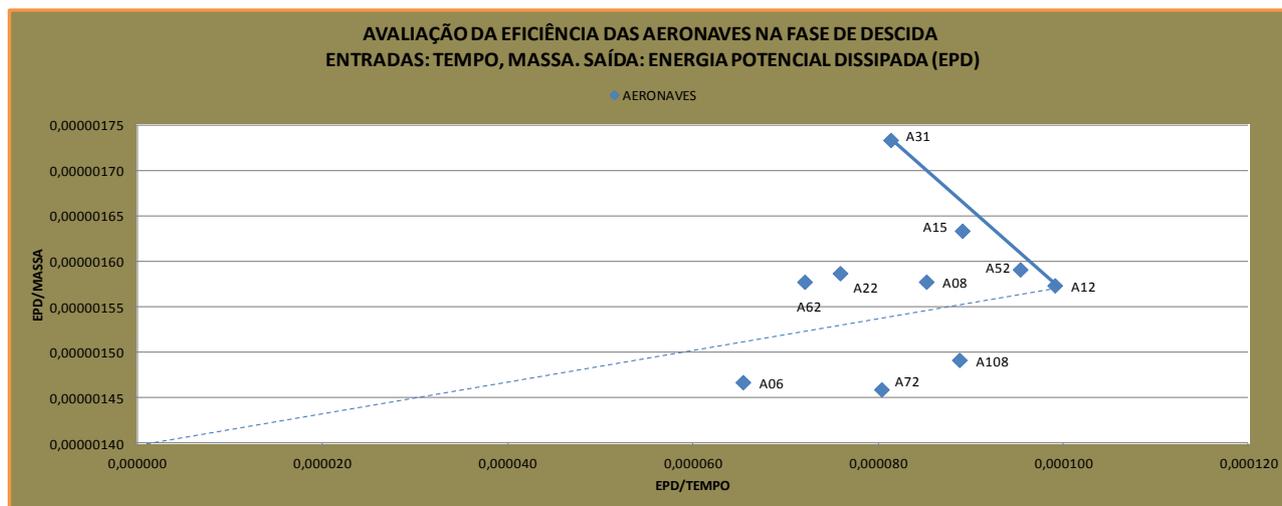
Tabela 4.13 – Tempo e Massa por Energia Potencial Dissipada (EPD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		EPD/TEMPO	EPD/MASSA
	TEMPO [s]	MASSA (i) [Kg]	EPD [MJ/kg]			
A06	1230	54820,9	0,080436		0,000065	0,000001467
A08	948	51192,8	0,080773		0,000085	0,000001578
A12	819	51561,2	0,081146		0,000099	0,000001574
A15	904	49288,0	0,080533		0,000089	0,000001634
A22	1065	50920,6	0,08082		0,000076	0,000001587
A31	994	46639,5	0,080863		0,000081	0,000001734
A52	846	50684,8	0,080657		0,000095	0,000001591
A62	1105	50467,1	0,079624		0,000072	0,000001578
A72	1007	55455,8	0,080926		0,000080	0,000001459
A108	909	54095,2	0,080695		0,000089	0,000001492

Fonte: Dados da pesquisa

O gráfico 4.41 foi elaborado a partir da tabela 4.13, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A12 e A31 possuem a melhor eficiência DEA. A aeronave A12 teve menor tempo de descida, enquanto que a aeronave A31 teve menor massa. A EPD/tempo da aeronave A12 foi maior, enquanto que a EPD/massa da aeronave A31 foi maior que as outras aeronaves. A energia potencial dissipada das aeronaves A12 e A31 foram maiores, com menor tempo de descida e menor peso bruto da aeronave, respectivamente.

GRÁFICO 4.41 – Eficiência DEA; Entradas: tempo, massa; Saída: EPD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.14 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.13, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.14 pode-se notar que a aeronave A06 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.41, a aeronave A06 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia potencial.

TABELA 4.14 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, massa; Outputs: EPD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		EPD [MJ/kg]							
MASSA (i) [Kg]									
Input-Oriented CRS									
			Sum of		Optimal Lambdas				
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,84627	0,995	Increasing	0,995 A31				
2	A08	0,95543	0,997	Increasing	0,488 A12		0,509 A31		
3	A12	1,00000	1,000	Constant	1,000 A12				
4	A15	0,99254	0,994	Increasing	0,519 A12		0,475 A31		
5	A22	0,92167	0,999	Increasing	0,067 A12		0,933 A31		
6	A31	1,00000	1,000	Constant	1,000 A31				
7	A52	0,99610	0,995	Increasing	0,834 A12		0,161 A31		
8	A62	0,91000	0,985	Increasing	0,985 A31				
9	A72	0,88936	0,999	Increasing	0,556 A12		0,443 A31		
10	A108	0,93181	0,995	Increasing	0,812 A12		0,183 A31		

Fonte: Dados da pesquisa

h) Entrada: tempo, massa; Saída: Energia Cinética Dissipada (ECD)

Os dados da Tabela 4.11 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

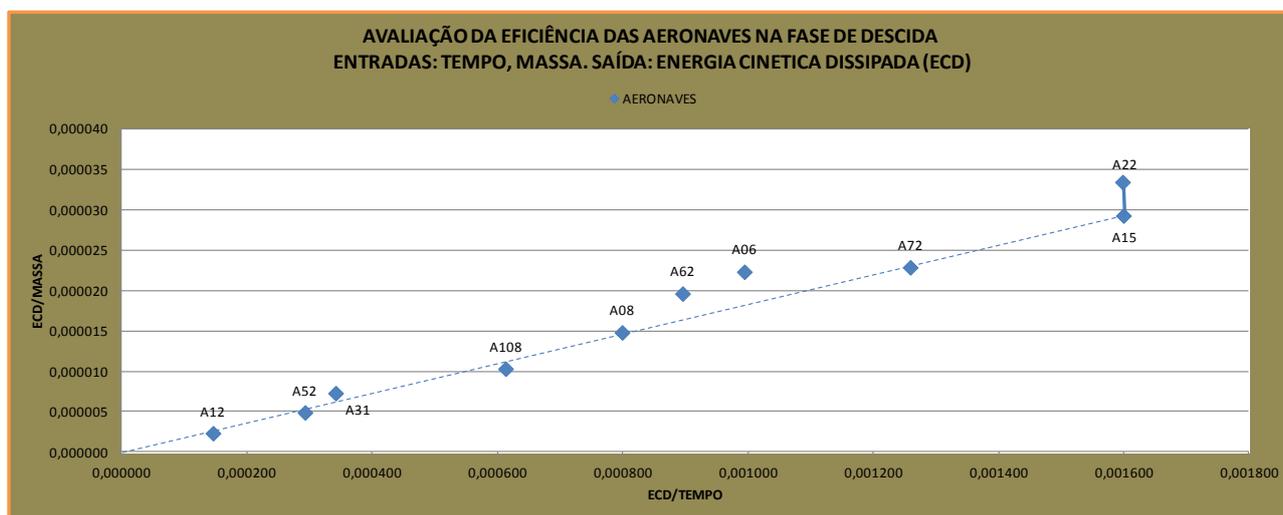
Tabela 4.15 – Tempo e Massa por Energia Cinética Dissipada (ECD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		ECD/TEMPO	ECD/MASSA
	TEMPO [s]	MASSA (i) [Kg]	ECD [MJ/kg]			
A06	1230	54820,9	1,222892		0,000994	0,000022
A08	948	51192,8	0,757453		0,000799	0,000015
A12	819	51561,2	0,119378		0,000146	0,000002
A15	902	49288,0	1,442827		0,001600	0,000029
A22	1065	50920,6	1,702043		0,001598	0,000033
A31	994	46639,5	0,339525		0,000342	0,000007
A52	846	50684,8	0,24752		0,000293	0,000005
A62	1105	50467,1	0,989606		0,000896	0,000020
A72	1007	55455,8	1,267911		0,001259	0,000023
A108	909	54095,2	0,557156		0,000613	0,000010

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.42 foi elaborado a partir da Tabela 4.15, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A15 e A22 possuem a melhor eficiência DEA. A ECD/tempo das aeronaves A15 e A22 foram maiores que as outras aeronaves avaliadas. A ECD/massa da aeronave A22 foi maior que as outras aeronaves.

Gráfico 4.42 – Eficiência DEA; Entradas: tempo, massa; Saída: ECD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.16 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.15, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.16 pode-se notar que a aeronave A12 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.42, a aeronave A12 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia cinética.

TABELA 4.16 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, massa; Outputs: ECD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		ECD [MJ/kg]							
MASSA (i) [Kg]									
		Input-Oriented CRS							
		Sum of		Optimal Lambdas					
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,66737	0,718	Increasing	0,718	A22			
2	A08	0,49955	0,517	Increasing	0,476	A15	0,042	A22	
3	A12	0,09112	0,083	Increasing	0,083	A15			
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	1,00000	1,000	Constant	1,000	A22			
6	A31	0,21779	0,199	Increasing	0,199	A22			
7	A52	0,18291	0,172	Increasing	0,172	A15			
8	A62	0,58665	0,581	Increasing	0,581	A22			
9	A72	0,78714	0,879	Increasing	0,879	A15			
10	A108	0,38318	0,386	Increasing	0,386	A15			

Fonte: Dados da pesquisa

i) **Entrada:** tempo, massa; **Saída:** Energia Total Dissipada (ETD)

Os dados da Tabela 4.11 foram obtidos através do tratamento dos dados de voo em planilhas Excel.

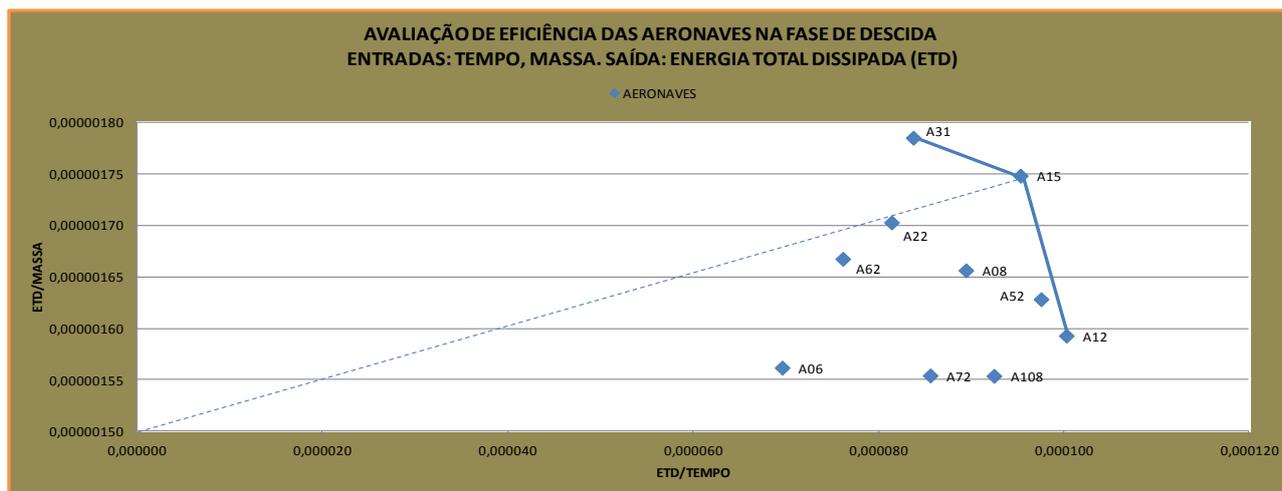
Tabela 4.17 – Tempo e Massa por Energia Total Dissipada (ETD)

INDICE	ENTRADAS		SAÍDA		ETD/TEMPO	ETD/MASSA
	TEMPO [s]	MASSA (i) [Kg]	ETD [MJ/kg]			
A06	1230	54820,9	0,085621		0,000070	0,000001562
A08	948	51192,8	0,084793		0,000089	0,000001656
A12	819	51561,2	0,08213		0,000100	0,000001593
A15	904	49288	0,086165		0,000095	0,000001748
A22	1065	50920,6	0,08671		0,000081	0,000001703
A31	994	46639,5	0,083253		0,000084	0,000001785
A52	846	50684,8	0,082528		0,000098	0,000001628
A62	1105	50467,1	0,084152		0,000076	0,000001667
A72	1007	55455,8	0,086191		0,000086	0,000001554
A108	909	54095,2	0,084056		0,000092	0,000001554

Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.43 foi elaborado a partir da tabela 4.17, mostra a fronteira de eficiência em que as aeronaves A12, A15 e A31 possuem a melhor eficiência DEA. A ETD/tempo da aeronave A12 foi maior que as outras aeronaves avaliadas, enquanto que a ETD/massa da aeronave A31 foi maior que as outras aeronaves. A energia total dissipada das aeronaves A12 e A31 foram maiores, com menor tempo de descida e menor peso bruto, respectivamente.

GRÁFICO 4.43 – Eficiência DEA; Entradas: tempo, massa; Saída: ETD



Fonte: Dados da pesquisa

A Tabela 4.18 mostra os resultados obtidos através da aplicação dos dados de entrada e saída da Tabela 4.17, no modelo de envoltória (*DEA Frontier*) no Excel.

Na Tabela 4.18 pode-se notar que a aeronave A06 teve a menor eficiência DEA. Observe que no Gráfico 4.43, a aeronave A06 está mais equidistante da fronteira de eficiência DEA, dissipando menos energia cinética.

TABELA 4.18 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, massa; Outputs: ETD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		ETD [MJ/kg]							
MASSA (i) [Kg]									
		Input-Oriented							
		CRS		Sum of		Optimal Lambdas			
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,87496	1,028	Decreasing	1,028	A31			
2	A08	0,94627	0,986	Increasing	0,924	A15	0,062	A31	
3	A12	1,00000	1,000	Constant	1,000	A12			
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,95660	1,037	Decreasing	0,132	A15	0,905	A31	
6	A31	1,00000	1,000	Constant	1,000	A31			
7	A52	0,99048	0,988	Increasing	0,654	A12	0,335	A15	
8	A62	0,93414	1,011	Decreasing	1,011	A31			
9	A72	0,89496	1,004	Decreasing	0,072	A12	0,932	A15	
10	A108	0,94116	1,004	Decreasing	0,618	A12	0,387	A15	

Fonte: Dados da pesquisa

j) Entrada: tempo, consumo, massa; **Saída:** ECD, ETD

A Tabela 4.19 mostra os dados de entrada e saída, que foram aplicados para obter a Tabela 4.20, através da aplicação do modelo de envoltória de dados (DEA).

Tabela 4.19 – Tempo, Consumo e Massa por ECD e ETD

INDICE	ENTRADAS			SAÍDAS	
	TEMPO [s]	CONSUMO [kg]	MASSA [kg]	ECD [MJ/kg]	ETD [MJ/kg]
A06	890	110,0	54820,9	0,119378	0,082130
A08	948	113,4	51192,8	0,989606	0,084152
A12	819	145,0	51561,2	1,267911	0,086191
A15	904	104,3	49288,0	1,222892	0,085621
A22	1065	249,5	50920,6	0,757453	0,084793
A31	994	226,8	46639,5	0,24752	0,082528
A52	846	145,2	50684,8	1,442827	0,086165
A62	1105	286,0	50467,1	1,702043	0,086710
A72	936	195,0	55455,8	0,339525	0,083253
A108	909	231,3	54095,2	0,557156	0,084056

Fonte: Dados da pesquisa

Verificam-se na Tabela 4.20 que as aeronaves A12, A15, A31, A52 e A62 são as que possuem a melhor eficiência DEA, constituindo uma fronteira de eficiência. Enquanto que a aeronave A72 é a menos eficiente.

Tabela 4.20 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo, massa; Outputs: ECD, ETD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		ECD [MJ/kg]							
CONSUMO [kg]		ETD [MJ/kg]							
MASSA [kg]									
Input-Oriented CRS									
			Sum of		Optimal Lambdas				
DMU No.	DMU Name	Efficiency	lambdas	RTS	with Benchmarks				
1	A06	0,96010	0,958	Increasing	0,139	A12	0,819	A15	
2	A08	0,94564	0,984	Increasing	0,947	A15	0,037	A31	
3	A12	1,00000	1,000	Constant	1,000	A12			
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,95027	1,008	Decreasing	0,521	A15	0,487	A31	
6	A31	1,00000	1,000	Constant	1,000	A31			
7	A52	1,00000	1,000	Constant	1,000	A52			
8	A62	1,00000	1,000	Constant	1,000	A62			
9	A72	0,88090	0,967	Increasing	0,112	A15	0,855	A52	
10	A108	0,91266	0,976	Increasing	0,068	A15	0,908	A52	

Fonte: Dados da pesquisa

k) Entrada: tempo, consumo, massa; **Saída:** EPD, ETD

A Tabela 4.21 mostra os dados de entrada e saída, que foram aplicados para obter a Tabela 4.22, através da aplicação do modelo de envoltória (DEA).

Tabela 4.21 – Tempo, Consumo e Massa por EPD e ETD

INDICE	ENTRADAS			SAÍDAS	
	TEMPO [s]	CONSUMO [Kg]	MASSA (i) [Kg]	EPD [MJ/kg]	ETD [MJ/kg]
A06	1230	199,6	54820,9	0,080436	0,085621
A08	948	113,4	51192,8	0,080773	0,084793
A12	819	145,0	51561,2	0,081146	0,08213
A15	904	104,3	49288	0,080533	0,086165
A22	1065	249,5	50920,6	0,08082	0,08671
A31	994	226,8	46639,5	0,080863	0,083253
A52	846	145,2	50684,8	0,080657	0,082528
A62	1105	286,0	50467,1	0,079624	0,084152
A72	1007	199,6	55455,8	0,080926	0,086191
A108	909	231,3	54095,2	0,080695	0,084056

Fonte: Dados da pesquisa

Verificam-se na tabela 4.22 que as aeronaves A12, A15 e A31 são as que possuem a melhor eficiência DEA, constituindo uma fronteira de eficiência. Enquanto que a aeronave A06 é a menos eficiente.

Tabela 4.22 – Eficiência DEA; Inputs: tempo, consumo, massa; Outputs: EPD e ETD

Inputs		Outputs							
TEMPO [s]		EPD [MJ/kg]							
CONSUMO [Kg]		ETD [MJ/kg]							
MASSA (i) [Kg]									
Input-Oriented CRS									
DMU No.	DMU Name	Efficiency	Sum of lambdas	RTS	Optimal Lambdas with Benchmarks				
1	A06	0,88307	1,013	Decreasing	0,437	A15	0,576	A31	
2	A08	0,96354	1,003	Decreasing	0,965	A15	0,038	A31	
3	A12	1,00000	1,000	Constant	1,000	A12			
4	A15	1,00000	1,000	Constant	1,000	A15			
5	A22	0,95660	1,037	Decreasing	0,132	A15	0,905	A31	
6	A31	1,00000	1,000	Constant	1,000	A31			
7	A52	0,99735	0,996	Increasing	0,747	A12	0,167	A15	0,081
8	A62	0,93414	1,011	Decreasing	1,011	A31			
9	A72	0,89547	1,004	Decreasing	0,079	A12	0,918	A15	0,007
10	A108	0,94116	1,004	Decreasing	0,618	A12	0,387	A15	

Fonte: Dados da pesquisa

4.2.2 Síntese de resultados da avaliação quantitativa

A Tabela 4.23 mostra a síntese dos resultados obtidos na avaliação quantitativa através do *DEA*.

De acordo com a configuração e modelo, as aeronaves avaliadas foram classificadas em duas famílias:

- **Família A:** A06; A08; A12; A15; A22; A31
- **Família B:** A52; A62, A72, A108

A partir da classificação das aeronaves e da Tabela 4.23, verifica-se que as aeronaves mais eficientes na avaliação *DEA* foram **A12, A15 e A31**, que estão classificadas na **Família A**. Sendo que a aeronave **A12** foi a mais eficiente nas quatro entradas avaliadas.

Enquanto que as aeronaves menos eficientes na avaliação *DEA* foram **A06 (Família A)** e **A108 (Família B)**. Sendo que a aeronave **A06** foi a menos eficiente em três entradas avaliadas, e a aeronave **A108** foi a menos eficiente apenas na entrada #1: consumo; massa (ver Tabela 4.23).

Tabela 4.23 – Síntese dos dados de eficiência DEA

SAÍDA AVALIADA: ETD					SAÍDA AVALIADA: ETD					SAÍDA AVALIADA: ETD					SAÍDA AVALIADA: ETD				
ENTRADA #1: CONSUMO&MASSA					ENTRADA #2: TEMPO&CONSUMO					ENTRADA #3: TEMPO&MASSA					ENTRADA #4: TEMPO; CONSUMO; MASSA				
INDICE	MASSA	TEMPO	CONSUMO	EFICIÊNCIA DEA	INDICE	MASSA	TEMPO	CONSUMO	EFICIÊNCIA DEA	INDICE	MASSA	TEMPO	CONSUMO	EFICIÊNCIA DEA	INDICE	MASSA	TEMPO	CONSUMO	EFICIÊNCIA DEA
A15	49288,0	904	104,3	1,00000	A15	49288,0	904	104,3	1,00000	A15	49288,0	904	104,3	1,00000	A15	49288,0	904	104,3	1,00000
A31	46639,5	994	226,8	1,00000	A12	51561,2	819	145,0	1,00000	A12	51561,2	819	145,0	1,00000	A12	51561,2	819	145,0	1,00000
A22	50920,6	1065	249,5	0,95396	A52	50684,8	846	145,2	0,97702	A31	46639,5	994	226,8	1,00000	A31	46639,5	994	226,8	1,00000
A08	51192,8	948	113,4	0,94674	A08	51192,8	948	113,4	0,93505	A52	50684,8	846	145,2	0,99048	A52	50684,8	846	145,2	0,99048
A06	54820,9	1230	199,6	0,94220	A108	54095,2	909	231,3	0,92212	A22	50920,6	1065	249,5	0,95660	A22	50920,6	1065	249,5	0,95660
A62	50467,1	1105	286,0	0,93414	A72	55455,8	1007	199,6	0,85352	A08	51192,8	948	113,4	0,94627	A08	51192,8	948	113,4	0,94674
A52	50684,8	846	145,2	0,92608	A31	46639,5	994	226,8	0,83521	A108	54095,2	909	231,3	0,94116	A108	54095,2	909	231,3	0,94116
A12	51561,2	819	145,0	0,90631	A22	50920,6	1065	249,5	0,81190	A62	50467,1	1105	286,0	0,93414	A62	50467,1	1105	286,0	0,93414
A72	55455,8	1007	199,6	0,87960	A62	50467,1	1105	286,0	0,75942	A72	55455,8	1007	199,6	0,89496	A72	55455,8	1007	199,6	0,89496
A108	54095,2	909	231,3	0,87435	A06	54820,9	1230	199,6	0,70249	A06	54820,9	1230	199,6	0,87496	A06	54820,9	1230	199,6	0,88307

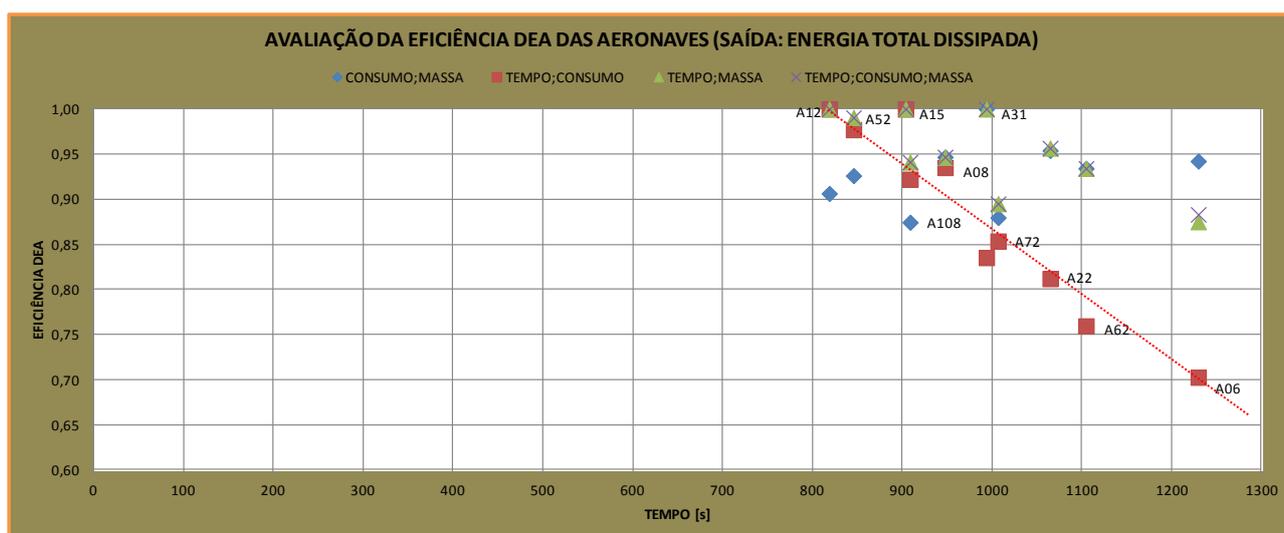
Fonte: Dados da pesquisa

Os gráficos a seguir foram elaborados a partir dos dados da Tabela 4.23, sintetizando ilustrativamente quais foram as aeronaves mais eficientes e as menos eficientes, de acordo com as entradas avaliadas na análise de envoltória de dados (DEA).

As entradas avaliadas foram consumo, massa; tempo, consumo; tempo, massa e tempo, consumo, massa considerando a saída avaliada Energia Total Dissipada (ETD).

O Gráfico 4.44 mostra que as aeronaves **A12**, **A15** e **A31** tiveram a melhor eficiência DEA, enquanto que a aeronave **A06** foi a menos eficiente, avaliando-se o tempo de descida das aeronaves. A aeronave **A12** teve o menor tempo de descida, com uma consequente descida mais rápida. Enquanto que a aeronave **A06** teve o maior tempo de descida, com consequente descida mais lenta. Pode-se observar no gráfico que há uma tendência de correlação tempo, consumo por eficiência DEA.

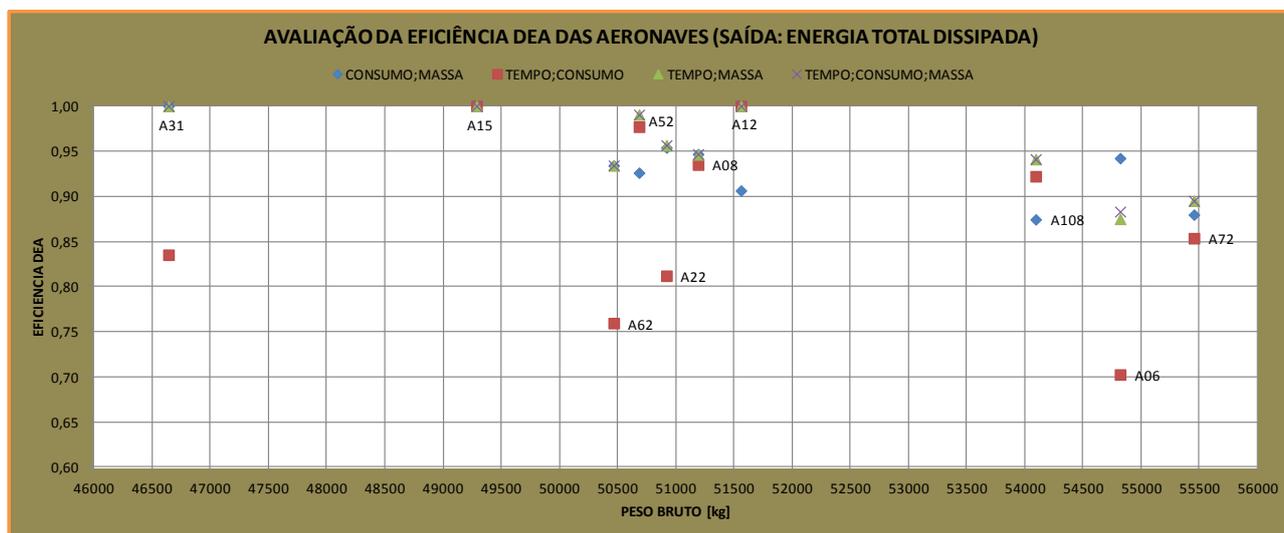
Gráfico 4.44 – Eficiência DEA através do tempo de descida



Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.45 mostra que as aeronaves **A12**, **A15** e **A31** tiveram a melhor eficiência DEA, enquanto que a aeronave **A06** foi a menos eficiente, avaliando-se o peso bruto das aeronaves. Pode-se observar que a aeronave **A31** possui menor peso bruto das aeronaves avaliadas, enquanto que a aeronave **A06** possui um dos maiores pesos bruto.

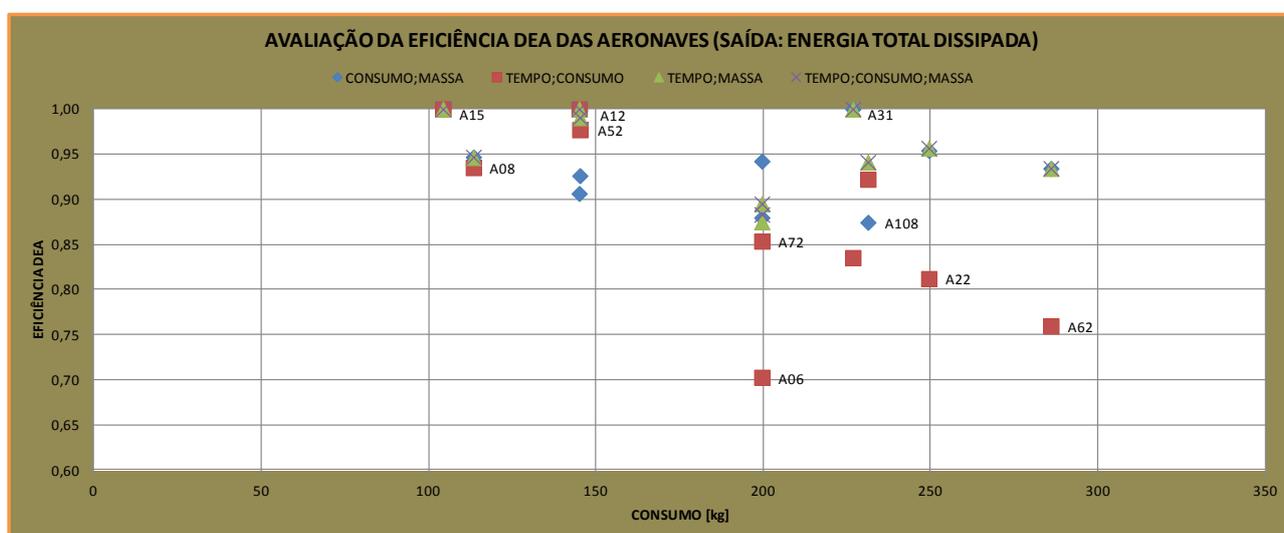
Gráfico 4.45 – Eficiência DEA através do peso bruto da aeronave



Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.46 mostra que as aeronaves **A12**, **A15** e **A31** tiveram a melhor eficiência DEA, enquanto que a aeronave **A06** foi a menos eficiente, avaliando-se o consumo de combustível das aeronaves. A aeronave **A15** teve o menor consumo de combustível.

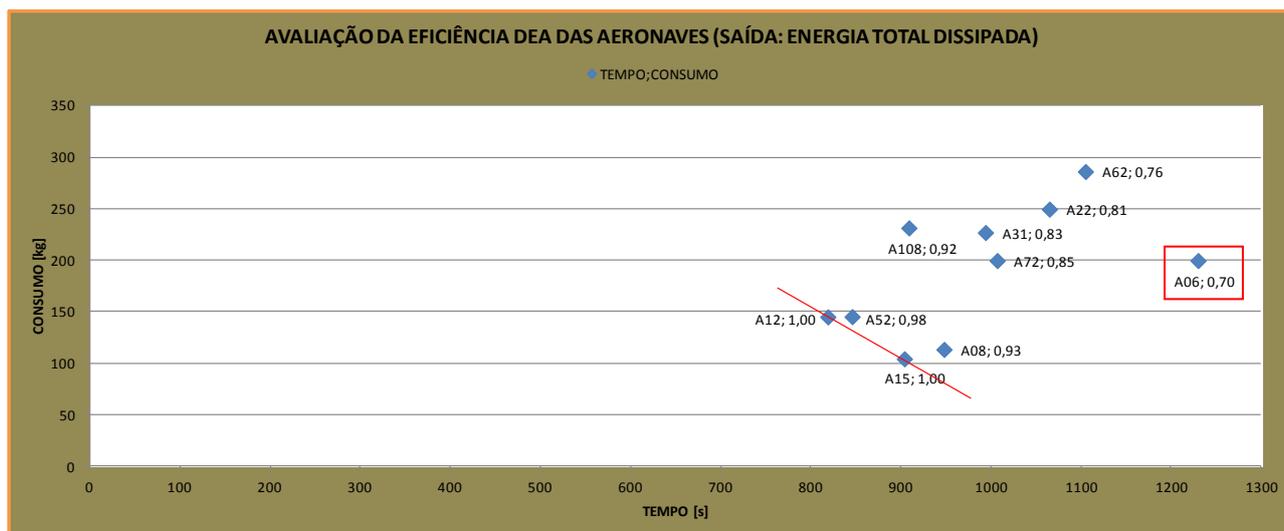
Gráfico 4.46 – Eficiência DEA através do consumo de combustível



Fonte: Dados da pesquisa

O Gráfico 4.47 mostra que as aeronaves **A12 e A15** tiveram a melhor eficiência DEA, configurando uma fronteira de eficiência, enquanto que a aeronave **A06** foi a menos eficiente, avaliando-se o consumo de combustível pelo tempo de descida das aeronaves. A aeronave A12 teve o menor tempo de descida, e a aeronave A15 teve o menor consumo de combustível. Enquanto que a aeronave A06 teve o maior tempo de descida.

Gráfico 4.47 – Eficiência DEA - Consumo versus tempo



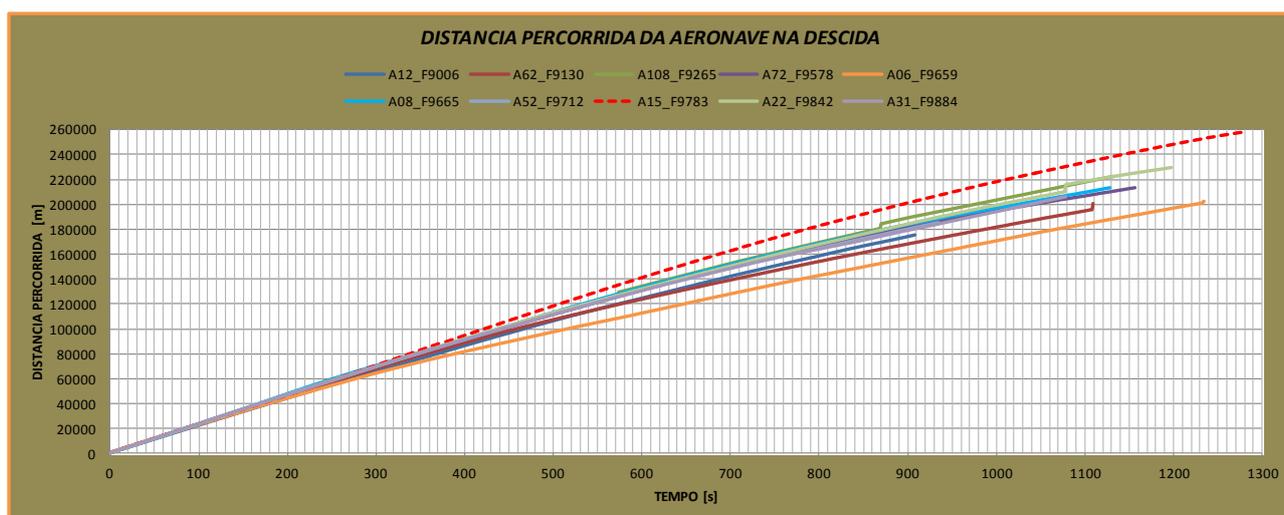
Fonte: Dados da pesquisa

Os gráficos a seguir são resultados da avaliação do comportamento das aeronaves durante a trajetória de descida, em relação ao tempo de descida, altura em relação à cabeceira da pista, distância percorrida em relação ao solo, e a razão de descida das aeronaves.

O Gráfico 4.48 mostra que a aeronave **A15**, no voo F9783 avaliado, percorreu distâncias maiores no espaço, enquanto que a aeronave **A06**, no voo F9659 avaliado, percorreu distâncias menores no espaço, considerando-se o mesmo tempo de referência. A aeronave A15 possui perfil de descida mais rápido que as outras aeronaves.

A distância percorrida no espaço foi calculada a partir das coordenadas geográficas da posição das aeronaves, ponto a ponto. A distância total percorrida no espaço corresponde à somatória das distâncias percorridas pela aeronave ponto a ponto, durante a trajetória de descida.

Gráfico 4.48 – Avaliação da distância percorrida pelo tempo de descida

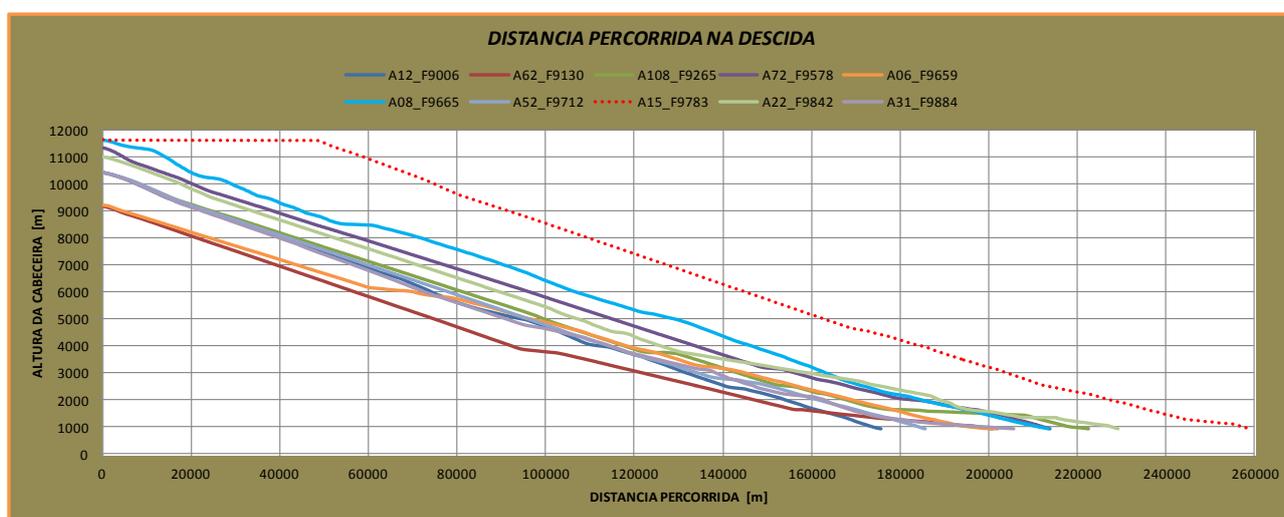


Fonte: Dados da Pesquisa.

O Gráfico 4.49 mostra que a aeronave **A15**, no voo F9783, no início da descida manteve-se em torno de 11.700,0 m de altura em relação à cabeceira da pista, percorrendo uma distância no espaço em torno de 50.000,0 m. Verifica-se no gráfico que a aeronave A15 mantém-se no perfil de altura acima das outras aeronaves avaliadas, para uma mesma distância percorrida.

Outras variáveis necessitam ser avaliadas para verificar-se a condição da trajetória da aeronave A15. Variáveis que podem ser consideradas: condições climáticas; controle de tráfego aéreo; etc.

Gráfico 4.49 – Avaliação da altura da cabeceira pela distância percorrida



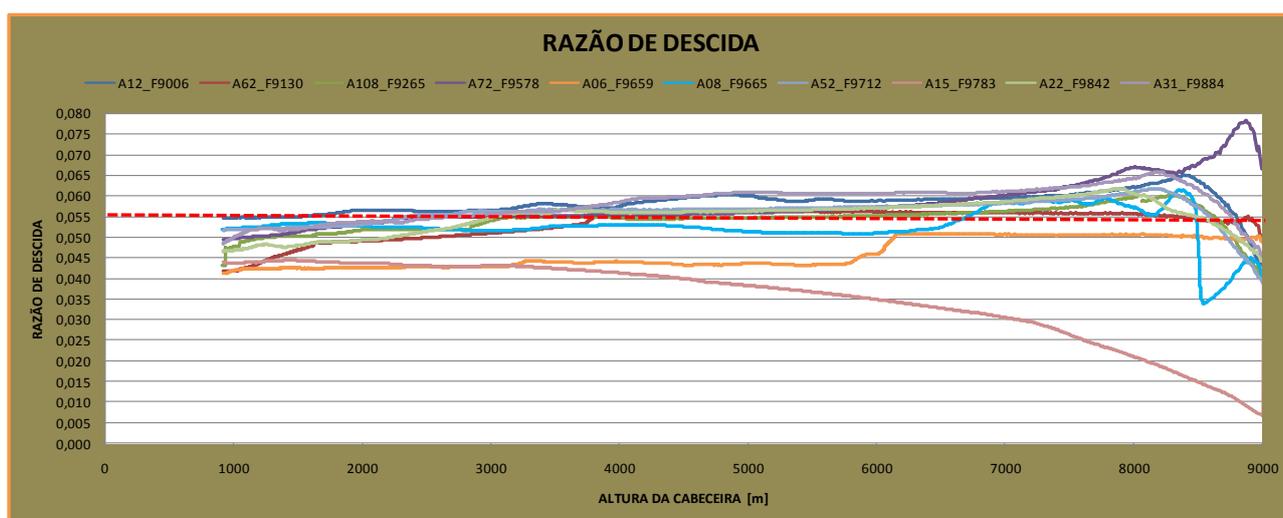
Fonte: Dados da Pesquisa.

O Gráfico 4.50 mostra a razão de planeio das aeronaves, tendo como referência a razão padrão de 0,055, que corresponde à razão de 3,0 NM/1000 ft.

Verifica-se que as aeronaves no início da descida possuem uma razão maior, acima da linha média de 0,055, que corresponde a um ângulo de planeio maior. E no final da descida possuem uma razão abaixo da linha média, que corresponde a um ângulo de planeio menor.

A razão de planeio foi calculada com os dados da altura da aeronave em relação à cabeceira da pista e da distância percorrida da aeronave na trajetória de descida. De acordo com manuais operacionais, a distância requerida para uma descida padrão é aproximadamente 3 NM para cada 1000 ft de altura perdida, considerando condições ideais de vento zero. Esta razão de descida depende do empuxo, arrasto, velocidade e peso bruto das aeronaves. A razão de 3 NM/1000 ft corresponde ao valor aproximado de **0,0548** que irá corresponder a um ângulo de planeio de **3,14** graus, ângulo recomendado para a aproximação para pouso.

Gráfico 4.50 – Avaliação da razão de descida padrão



Fonte: Dados da pesquisa

4.3 Considerações gerais

Os resultados obtidos na Seção 4.1 - Avaliação qualitativa na descida e aproximação para pouso mostram quais aeronaves possuem um comportamento médio de energia, e quais as aeronaves estiveram acima ou abaixo desse comportamento médio. Os gráficos elaborados permitiram a avaliação qualitativa das aeronaves com alta e baixa energia, e as aeronaves que estavam na faixa do comportamento médio de energia na trajetória de descida. No **Gráfico 4.9 – Energia cinética das aeronaves em 10000 ft**, na seção 4.1, é um dos gráficos onde observamos qualitativamente as condições de energia das aeronaves. Nesse gráfico específico observa-se que a aeronave **A12** estava acima da energia cinética de referência, tendendo a alta energia; enquanto que as aeronaves **A06, A31 e A62** estavam abaixo da energia cinética de referência, tendendo a baixa energia; e as demais aeronaves estavam em torno da energia cinética de referência. Nesse ponto de referência, devem-se verificar as condições de energia das aeronaves, para que se possa avaliar a dissipação, ou a conservação de energia, com a finalidade de se atingir a trajetória padrão e o ponto de pouso em condições seguras. Ainda, na seção 4.1, os resultados mostrados através dos gráficos, permitiram avaliar-se qualitativamente, as condições de energia potencial e total das aeronaves, na descida e aproximação para pouso. Nessa seção, também foram mostrados estudos complementares quanto ao consumo de combustível e aceleração vertical das aeronaves, para avaliar-se a eficiência operacional e o conforto do voo.

Os resultados obtidos na **Seção 4.2 - Avaliação quantitativa na descida e aproximação para pouso**, através da avaliação quantitativa (*DEA*), mostrou e corroborou com os resultados apresentados na avaliação qualitativa da seção 4.1. Na avaliação quantitativa (*DEA*) verificaram-se quais foram as aeronaves com melhor eficiência *DEA*, e quais foram as aeronaves menos eficientes, de acordo com a análise de envoltória de dados. Na Tabela 4.23 – Síntese dos dados de eficiência *DEA*, podemos verificar que as aeronaves **A12, A15 e A31** foram as mais eficientes na análise *DEA*, enquanto que as aeronaves **A06 e A108** foram as menos eficientes. Sendo que a aeronave **A15** foi a mais eficiente para as quatro entradas avaliadas, enquanto que a aeronave **A06** foi a menos eficiente para as três entradas avaliadas. Os gráficos da avaliação quantitativa juntamente com as tabelas extraídas do Excel, através da aplicação do *DEA Frontier*, auxiliaram na análise das aeronaves mais eficientes e menos eficientes. Na avaliação complementar da seção 4.2, há resultados mostrados através dos gráficos obtidos que auxiliaram na compreensão do perfil e comportamento de voo das aeronaves.

5 CONCLUSÃO

Em termos de segurança de voo, verificou-se que todas as aeronaves avaliadas estiveram dentro do padrão operacional de segurança. Nas avaliações qualitativas e quantitativas verificadas, as condições de energia das aeronaves estiveram acima ou abaixo do comportamento médio de energia em determinadas etapas do voo, alta e baixa energia, porém todas as aeronaves avaliadas estavam na faixa do comportamento médio de energia, no ponto de referência da aproximação final.

Em termos do conforto do voo, na avaliação qualitativa verificou-se que algumas aeronaves estiveram fora da margem de conforto, conforme os parâmetros de aceleração vertical utilizados. Essa avaliação poderá ser aprimorada levando-se em consideração outros parâmetros, que não especificamente a aceleração vertical, como por exemplo, a aceleração nos três eixos de voo.

Em termos de consumo de combustível avaliado na análise de envoltória de dados, através da eficiência *DEA*, verificou-se quais aeronaves foram as mais eficientes, e quais as aeronaves foram menos eficientes, considerando-se o tempo de descida e aproximação, o consumo de combustível, e as energias potencial e cinética dissipadas nessas etapas.

A metodologia utilizada através da visualização gráfica na avaliação qualitativa possibilitou-se perceber o comportamento médio das aeronaves durante o voo nas etapas avaliadas. As condições de baixa e alta energia das aeronaves permitiram visualizar, quais as aeronaves estavam acima e abaixo desse comportamento médio, possibilitando-se a análise qualitativa na abordagem da segurança de voo.

A metodologia utilizada através da análise de envoltória de dados (*DEA*), na avaliação quantitativa possibilitou-se verificar quais aeronaves foram as mais eficientes e quais foram menos eficientes, considerando-se o tempo de descida, consumo de combustível e dissipação de energia nas etapas avaliadas. O método também possibilitou visualizar quais aeronaves estavam próximas da fronteira de eficiência e quais aeronaves estavam mais distantes dessa fronteira.

As metodologias utilizadas neste trabalho possibilitaram a compreensão das condições de energia das aeronaves avaliadas, tanto qualitativamente, através da visualização gráfica, quanto quantitativamente, através da análise *DEA*; estabelecendo-se parâmetros para as abordagens da segurança de voo, conforto do voo e eficiência.

Conclui-se que a avaliação qualitativa é uma arte que deve ser constantemente aprimorada para a visualização de uma grande massa de dados, possibilitando-se fazer comparações e mensurando-se fenômenos. Enquanto que a avaliação quantitativa corrobora com as análises levantadas qualitativamente, possibilitando-se ao analista e/ou tomador de decisão gerenciar os recursos e riscos inerentes às operações a serem analisadas.

Portanto, este trabalho de pesquisa poderá ser aprimorado, utilizando-se técnicas avançadas de mineração de dados (*DM*) e outros métodos correlacionados para avaliarem-se qualitativamente e quantitativamente as condições de energia das aeronaves.

Uma massa de dados de voo coletadas foram significativas para a pesquisa, enquanto que o tratamento dos dados através de ferramentas simples do Excel e do aplicativo *DEA Frontier* gerou conhecimento suficiente, para a melhor compreensão das condições de energia de aeronaves a jato, durante a trajetória do voo de descida e aproximação para pouso.

Uma análise mais profunda dessa massa de dados, determinando-se outras trajetórias de voo, com ferramentas mais sofisticadas poderá subsidiar gestores e analistas de segurança de voo, nas tomadas de decisões dos comportamentos operacionais de milhares de voo de uma empresa aérea, aplicando-se um método preditivo de análise. Uma ampla abordagem poderá ser estabelecida para as avaliações qualitativas e quantitativas.

Em termos de estudos acadêmicos, um modelo de análise de uma grande massa de dados poderá ser aplicado, levando-se em consideração técnicas avançadas de programação, e estudos de tomada de decisão (Unidades de tomada de decisão - *DMUs*). Para o tratamento dessa massa de dados poderá ser estabelecido técnicas de programação, como por exemplo, a utilização de macros e o *VBA (Visual Basic for Applications)*. Também poderá ser utilizado modelos de otimização para a análise da eficiência operacional.

REFERÊNCIAS

ABREU, Felipe Voges de. FOQA – Flight Operational Quality Assurance. 2009. 70f. Monografia (Conclusão do curso) – Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul, Faculdade de Ciências Aeronáuticas, Porto Alegre.

Accident Investigation Final Report 22/ACCID/GPIAA/2001. Portugal: Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves, 2004.

AERO MAGAZINE. Ed. Nº 12. Seattle, Washington: Boeing, October 2000.

AMARAL, João C. B. do. Voando por Instrumentos – ADF, VOR, ILS, HSI. Guarulhos: Editora Soares, 2000.

BEA – Flight Data Recorder Read-Out Study – May 2005.

BOEING Commercial Airplanes – Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents – Worldwide Operations, 1959-2006.

BULLA, Sean; COOPER, William W.; WILSON, Dennis. Evaluating Efficiencies of Turbofan Jet Engines: A Data Envelopment Analysis Approach. Journal of propulsion and power. Vol. 16, Nº. 3, May–June 2000.

CAMPBELL, Neil A. H. The Evolution of Flight Data Analysis.

CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS – CENIPA. Disponível em: <<http://www.cenipa.aer.mil.br/cenipa/index.php/estatisticas>>. Acesso em: 20 fev. 2013.

CHAPTER 1 - Energy Awareness and Energy Management. Disponível em: <<http://www.av8n.com/how/htm/energy.html#sec-energy>>. Acesso em: 23 maio 2012.

COOPER, William W.; SEIFORD, Lawrence M.; ZHU, Joe. Chapter 1: Data Envelopment Analysis – History, Models and Interpretations.

DEPARTAMENTO DE CONTROLE DO ESPAÇO AÉREO – DCEA, Cartas aeronáuticas. Disponível em: <<http://www.aisweb.aer.mil.br/?i=cartas>>. Acesso em: 20 fev. 2013.

DOC. 9859 – Safety Management Manual (SMM). 2ª ed. Montreal, Quebec: ICAO, 2009.

FERREIRA, Ricardo Poley Martins. Notas de aula: Metodologia do trabalho científico. PE-Safety, Turma 1, 2011-2012, Belo Horizonte.

FLIGHT OPERATIONS BRIEFING NOTES. Aircraft Management during Approach. Rev.02. Blagnac, France: Airbus, October 2005.

FLIGHT SAFETY AUSTRALIA – The 156-tonne Gimli Glider. July-August 2003.

FLIGHT SAFETY DIGEST - ALAR BRIEFING NOTE. Energy Management. Alexandria, Virginia: Flight Safety Foundation – FSF, August-November 2000.

- FLIGHT SAFETY DIGEST - ALAR BRIEFING NOTE. Final Approach Speed. Alexandria, Virginia: Flight Safety Foundation – FSF, August-November 2000.
- FLIGHT SAFETY DIGEST - ALAR BRIEFING NOTE. Stabilized Approach. Alexandria, Virginia: Flight Safety Foundation – FSF, August-November 2000.
- HALLIDAY, David; RESNICK, Robert; MERRIL, John. Fundamentos de Física 1. 3ª ed. Rio de Janeiro: LTC, 1994.
- HUBBARD, Douglas W. How to Measure Anything – Findings the Value of “Intangibles” in Business. 2ª ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc., 2010.
- IAC 119-1005 - PROGRAMA DE ACOMPANHAMENTO E ANÁLISE DE DADOS DE VOO (PAADV). Rio de Janeiro: Departamento de Aviação Civil (DAC), 2004.
- Investigação de segurança sobre o acidente ocorrido em 01 de junho de 2009 - Resumo. Disponível em: <<http://www.bea.aero/fr/enquetes/vol.af.447/note05juillet2012.br.pdf>>. Acesso em: 20 fev. 2013.
- KIMBERLIN, Ralph D. Flight testing of Fixed-Wing Aircraft. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics – AIAA, 2003.
- LEE, Joosung J. Can we accelerate the improvement of energy efficiency in aircraft systems? Energy Conversion and Management, 51, 189-196, 2010.
- NAKAOKA, Roseli Miyuki. Otimização de trajetórias de aeronaves comerciais e análise de sua aplicabilidade dentro do contexto de sistema de tráfego aéreo. 2004. 157f. Dissertação (Mestrado Profissional em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Pró-Reitoria de Pesquisa e Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica, São José dos Campos.
- NEWMAN, Dava. Interactive Aerospace – Engineering and Design. McGraw-Hill, 2002.
- NOYES, Jan. Energy management displays: A new concept for the civil flight deck. Applied Ergonomics, 38, 481-489, 2007.
- Observações telescópicas de Galileu entre 1609 e 1610. Disponível em: <http://www.if.ufrgs.br/mpef/mef008/aulas_11/Galileu_observacoes_tel_v3.htm>. Acesso em 20 fev. 2013.
- O que a aviação aprende com os acidentes aéreos. Disponível em: <<http://www.terra.com.br/noticias/infograficos/acidentes-aereos/index.htm>>. Acesso em: 20 fev. 2013.
- RUTOWSKI, E. S., Energy Approach to the General Aircraft Performance Problem, Douglas Aircraft Co., Report N° SM-14875. Santa Monica, California: July 1953.
- SCORZA, Pedro Rodrigo. Análise dos eventos de aceleração dos motores e dissipação de energia na fase de descida das aeronaves Boeing 737NG da VRG Linhas Aéreas. 2010. 160f. Dissertação (Mestrado Profissional em Administração) - Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul, Programa de Pós-Graduação em Administração, Porto Alegre.

STENGEL, Robert F.; MARCUS, Fred J. Energy Management for Fuel Conservation in Transport Aircraft. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-12, nº 4, July 1976.

STOLZER, Alan J.; HALFORD, Carl. Data Mining Methods applied to Flight Operations Quality Assurance Data: A Comparison to Standard Statistical Methods. Journal of Air Transportation, Vol. 12, Nº 1, 2007.

STOLZER, Alan J.; WU, Han; HALFORD, Carl. Six Sigma Applied to Flight Operations Quality Assurance: An Exemplar Case Study. International Journal of Applied Aviation Studies, Vol. 6, Nº 1, 2006.

TAM SAFETY DIGEST. Acidentes em Aproximação e Pouso. Ano II, Nº 6. São Paulo: Gráfica TAM, 2001.

TSURUTA, Giorge Marlon Lopes. The analysis of FLIGHT OPERATIONAL QUALITY ASSURANCE (FOQA) - Data: Exploration of a proposed list of improved safety parameters. 2008. 142f. Thesis (Master of Science in Aeronautics) - Embry-Riddle Aeronautical University, Department of Applied Aviation Sciences, Daytona Beach.

TUFTE, Edward R. The visual display of quantitative information – 2ª Ed. Cheshire, Connecticut: Graphics Press, 2001.

TUFTE, Edward R. Visual and Statistical Thinking: Display of Evidence for making Decisions. Cheshire, Connecticut: Graphics Press, 1997.

TUFTE, Edward R. Visual Explanations: Images and Quantities, Evidence and Narrative. Cheshire, Connecticut: Graphics Press, 1997.

WAITZ, Ian A. Unifield Lecture #2: The Breguet Range Equation. 2003.

WARD, Donald T.; STRGANAC, Thomas W. Introduction to Flight Test Engineering. 2ª ed. Dubuque, Iowa: Kendall/Hunt Publishing Company, 1998.

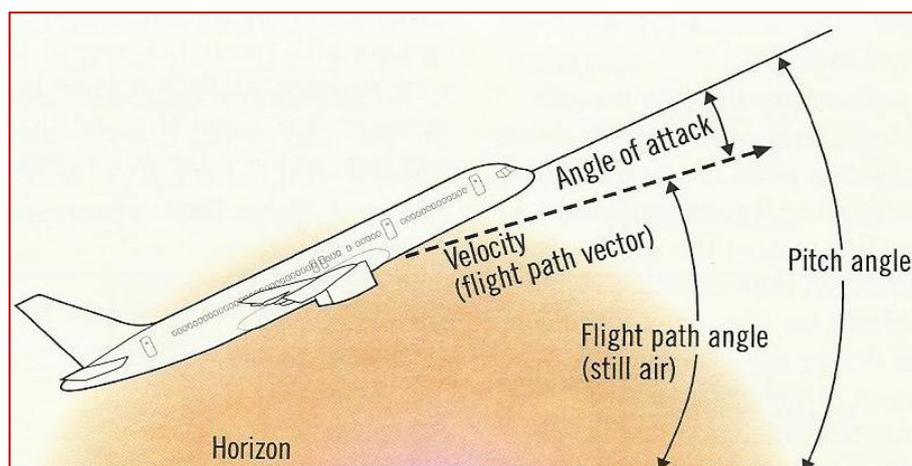
WU, Han Chung. FLIGHT OPERATIONAL QUALITY ASSURANCE (FOQA): Analysis of energy utilizing control charts and box plots. 2005. 99f. Thesis (Master of Science in Aeronautics) - Embry-Riddle Aeronautical University, Department of Applied Aviation Sciences, Daytona Beach.

ANEXO A – Conceitos básicos da aviação

Ângulo de atitude

O ângulo de ataque é algumas vezes confundido com o ângulo de *pitch* ou ângulo da trajetória de voo (ver Figura A.1). O ângulo de *pitch* (atitude) é o ângulo formado entre o eixo longitudinal e a linha do horizonte, enquanto que o ângulo de ataque é o ângulo formado entre o vento relativo e uma linha de referência na aeronave ou na asa. Em aeronaves a jato comerciais é utilizado o eixo longitudinal como linha de referência. O ângulo da trajetória de voo é definido de duas formas diferentes. Para o especialista de aerodinâmica é o ângulo entre o vetor da trajetória de voo e a atmosfera local, enquanto que para a tripulação do voo, é normalmente conhecido como o ângulo entre o vetor da trajetória de voo e a linha do horizonte, também conhecido, como ângulo de subida.

Figura A.1 - Ângulos de atitude



Fonte: Adaptado de Aeroboeing nº 12 – *Basic principles of AOA*.

Figura A.2 - Display primário de voo (*Primary Flight Display – PFD*)

Em aeronaves a jato comerciais mais modernas, os ângulos são mostrados no visor do indicador de voo primário.
(*Primary Flight Display – PFD*)



Fonte: Adaptado de Aeroboeing nº 12 – *Basic principles of AOA*

Gerenciamento de energia

Uma das tarefas primárias do voo é controlar e monitorar a condição de energia da aeronave, utilizando-se de todas as referências disponíveis para:

- Manter a condição de energia adequada para a fase do voo (configuração da aeronave, trajetória de voo, velocidade e potência); ou,
- Recuperar a aeronave de uma condição de baixa-energia ou alta-energia.
- A condição de energia da aeronave é função dos seguintes parâmetros primários de voo:
 - Velocidade e tendência de velocidade;
 - Altitude (ou velocidade vertical ou ângulo da trajetória de voo);
 - Arrasto (causado pelos freios aerodinâmicos - *speed brakes*, superfícies de bordo de ataque - *slats*, superfícies de bordo de fuga - flaps e trens de pouso); e,
 - Potência dos motores.

Controlar a energia da aeronave envolve equilibrar a velocidade, potência (e arrasto) e a trajetória do voo.

O automatismo, como o piloto-automático, gerenciadores do voo, instrumentos, alarmes e proteções foram projetados para auxiliar a tripulação na tarefa de controlar a energia durante as fases do voo. Entretanto, a inabilidade para avaliar ou gerenciar a condição de energia (deficiência de energia - baixa e lenta, ou excesso de energia - alta e rápida) da aeronave durante a fase de aproximação é frequentemente citada em estatísticas de segurança de voo como a causa das aproximações não estabilizadas para pouso, que podem resultar em incidentes graves ou acidentes, como:

- Perda de controle;
- Pouso antes de alcançar a pista;
- Pouso duro (Hard Landing);
- Colisão de cauda (*Tail Strike*); ou,
- Ultrapassar os limites da pista (*Runway overrun*).

(RNP) Required Navigation Performance - Performance de Navegação Requerida

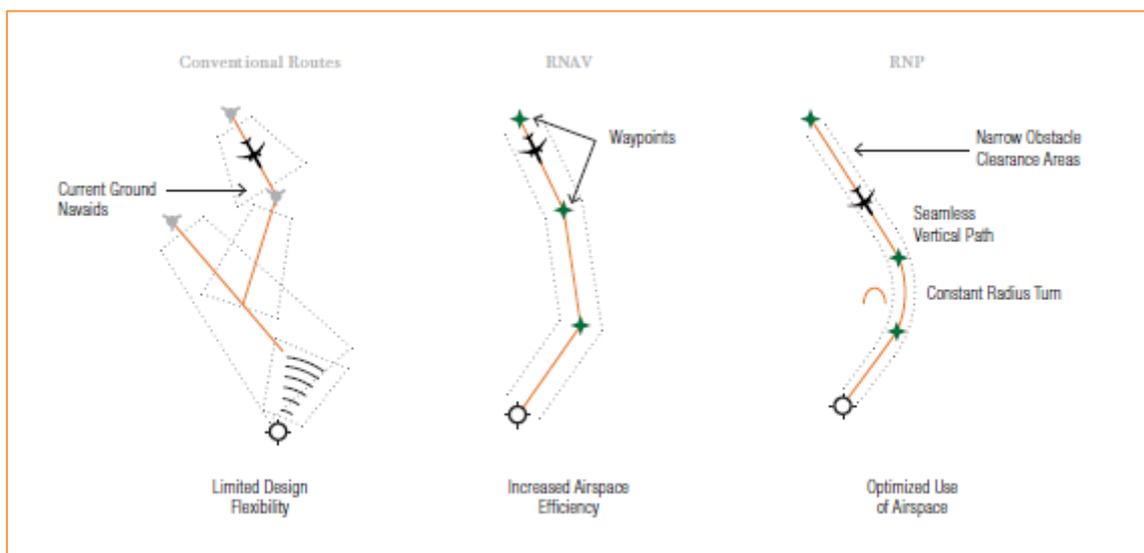
Aeronaves comerciais, historicamente, têm navegado no espaço aéreo de uma posição relativa à outra baseada em rádios-faróis, tais como *VOR – Very High Frequency (VHF) Omni-directional Range*, *DME – Distance Measure Equipment*, ou *NDB – Non Directional Beacon*. Neste sentido, as aeronaves são inibidas de voar rotas possíveis mais diretas, o método de navegação por rádios-faróis leva a rotas e procedimentos menos eficientes. Adicionalmente a essa ineficiência estão as largas separações do espaço aéreo, na qual as aeronaves comerciais devem utilizar devido aos imprecisos métodos tradicionais de navegação convencional e a necessidade de proteção contra erros operacionais.

O conceito *RNAV – Area Navigation* permite as aeronaves voar em uma trajetória de voo desejada entre auxílios-navegação baseado em rádios-faróis, entre os limites da capacidade dos sistemas embarcados, ou uma combinação de ambas as capacidades. As aeronaves em *RNAV* têm melhor acesso e flexibilidade em operações ponto-a-ponto. Quando valores são especificados, eles indicam os níveis de performance requerido para a operação. O *RNAV* iniciou como um meio de navegação em uma trajetória de voo, de qualquer ponto de referência para outro. Esses pontos seriam definidos pela latitude e longitude, e uma posição relativa da aeronave a eles seria estabelecida utilizando-se uma variedade de auxílios-navegação. O *RNAV* facilitou um tipo de operação de voo e navegação, no qual a trajetória de voo tem que ser costurada diretamente por sobre as estações de auxílio-navegação.

O conceito *RNP* surgiu em 1999 e foi desenvolvido para permitir aos planejadores especificar o espaço aéreo e os requisitos de operação sem depender de equipamentos ou sistemas específicos. O conceito *RNP* original foi orientado para espaço aéreo em rota, remoto e oceânico, preocupando-se primariamente com a navegação precisa e a separação segura das rotas. O conceito *RNP* é o conceito *RNAV* com a adição de um número de melhoramentos funcionais, incluindo monitoramento de performance à bordo e capacidade de alerta. Uma característica de operações *RNP* é a habilidade do sistema de navegação da aeronave fornecer informação de performance melhorada, monitorar a performance de navegação que ela atinge e informar a tripulação se o requisito não é encontrado durante a operação. Este monitoramento e capacidade de alerta à bordo melhora a consciência situacional da tripulação permitindo a navegação por sobre obstáculos sem a intervenção pelo controle de tráfego aéreo.

Ambos os métodos de navegação, *RNAV* e *RNP* oferecem um número de vantagens sobre os métodos convencionais, incluindo-se maior segurança e eficiência (ver Figura A.3).

FIGURA A.3 – Rotas convencionais versus rotas RNAV/RNP

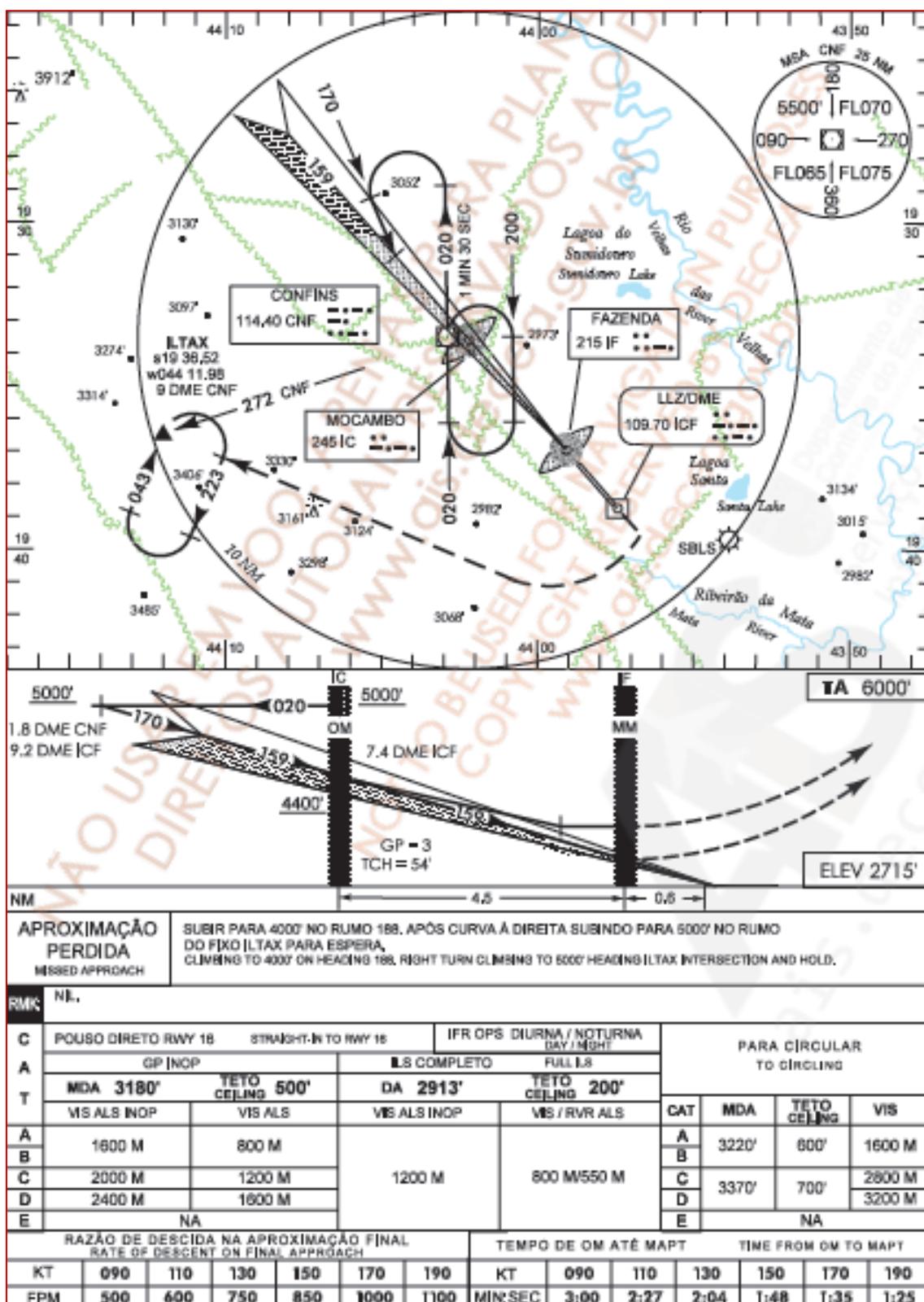


Fonte: Aero – QTR_02_2008
Disponível em: Boeing.com/comercial/aeromagazine

Outro conceito que surgiu em 2006, o *PBN – Performance Based Navigation* representou uma evolução na navegação da aviação em relação aos auxílios-navegação baseados no solo. Este conceito oferece um número de benefícios tangíveis aos operadores, de maior segurança a operações mais eficientes. Alguns operadores já estão experimentando esses benefícios. Outros operadores estão levando vantagem da oportunidade de desenvolver uma frota compatível PBN para antecipar a adoção de aproximações e decolagens em aeroportos ao redor do mundo.

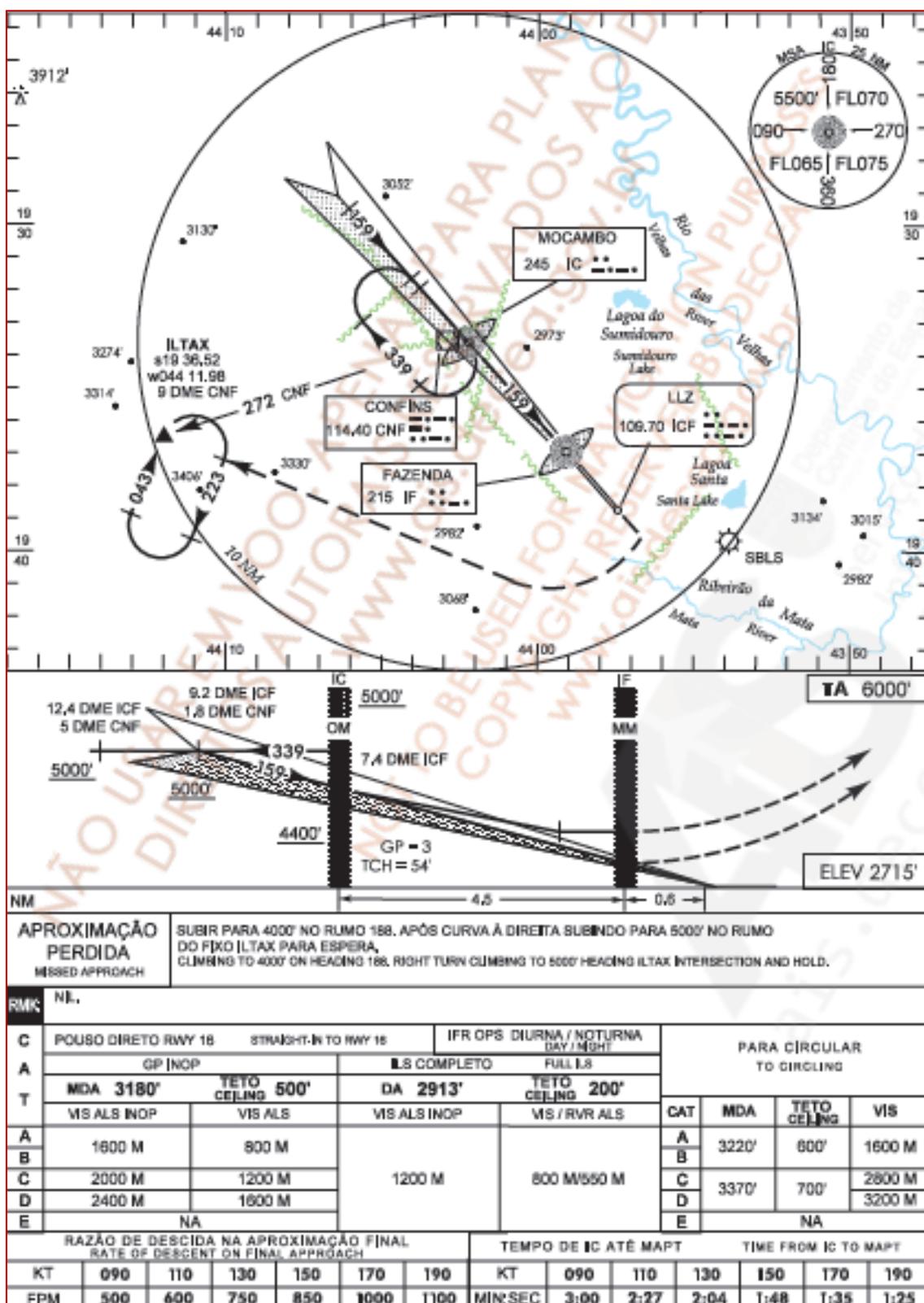
NOTA: Informações mais detalhadas sobre PBN é fornecido no Manual PBN que está disponível no site www.icao.int.

Figura B.3 - Carta de aproximação por instrumentos (IAC)
ILS RWY 16 - SBCF



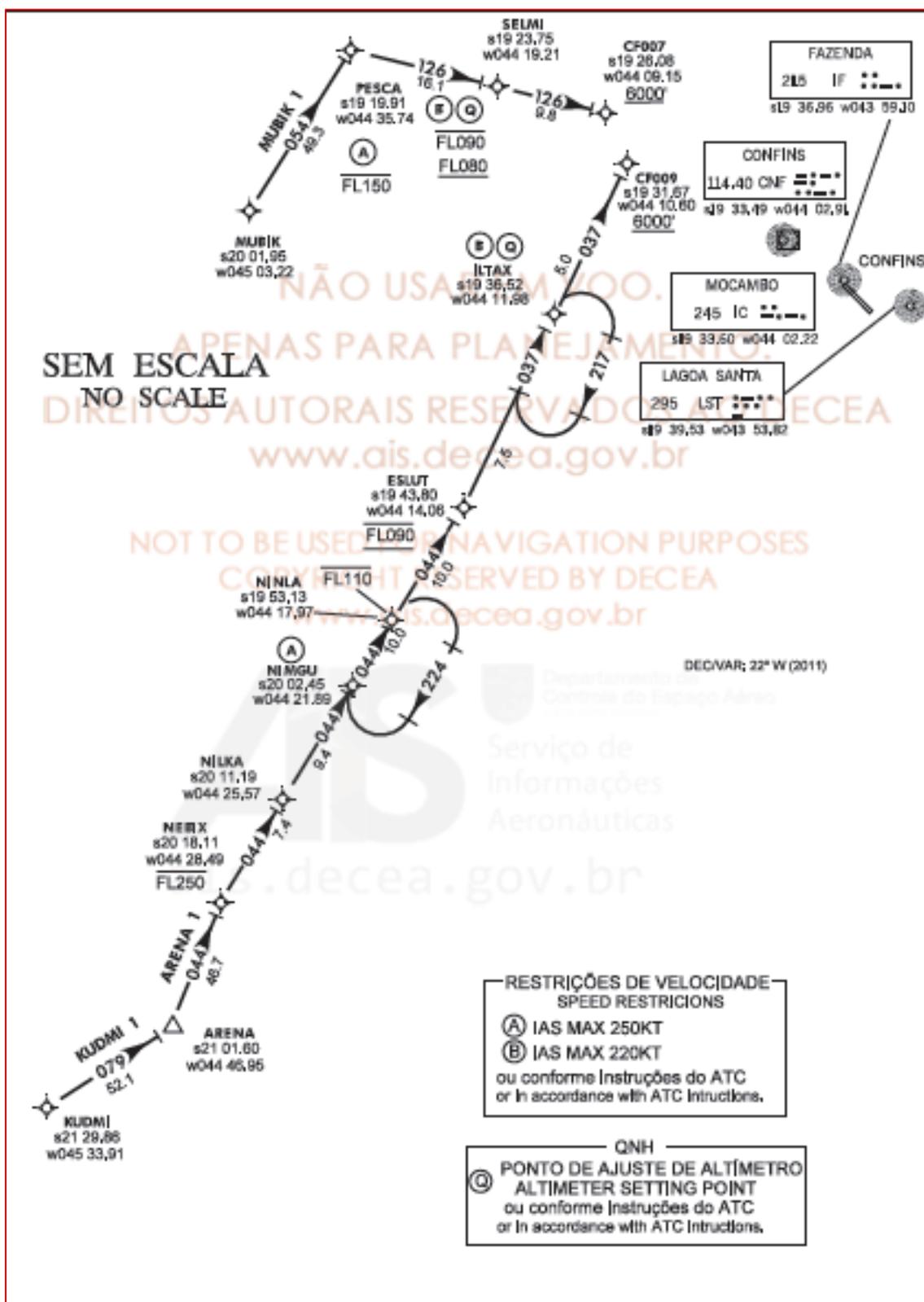
Fonte: DECEA
Disponível em: www.ais.decea.gov.br

Figura B.4 - Carta de aproximação por instrumentos (IAC)
ILS RWY 16 - SBCF



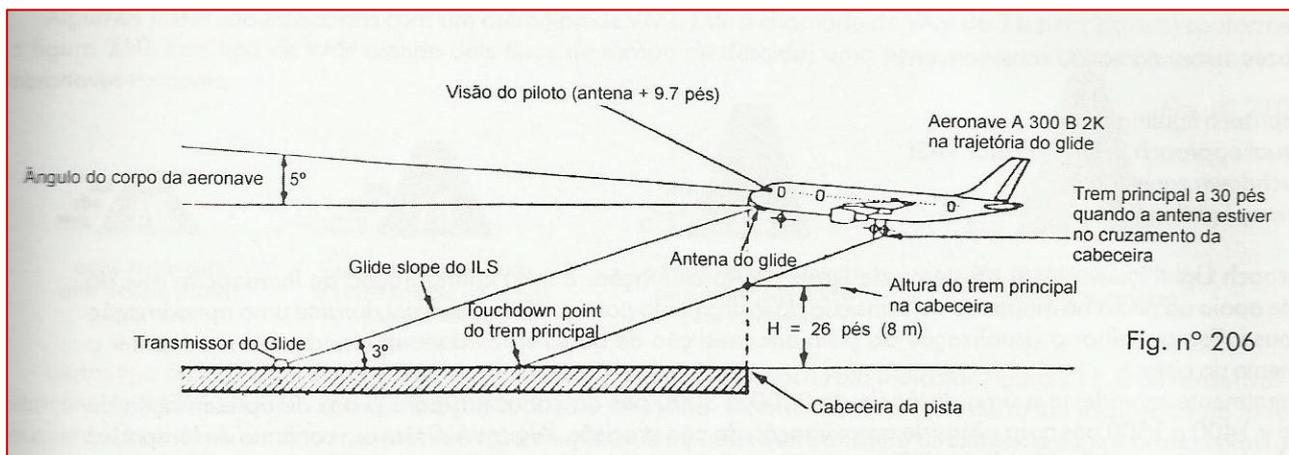
Fonte: DECEA
Disponível em: www.ais.decea.gov.br

Figura B.5 - carta aeronáutica STAR – SBCF



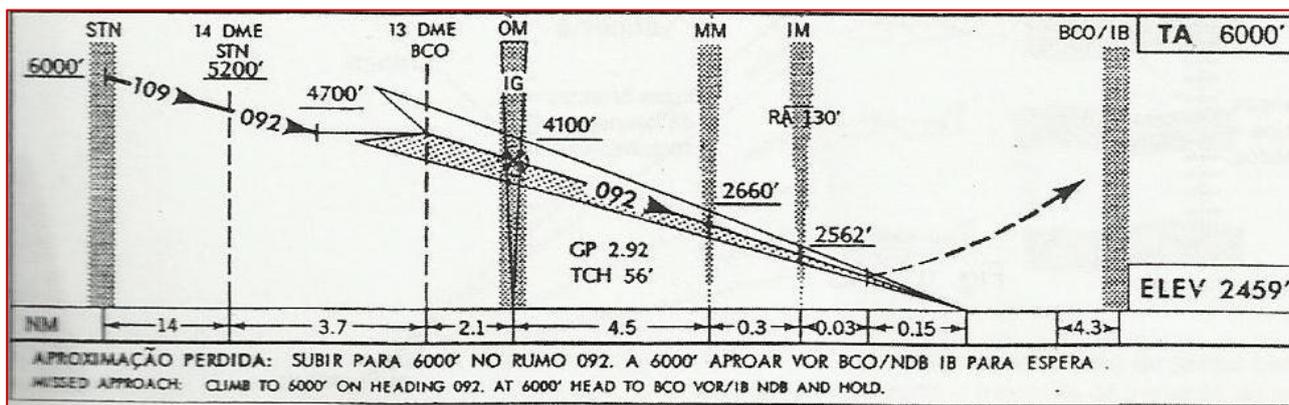
Fonte: DECEA
Disponível em: www.ais.decea.gov.br

Figura B.6 – Aproximação padrão ILS



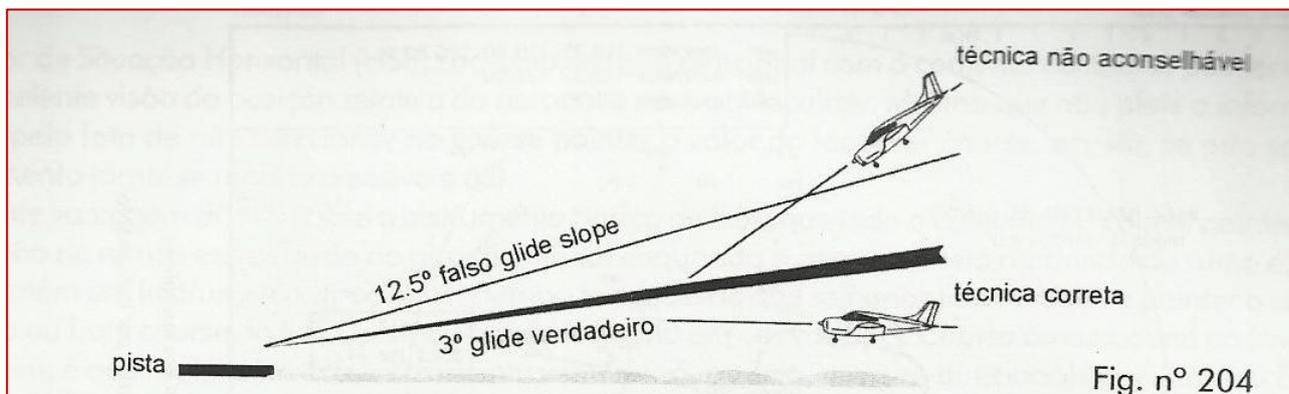
Fonte: Apostila Voando por Instrumentos, João C. B. do Amaral, 2000.

Figura B.7 – Padrão de aproximação para pouso conforme carta aeronáutica



Fonte: Apostila Voando por Instrumentos, João C. B. do Amaral, 2000.

Figura B.8 – Padrão de aproximação para pouso



Fonte: Apostila Voando por Instrumentos, João C. B. do Amaral, 2000.

ANEXO C - Legislação Aeronáutica - RBAC 121 – ANAC (Março/2010)

Segue abaixo, destaques da legislação aeronáutica que descreve sobre as normas de gravadores de dados de voo (disponível em: <http://www.anac.gov.br/>). Este anexo é apenas uma referência de estudos acadêmicos, para informações oficiais consulte o site da ANAC.

SUBPARTE K – REQUISITOS DE INSTRUMENTOS E EQUIPAMENTOS

(...)

121.344 – GRAVADORES DIGITAIS DE DADOS DE VOO PARA AVIÕES CATEGORIA TRANSPORTE

(a) Exceto como previsto no parágrafo (l) desta seção, ninguém pode operar segundo este regulamento um avião categoria transporte com motores a turbina a menos que ele seja equipado com um ou mais gravadores de dados de voo aprovados que utilizem técnicas digitais para gravar e conservar dados e um método para, prontamente, recuperar os dados conservados na gravação. Os parâmetros operacionais que devem ser gravados pelos gravadores digitais de dados de voo são os abaixo. A frase “quando a fonte de informação estiver instalada” seguindo um parâmetro indica que não é requerida uma modificação no equipamento instalado só para gravar esse parâmetro.

- (1) tempo;
- (2) altitude;
- (3) velocidade;
- (4) proa – referência primária da tripulação (se selecionável, gravar discreto: verdadeira ou magnética);
- (5) aceleração normal (vertical);
- (6) atitude de arfagem;
- (7) atitude de rolamento;
- (8) acionamento manual do rádio transmissor ou referência da sincronização CVR/DFDR
- (9) empuxo/potência de cada motor – referência primária da tripulação;
- (10) situação de engajamento do piloto automático
- (11) aceleração longitudinal;
- (12) acionamento do controle de arfagem;
- (13) acionamento do controle de rolamento;
- (14) acionamento do pedal de direção;
- (15) posição da superfície primária de controle de arfagem;
- (16) posição da superfície primária de controle lateral;
- (17) posição da superfície primária de controle de guinada;
- (18) aceleração lateral;
- (19) posição da superfície do compensador de profundidade ou os parâmetros do parágrafo (a)(82) desta seção se gravados correntemente;
- (20) posição do flape de bordo de fuga ou do controle do mesmo na cabine (exceto quando forem aplicáveis os parâmetros do parágrafo (a)(85) desta seção);
- (21) posição do flape de bordo de ataque ou do controle do mesmo na cabine (exceto quando forem aplicáveis os parâmetros do parágrafo (a)(86) desta seção);
- (22) posição de cada reversor de empuxo (ou equivalente para aviões com hélices);

- (23) seleção do “spoiler” de solo ou do freio aerodinâmico (exceto quando forem aplicáveis os parâmetros do parágrafo (a)(87) desta seção);
- (24) temperatura total do ar ou temperatura do ar externo;
- (25) modos e situação de engajamento do Sistema Automático de Controle de Voo (AFCS), incluindo “autothrottle”;
- (26) altitude rádio (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (27) desvio do “localizer”, azimute do MLS;
- (28) desvio do “glideslope”, elevação do MLS;
- (29) passagem pelo “marker beacon”;
- (30) alarme geral (“master warning”);
- (31) sensor ar/solo (sistema primário do avião: trem de pouso principal ou bequilha);
- (32) ângulo de ataque (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (33) baixa pressão hidráulica (cada sistema);
- (34) velocidade no solo (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (35) sistema de alarme de proximidade do solo (GPWS);
- (36) posição do trem de pouso ou do comando do mesmo na cabine de comando;
- (37) ângulo de deriva (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (38) direção e velocidade do vento (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (39) latitude e longitude (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (40) “stick shaker/pusher” (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (41) tesoura de vento – windshear (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (42) posição das manetes;
- (43) parâmetros adicionais dos motores (como designados no Apêndice M deste regulamento);
- (44) sistema embarcado de prevenção de colisões – ACAS;
- (45) distâncias DME 1 e 2;
- (46) frequências selecionadas em Nav 1 e Nav 2;
- (47) ajuste do altímetro selecionado (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (48) altitude selecionada (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (49) velocidade selecionada (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (50) no Mach selecionado (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (51) velocidade vertical selecionada (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (52) proa selecionada (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (53) trajetória de voo selecionada (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (54) altura de decisão –DH- selecionada (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (55) formato de apresentação do EFIS (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (56) formato de apresentação do dispositivo de alertas múltiplos (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (57) comando do empuxo (quando a fonte de informação estiver instalada);

- (58) empuxo desejado (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (59) quantidade de combustível no tanque de compensação (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (60) sistema primário para referência de navegação;
- (61) gelo (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (62) alarme de vibração de cada motor (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (63) alarme de sobre temperatura de cada motor (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (64) alarme de baixa pressão de óleo de cada motor (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (65) alarme de sobre rotação de cada motor (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (66) posição da superfície do compensador de direção;
- (67) posição da superfície do compensador de rolamento;
- (68) pressão do freio (sistema selecionado);
- (69) aplicação do pedal do freio (direito e esquerdo);
- (70) ângulo de glissada ou de derrapagem (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (71) posição da válvula de sangria do motor (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (72) seleção de sistema antigelo ou de degelo (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (73) centro de gravidade computado (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (74) estado da barra elétrica AC;
- (75) estado da barra elétrica DC;
- (76) posição da válvula de sangria do APU (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (77) pressão hidráulica (cada sistema);
- (78) perda de pressão na cabine;
- (79) falha do computador;
- (80) apresentador (display) “Heads-up” (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (81) apresentador (display) “para-visual” (quando a fonte de informação estiver instalada);
- (82) posição do comando do compensador de arfagem na cabine;
- (83) posição do comando do compensador de rolamento na cabine;
- (84) posição do comando do compensador de direção na cabine;
- (85) posição dos flapes de bordo de fuga e de seu controle na cabine;
- (86) posição dos flapes de bordo de ataque e de seu controle na cabine;
- (87) posição do “spoiler” de solo e seleção do freio aerodinâmico;
- (88) todas as forças de comando dos controles de voo da cabine (volante, coluna e pedais);
- (89) estado do Yaw damper;
- (90) comando do Yaw damper; (...)

(m) Toda aeronave manufaturada após 07 de abril de 2012 sujeita aos requisitos desta seção deverá possuir um gravador digital de dados de voo instalado que:

(...)

(2) conserve as 25 horas de gravação requeridas pelo parágrafo (h) desta seção com um gravador que atenda os padrões estabelecidos pelo TSO-C124a, ou versão mais recente.