



**INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO**  
Universidade Técnica de Lisboa



## **Estudo e desenvolvimento de um algoritmo de detecção de pontos de estabilidade**

**Cátia Joana Lopes Palmeiro**

Dissertação para obtenção de Grau de Mestre em

**Engenharia Aeroespacial**

**Júri**

Presidente: Professor Fernando José Parracho Lau

Orientador: Professor António José Nobre Martins Aguiar

Vogal: Professor Pedro da Graça Tavares Alvares Serrão

**Dezembro 2009**

# AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer sobretudo à minha família por todo o apoio que me deu e por ter sido sempre compreensiva e pacífica comigo, mesmo quando eu precisava de estar mais ausente. Não serei capaz de expressar o quão grata estou à minha mãe por ter permitido a minha formação académica e por me ter dado todo o apoio que precisei ao longo destes 6 anos. Agradeço também à minha irmã pelo companheirismo e bom humor que proporciona sempre.

Os maiores agradecimentos ao professor António Aguiar que permitiu que esta tese fosse desenvolvida em colaboração com uma das maiores e mais competitivas empresas nacionais de aviação, dando-me a possibilidade de crescer, não só pessoalmente, mas sobretudo de crescer profissionalmente. O seu profissionalismo e sentido crítico fizeram com que este trabalho tivesse um valor acrescido.

Agradeço também ao Engenheiro Hélder Mendes e à Engenheira Kátia Vidal pela sua disponibilidade constante, por terem sido incansáveis ao longo deste trabalho e por terem tentado sempre encontrar respostas às adversidades que este trabalho ia trazendo.

Um agradecimento especial ao Engenheiro Nuno Leal pela paciência, pela ajuda que me deu para fazer este trabalho, pelo seu sentido crítico na revisão deste relatório e também por me ter feito encarar a vida profissional de forma muito mais madura.

Às seguintes pessoas: Sr. Ribeiro, Tiago Duarte, João Pinto, Daniel Campos, Luís Tavares, Carlos Santiago, Florbela Capareira, Ana Paula Pação, Álvaro Salvador, Fátima Nantes, Pedro Carvalho e João Carvalho um agradecimento do fundo do coração pelas pessoas excelentes que são, pelos bons momentos que proporcionam, pelos cafés depois de almoço, por me terem integrado tão bem e, ainda que indirectamente, pela ajuda que me deram para concluir a minha tese. A todos eles um muito obrigado.

Apesar de não terem participado directamente neste trabalho, quero agradecer à Patrícia Madeira, à Carla Cabeleira, à Liliana Azevedo, à Ângela Santos e ao Gonçalo Marques pela força que me deram sempre, pelas palavras amigas, por nunca me terem abandonado apesar de muitas vezes eu não lhes demonstrar o quanto significam para mim, por serem compreensivos. Mas sobretudo pela sua amizade incondicional, muito obrigado.

Por último, mas não por isso menos importante, um agradecimento especial ao meu amigo Pedro Pereira. Não tenho palavras para descrever o quanto lhe estou grata, não só pelo que significou para mim durante este trabalho, mas também durante os 6 anos que estudei com ele, em que ele foi meu colega, amigo, confidente. Por transmitir e contagiar os outros com a sua calma e compreensão. Pelo seu companheirismo nos trabalhos de grupo. Pelo bom humor. Pelo carinho e amizade, vou estar sempre grata a este meu amigo.

# RESUMO

As dificuldades financeiras das companhias aéreas consequência da crise financeira mundial e da flutuação dos preços do combustível, assim como as questões ambientais são assuntos na ordem do dia. Para além destas questões, o facto das companhias aéreas operarem num mercado altamente competitivo com margens de lucro cada vez menores, torna imprescindíveis o controlo do consumo de combustível, principal rúbrica dos custos operacionais das companhias, e a procura do aumento da eficiência energética. A análise de desempenho de uma aeronave está intimamente ligada ao controlo do consumo de combustível.

Neste trabalho foi desenvolvida uma ferramenta em linguagem de programação C que, com base em parâmetros de voo gravados pelo avião, identifique pontos de estabilidade fundamentais para o cálculo do factor de degradação de performance. Esta ferramenta contém critérios de estabilidade que filtram os parâmetros de voo para garantir a identificação de dados consistentes e fiáveis. Foi também incorporado um procedimento de identificação do melhor ponto de estabilidade em cada voo com base no número de qualidade.

Os resultados obtidos permitem concluir que é possível utilizar critérios de estabilidade mais restritivos que os actualmente em vigor, o que conduz à obtenção de dados mais consistentes. Verificou-se ainda que existem diferenças entre os valores da degradação de performance calculada pela ferramenta face ao valor actualmente considerado. Estas diferenças aparentam ser consequência de divergências nos processos de aquisição dos dados fonte de cada um dos métodos, levando a que sejam extraídos valores menos correctos que terão de ser futuramente corrigidos.

**Palavras-chave:** pontos de estabilidade, degradação de performance, número de qualidade

# ABSTRACT

The financial difficulties that airlines are facing following the financial crisis and the oil prices fluctuation are very hot subjects nowadays. On top of this, in a very competitive market where profit margins are constantly shrinking, it becomes mandatory for airlines to monitor the fuel consumption which is its main operating cost and to increase the energetic efficiency. The aircraft performance analysis is directly linked with the fuel consumption.

In the present work a software tool in C programming language was developed to identify the stability points that are required to determine the degradation factor, based on the flight parameters recorded by the aircraft. The tool contains stability criteria that filter the flight parameters to ensure consistent and reliable data acquisition. A procedure to identify the best stability point based on the quality number was introduced.

The obtained results show that it is possible to use more stringent stability criteria than the ones currently in use. Differences between the performance degradation values obtained by the tool and the currently considered values were found. These differences appear to be due to divergences in the source data acquisition procedures in each of the methods considered, which leads to the extraction of less accurate data that will need to be corrected in the future.

**Key-words:** stability points, specific range degradation, quality number

# ÍNDICE

<b>1.Introdução</b> .....	1
1.1. Âmbito do trabalho .....	1
1.2. Objectivos .....	6
1.3. Estrutura do relatório .....	7
<b>2. Análise de Performance</b> .....	8
2.1. Modelo do Avião .....	8
2.2. Definição do Specific Range .....	9
2.2.1. Métodos de determinação da degradação de performance.....	9
2.2.2. Comparação de métodos de monitorização de degradação.....	10
2.3. Funcionamento do APM .....	11
2.3.1. Ficheiros de entrada .....	11
2.3.2. Princípio de funcionamento de APM .....	12
2.3.3. Resultados do APM .....	14
2.4. Tendência de resultados .....	16
<b>3.Pontos de Estabilidade</b> .....	17
3.1. Identificação de períodos de estabilidade .....	17
3.2. Ponto de estabilidade .....	18
3.3. Qualidade do período de estabilidade.....	19
3.4. Algoritmo de detecção de períodos de estabilidade .....	20
3.4.1. Tolerâncias usadas.....	20
3.4.1.1. Tolerâncias do <i>Cruise Performance Report</i> .....	20
3.4.1.2. Tolerâncias restritivas .....	21
3.4.2. Filtragem de dados .....	22
3.4.3. Descrição do algoritmo .....	23
<b>4.Estudo do Algoritmo</b> .....	27
4.1. Sistema de tolerâncias mais baixas .....	27
4.2. Avaliação do Algoritmo .....	28
4.2.1.Impacto do algoritmo nos sistemas menos actuais.....	28
4.2.2.Impacto do algoritmo nos sistemas actuais.....	34
<b>5.Conclusões e Trabalho Futuro</b> .....	49
5.1. Conclusões .....	49
5.2. Trabalho futuro .....	50
<b>Bibliografia</b> .....	51
<b>Anexos</b> .....	52

# LISTA DE FIGURAS

1.1	Evolução do preço do combustível de avião ao longo da década de 2000	2
1.2	Evolução do consumo de combustível por lugar ao longo das últimas décadas	3
2.1	Esquema exemplificativo da direcção das forças do avião em cruzeiro	9
2.2	<i>Cruise Performance Report</i> gerado pelo FDIMU	12
2.3	Ficheiro de <i>input</i> do APM gerado pelo AGS	12
2.4	Esquema do princípio de funcionamento do APM	14
3.1	Critério de estabilidade: variação máxima do parâmetro	17
3.2	Métodos de observação de dados	18
3.3	Fase de cruzeiro de um voo de um Airbus A321 entre Orly e Lisboa	23
3.4	Pormenor da fase de cruzeiro do mesmo voo no ponto de melhor estabilidade	23
3.5	Fluxograma do algoritmo de detecção de pontos de estabilidade	25
4.1	Fase total de cruzeiro do voo Lisboa – Praia	29
4.2	Pormenor do período de estabilidade das 00h20m	32
4.3	Pormenor do período de estabilidade das 21h37m	32
4.3	Fase de cruzeiro do Voo 3	42

# LISTA DE TABELAS

2.1	Principais características do avião	9
2.2	Combinações possíveis de valores de DFFA e DFFB	16
3.1	Tolerâncias usadas no avião	21
3.2	Tolerâncias mais restritivas iniciais	21
3.3	Tolerâncias mais restritivas finais	21
4.1	Tolerâncias mais restritivas	27
4.2	Crêterios de estabilidade usados	31
4.3	Número de qualidade dos 2 períodos de estabilidade	33
4.4	Pontos de <i>input</i> do APM obtidos pelo Critério 1	35
4.5	Análise de APM com o Critério 1	35
4.6	Pontos de <i>input</i> do APM obtidos pelo Critério 2	36
4.7	Análise de APM com o Critério 2	36
4.8	Desvios padrão dos resultados	36
4.9	Informa�o dos voos estudados	37
4.10	Lista de dados de <i>input</i> do APM para o Voo 1	38
4.11	Resultados do APM para o Voo 1	38
4.12	Lista de dados de <i>input</i> do APM para o Voo 2	38
4.13	Resultados do APM para o Voo 2	39
4.14	Lista de dados de <i>input</i> do APM para o Voo 3	39
4.15	Resultados do APM para o Voo 3	39
4.16	Resultado com a correc�o gravítica	40
4.17	Diferenças verificadas entre resultados com ou sem correc�o gravítica	40
4.18	Pontos de estabilidade de input do APM obtidos pelo <i>Cruise Performance Report</i>	40
4.19	Resultados pelo <i>Cruise Performance Report</i>	41
4.20	Números de qualidade	43
4.21	Dados de entrada do APM gerados pelo <i>Cruise Performance Report</i> para 17 voos	43
4.22	Resultado de APM com os <i>Cruise Performance Report</i> de 17 voos	44
4.23	Dados dos pontos gerados pelo algoritmo	44
4.24	Resultados de APM para os pontos obtidos pelo algoritmo	45
4.25	Dados dos pontos dos <i>Cruise Performance Report</i>	45
4.26	Resultados de APM para os pontos do <i>Cruise Performance Report</i>	46
4.27	Desvios padrão para duas análises aos <i>Cruise Performance Report</i>	46
4.28	Discrepâncias de valores entre <i>Cruise Performance Report</i> e ponto obtido pelo algoritmo	48

# LISTA DE ACRÓNIMOS

AGS	Analysis Ground Station
ALT	Altitude
APM	Aircraft Performance Monitoring
APU	Auxiliary Power Unit
DAR	Digital Aids Recorder
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DSR	Desvio do alcance específico (Specific range deviation)
EGT	Temperatura dos gases de escape (Exhaust gas temperature)
EU ETS	European Union Greenhouse Gas Emission Trading Scheme
FCOM	Flight Crew Operating Manual
FDIMU	Flight Data Interface Management Unit
FF	Caudal de combustível (Fuel Flow)
FPAC	Aceleração longitudinal (Flight path acceleration)
GS	Velocidade relativa ao solo (Ground speed)
GSM/GPRS	Groupe Special Mobile/ General packet radio service
IATA	International Air Transport Association
IFP	In-Flight Performance Program
IPCC	Intergovernmental Panel for Climate Change
IVV	Velocidade vertical inercial (Inertial vertical velocity)
MN	Número de Mach (Mach number)
N <sub>i</sub>	Porcentagem de potência do motor i
PEP	Performance Engineering Programs
QAR	Quick Access Recorder
ROLL	Ângulo de rolamento (Roll angle)
SR	Alcance específico (Specific range)
TAS	Velocidade verdadeira (True Air Speed)
TAT	Temperatura total do ar (Total air temperature)
VRTG	Aceleração vertical (Vertical acceleration)



# 1. INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica é a que mais tem sofrido com a oscilação constante dos preços do combustível. Para além da sua flutuação, os preços do combustível têm vindo a aumentar progressivamente desde, sensivelmente o ano de 2000, tendo mesmo atingido máximos históricos em 2008. O combustível sempre representou uma grande fatia na facturação das companhias aéreas, mas agora, mais que nunca, as empresas começam a fazer investimentos para tomar medidas preventivas e correctivas de modo a reduzirem consumos desnecessários de combustível.

O impacto ambiental inerente ao consumo de combustível faz também parte da lista de preocupações das principais indústrias fontes de gases de efeito de estufa. No sector da aviação, apesar de este não ser uma das principais fontes de emissão destes gases tem-se assistido, por parte das companhias aéreas, à tomada de medidas que visam o aumento da eficiência energética e a consequente redução de consumo de combustível, provocando assim uma redução na emissão de gases de efeito de estufa.

Numa companhia aérea, para que a redução de combustível tenha impacto a nível ambiental e económico, há que manter a degradação da frota monitorizada e controlada por forma a otimizar os consumos de combustível em cada voo. A análise de desempenho de uma aeronave, está intimamente ligada ao consumo de combustível na operação.

## 1.1. ÂMBITO DO TRABALHO

Historicamente os preços do combustível para a aviação comercial (Kerosene, Jet A1) têm subido de sobremaneira, sendo actualmente a principal rubrica dos custos operacionais das companhias aéreas. A subida dos preços do Brent afecta directa, ou indirectamente, todos os sectores da economia, mas poucos são tão afectados quanto a aviação comercial. Conforme se pode verificar na figura 1.1, desde o início do ano 2000, o preço dos combustíveis variou desde pouco mais de 200 USD/tonelada até um máximo acima de 1400 USD/tonelada em Julho de 2008, terminando esse ano num valor próximo dos 400 USD/tonelada<sup>1</sup>.

Durante o ano de 2008, quando o custo do combustível, para além de ter atingido máximos históricos, oscilou de forma pouco comum, o custo de combustível representava 30% dos custos operacionais das companhias americanas, contrastando com os 23% do ano anterior. Para as companhias aéreas, tal como para a economia em geral, é tão importante a manutenção dos preços num nível aceitável, quanto a estabilidade dos preços. O aumento do custo de aquisição e a imprevisibilidade do valor do crude contribuiu muito significativamente para os resultados anuais extremamente negativos apresentados pelo sector, agravando a

---

<sup>1</sup> Fonte: [www.platts.com](http://www.platts.com)

saúde financeira das companhias aéreas de todo o Mundo e precipitando algumas para a falência.



Figura 1.1 - Evolução do preço do combustível de avião ao longo da década de 2000 (fonte: [www.platts.com](http://www.platts.com))

Apesar dos aumentos sucessivos dos custos dos combustíveis fósseis, a aviação tem sido ao longo das últimas décadas o meio de transporte que mais tem crescido, facto que também conduz às crescentes preocupações ambientais no sector. De acordo com o *Intergovernmental Panel for Climate Change* (IPCC), durante os últimos dez anos, o transporte de passageiros em companhias aéreas de voos regulares cresceu cerca de 60%, sendo expectável que o crescimento continue a uma taxa de aproximadamente 5% ao ano durante os próximos 10 a 15 anos [1]. Actualmente o sector da aviação consome sensivelmente 13% do total de combustíveis fósseis utilizados nos transportes, representando 2-3% da totalidade de combustíveis fósseis consumidos [1]. Com esta tendência de crescimento, o sector da aviação será cada vez mais uma importante fonte de gases de efeito de estufa.

Para tentar inverter esta tendência de crescimento do consumo de combustível e da emissão de gases de efeito de estufa para a atmosfera, consequência do facto do aumento do tráfego ser superior ao incremento de eficiência da aviação comercial, diversas medidas têm sido tomadas no âmbito do Protocolo de Kyoto, sendo o EU ETS (*European Union Greenhouse Gas Emission Trading Scheme*) que está a ser implementado pela Comissão Europeia, um exemplo que será, com certeza, seguido em outras regiões do globo.

Pelas razões anteriormente descritas, temos assistido nos últimos anos à proliferação de acções e medidas que visam o aumento da eficiência energética e a consequente redução do consumo de combustível no sector. Desde a escalada dos preços do combustível na década de 1970, companhias aéreas e fabricantes de aviões e motores têm desenvolvido esforços no sentido de encontrar soluções que aumentem o nível de eficiência dos aviões e das operações, reduzindo desta forma o consumo de combustível.

O aumento de eficiência energética tem sido tremendo ao longo das últimas décadas. Os aviões actuais consomem 70% menos combustível por passageiro-quilómetro do que os aviões existentes há 40 anos. Esta tendência está apresentada na figura 1.2.

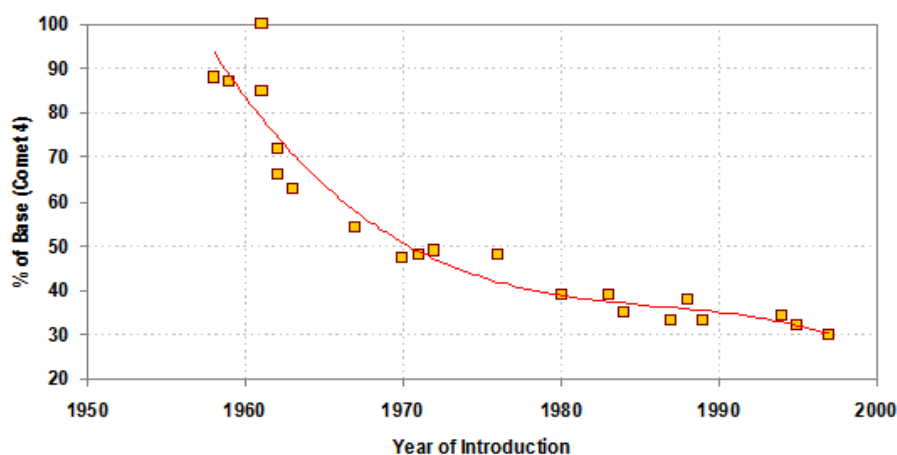


Figura 1.2 - Evolução do consumo de combustível por lugar ao longo das últimas décadas [1]

A contínua melhoria de aumento da eficiência energética tem sido consequência de investimentos avolumados tanto por parte dos fabricantes de aviões, como também pelos fabricantes de motores. Aviões e motores são hoje significativamente distintos dos que voavam na década de 1960, recorrendo aos mais sofisticados materiais e tecnologias existentes para garantir níveis de eficiência, fiabilidade e segurança incomparavelmente superiores.

No actual mercado altamente competitivo e desregulado da aviação comercial, as companhias aéreas que, mesmo nos anos positivos apresentam margens de lucro tipicamente abaixo de 5%, procuram reduzir os custos operacionais em todas as faces do negócio, procurando garantir tanto a viabilidade económica, como também ser mais eficientes que os seus competidores directos. Ao longo dos anos inúmeras estratégias têm sido consideradas pelas companhias aéreas para reduzir o impacto do custo do combustível. Estas iniciativas englobam áreas distintas, tais como as operações de voo, a manutenção do avião, o *ground-handling*, o marketing, o planeamento de rotas e aviões e a selecção de aviões mais eficientes.

O nível de implementação destas medidas varia significativamente de companhia para companhia e é dependente da área do globo. De acordo com uma avaliação da IATA realizada com algumas companhias-membro da IATA, são estimadas potenciais poupanças entre 3 e 12% do consumo de combustível através da implementação de diversas medidas que visam a redução do consumo.

Na área das operações de voo, medidas como *Reduced Engines Taxi-In e Taxi-Out*, *Reduced Flaps*, *Econ Climb*, *Idle Reverse Landing*, *Single-pack Air Conditioning*, *Reduced APU Usage* são já prática comum em algumas companhias aéreas. A utilização de planos de voo mais capazes e eficientes que façam a gestão e correlação de mais dados da operação permite poupanças globais significativas, não só em termos de combustível consumido, mas também ao nível da manutenção estrutural da aeronave. Ao nível da manutenção, as iniciativas

com potencial de redução do consumo de combustível são, por exemplo, a lavagem regular de motores, o desenvolvimento de programas de redução do atrito (utilização de tintas optimizadas na fuselagem e asas, lavagens mais regulares às estruturas aeronáuticas) ou a substituição de equipamentos por outros mais leves e eficientes.

Ao nível da gestão dos aviões e da rede de destinos, é cada vez mais comum a utilização de ferramentas que permitam a utilização dos aviões mais eficientes nas rotas mais longas e os menos eficientes nas rotas mais curtas, o que se traduz numa redução global dos custos associados à operação. A optimização da localização do centro de gravidade do avião para uma posição o mais traseira possível, assim como a optimização do abastecimento de água potável antes do início de cada voo, são algumas das medidas levadas a cabo pelo sector de *ground-handling* e que contribuem para uma redução do consumo de combustível.

Como já foi referido anteriormente, os fabricantes de aviões e motores têm, ao longo dos anos, apostado no desenvolvimento de produtos cada vez mais eficientes em termos energéticos. Deste modo, as companhias aéreas aquando da selecção de aviões e motores, realizam estudos criteriosos de forma a adquirirem os aviões/motores mais eficientes para o seu tipo de operação. Visto que o transporte de peso desnecessário no avião afecta significativamente o consumo de combustível, durante o processo de definição da aeronave, especialmente ao nível da cabine, o peso dos constituintes é um parâmetro fundamental de decisão.

A aviação comercial é um sector em constante mutação devido ao mercado cada vez mais competitivo, onde o controlo de custos assume um carácter cada vez mais preponderante. Actualmente o potencial de poupança através da redução do consumo de combustível centra-se apenas no custo do próprio combustível. Porém, dentro de pouco tempo as companhias aéreas terão, associado ao custo do combustível, o custo adicional resultante da obrigatoriedade de compensação das emissões de dióxido de carbono correspondentes, consequência da implementação do EU ETS nos países da União Europeia. Para além do investimento em iniciativas que visam a redução do consumo de combustível como as acima mencionadas, a aposta em sistemas e procedimentos de monitorização do consumo de combustível dos aviões é cada vez maior. Estes sistemas permitem às companhias aéreas acompanhar a evolução dos consumos de combustível e avaliar a efectividade das medidas que tomam no âmbito dos projectos de redução de consumo de combustível.

A indústria aeronáutica, tal como outros sectores da actividade comercial, é, hoje em dia, dominada pela geração, aquisição e manipulação de grandes quantidades de dados. O departamento de operações de voo é um dos departamentos que mais dados gere no seio das companhias aéreas, com particular destaque para os dados de performance de aviões e frotas. A monitorização da performance dos aviões é uma tarefa transversal às companhias aéreas, uma vez que engloba tanto tripulações técnicas e staff de operações de voo para a aquisição e análise de dados, como também as equipas de manutenção na reparação e manutenção do avião nas melhores condições possíveis, e ainda membros de gestão das companhias. A

monitorização da performance de aviões e motores consiste na recolha permanente de parâmetros de voo que serão posteriormente analisados de forma a determinar em cada instante o nível actual de degradação de performance dos aviões. Este procedimento surge como um requisito fundamental para qualquer projecto de redução de consumo de combustível, para a concepção dos planos de voo, ou ainda para o estudo de análise do atrito na superfície do avião.

A monitorização da performance da aeronave centra-se sobretudo em dois objectivos: reduzir o consumo de combustível (e/ou controlar a sua utilização para que não haja consumo desnecessário) e avaliar a degradação da resistência aerodinâmica do avião. Estas avaliações constantes à performance do avião são extremamente importantes na medida em que permitem planear os voos de forma adequada estimando o valor do consumo de combustível tão próximo quanto possível do valor real. Permite ainda a identificação de padrões de degradação numa frota, tendo em conta a degradação da aeronave de uma frota, tomar as medidas correctivas necessárias, como por exemplo, ajustar as rotas consoante o nível de degradação de performance dos aviões, colocando os aviões que fazem um consumo de combustível por hora elevado em rotas de médio-curso e os que têm um consumo mais optimizado em rotas de longo-curso.

Esta monitorização é realizada actualmente através de uma análise dos dados de voo a partir dos quais se pode determinar o nível de degradação de performance de cada avião face a um valor de referência definido pelo fabricante. Este valor de referência representa a média dos parâmetros medidos quando o modelo da aeronave e dos motores estão na fase de ensaios em voo, antes da entrada na produção. Nesta análise é utilizado um software de performance – PEP (*Performance Engineering Programs*) – desenvolvido pelo fabricante dos aviões – neste caso, Airbus – que contém diversos módulos, entre os quais se destaca o APM (*Aircraft Performance Monitoring*) que será descrito adiante. Este módulo é responsável pela determinação do factor de degradação de performance e requer o input de dados registados durante os voos. Os dados utilizados neste programa podem ter duas origens distintas: os *Cruise Performance Reports* e o AGS (*Analysis Ground Station*). Os *Cruise Reports*, gerados em pleno voo e guardados em formato físico no avião, são recuperados do avião através de disquetes e esses dados são posteriormente tratados. A segunda fonte contém dados relativos a um número muito significativo de parâmetros que são constantemente gravados durante todo o voo. Depois de descodificados de linguagem avião para um formato perceptível no AGS, esses dados são tratados por diversas ferramentas com inúmeras aplicações distintas, nomeadamente, o APM para a determinação da degradação de performance das aeronaves. O método que faz uso dos *Cruise Performance Reports* é o que se encontra actualmente em vigor na TAP Portugal mas, dado que apresenta limitações ao nível do número de dados que se consegue obter e representatividade dos voos para os quais se possui dados, é um método que apresenta algumas limitações. Para contornar estas limitações e procurar aumentar a quantidade de dados disponíveis, surge o AGS como uma solução de maior potencial. É neste âmbito que surge este trabalho, nomeadamente no desenvolvimento de uma ferramenta que,

com base nos parâmetros de avião devidamente processados pelo AGS, determina pontos de estabilidade e constrói ficheiros de dados com um formato que pode ser utilizado directamente pelo APM que os vai analisar posteriormente para obter a degradação de performance dos aviões.

## 1.2. OBJECTIVOS

Devido aos elevados custos com combustível e às crescentes preocupações ambientais, as companhias aéreas procuram uma melhoria constante da eficiência energética. Para tal, como foi referido anteriormente, é fundamental uma correcta monitorização da performance dos aviões. Existem diversos métodos alternativos para a realização desta monitorização. A Estação de Leitura lê todos os voos para efeitos de Análise de Voo, sendo a TAP Portugal uma empresa pioneira no Mundo neste tipo de análise para efeitos de Segurança de Voo quando aderiu a um projecto de uma das primeiras empresas fabricantes de sistemas de leitura, a *Flight Data Company*. Em consequência disso, os dados ficam disponíveis para serem tratados para efeitos de APM sem qualquer esforço/custo adicional. O objectivo principal deste trabalho é o desenvolvimento de uma ferramenta que seja integrada no sistema AGS, cuja metodologia de aquisição de dados permita obter dados de cruzeiro o mais estável possível, de modo que se possam obter dados fiáveis para o APM. A disponibilização desta ferramenta permitirá obter uma quantidade superior de dados, facto que conduzirá à obtenção de um coeficiente de degradação de performance mais consistente e exacto. A utilização desta ferramenta permitirá a optimização dos planos de voo de acordo com a degradação de performance de cada avião, o que se traduzirá num aumento da eficiência operacional da companhia.

Para que a análise de desempenho de uma aeronave seja efectuada é condição fundamental a existência de um ponto de estabilidade. Com o presente trabalho pretende criar-se uma função em linguagem de programação C que, ao ler um ficheiro com todos os dados de um voo, gere um ponto de estabilidade: o melhor para esse voo. Para que seja encontrado um período de estabilidade, é necessário que a variação de determinados parâmetros não exceda as respectivas tolerâncias estabelecidas pelo utilizador, tolerâncias estas que funcionam como critério de estabilidade. De forma a obter-se um conjunto de tolerâncias o mais restritivo possível para reduzir o número de pontos de estabilidade obtidos, será realizado um estudo de diversas tolerâncias, tendo por base critérios de estabilidade referidos na literatura.

Para alguns voos poderão existir condições que conduzam à obtenção de diversos pontos de estabilidade, facto que é indesejável para as análises que se pretendem efectuar. Perante este facto, torna-se importante a implementação de um processo de selecção que identifique apenas o melhor ponto de estabilidade para o voo. Neste trabalho será implementado um processo de selecção que se baseia no número de qualidade de cada ponto de estabilidade. O número de qualidade será implementado na ferramenta e representa o avanço face a este tipo de rotinas programadas utilizadas para este fim.

### 1.3. ESTRUTURA DO RELATÓRIO

No capítulo 2 explicar-se-á como é feita a análise de performance da aeronave, explorando os vários métodos que podem ser usados. Será feita ainda uma breve explicação do funcionamento da ferramenta informática responsável pelo cálculo do nível de degradação da aeronave. O capítulo 3 é dedicado aos pontos de estabilidade, o seu cálculo, a sua utilidade em cálculos como o nível de degradação da aeronave e será ainda explicado o cálculo do seu número de qualidade que servirá mais tarde como possível critério de escolha de pontos de estabilidade. Será feita uma explicação do algoritmo usado para calcular os pontos de estabilidade em cada voo, inclusivamente as tolerâncias de variação dos parâmetros a serem usadas. No capítulo 4 apresentar-se-ão os resultados obtidos para um voo cujos pontos de estabilidade foram calculados pelo algoritmo elaborado. Neste capítulo irá averiguar-se se o algoritmo é de qualidade e se produz resultados coerentes e consistentes com o que se esperava. Por último, no capítulo 5 será feita uma breve revisão do que foi feito ao longo do trabalho para que assim se possam tirar conclusões que também serão apresentadas neste capítulo.

## 2. ANÁLISE DE PERFORMANCE

Os dados de voo são obtidos através dos gravadores que equipam os aviões, sendo o mais conhecido o DFDR (*Digital Flight Data Recorder*) vulgarmente designado por “caixa negra”. Este gravador destina-se essencialmente à gravação de parâmetros de voo que são fundamentais na análise de acidentes e incidentes relacionados com investigações das autoridades aeronáuticas.

A existência de dados a bordo que poderiam ser usados noutros contextos, que não só os relacionados com a segurança, levaram à integração nas aeronaves de um segundo gravador em paralelo com o DFDR, designado por QAR (*Quick Access Recorder*). Dado que as necessidades de análises de dados de voo pelas companhias aéreas se tornaram, como vimos anteriormente, cada vez mais extensas e elaboradas, ao longo dos últimos anos, foi integrado um terceiro gravador, designado por DAR (*Digital Aids Recorder*). Este permite a gravação de quaisquer parâmetros disponíveis na unidade aviónica de aquisição de dados a montante deste gravador. O QAR permitiu o acesso rápido a dados, e o DAR permite esse mesmo acesso e a possibilidade de adaptar os dados gravados às análises pretendidas.

Começando pela frota, a TAP dispõe de vários tipos de aeronaves todas provenientes do mesmo fabricante - Airbus. Actualmente a sua frota é constituída por 19 Airbus A319, 17 Airbus A320, 3 Airbus A321, 12 Airbus A330 e 4 Airbus A340. Na frota de longo-curso (Airbus A330 e Airbus A340) e nos aviões mais recentes da frota de médio-curso (Airbus A320), os dados são transmitidos *wireless* via GSM/GPRS assim que os aviões chegam ao seu destino. A maior parte destes aviões ainda recorrem a suporte físico para gravação dos dados, sejam eles discos ou cassetes. Quanto ao processamento dos dados que estão em suporte físico, este é muito idêntico se for em disco ou em cassette. É importante referir que cada disco não tem necessariamente apenas um voo e, por isso, é feita a distinção dos vários voos. Estes são lidos por um programa, o AGS, que cria um ficheiro de dados com inúmeros parâmetros que foram sendo gravados durante o voo. O ficheiro que será lido pelo programa a elaborar será resultado desta leitura e contém os parâmetros escolhidos pelo utilizador. Este processo de selecção é importante dado que existe uma grande quantidade de parâmetros que são gravados, mas que são irrelevantes para o cálculo do ponto de estabilidade. O AGS é um programa que permite a incorporação de blocos de rotinas em linguagem de programação C e pormenorizar cada análise para o tipo de estudo que se pretende fazer, por exemplo, análises de fuel ou análises de motores, sem que para isso seja necessário olhar para todos os dados recolhidos e apenas para aqueles indicados para a corrente análise.

### 2.1. MODELO DO AVIÃO

Para o presente trabalho foram analisados os comportamentos de alguns dos aviões da família Airbus A320 (A319, A320 e A321) de que a TAP dispõe. Esta gama de aviões



pertence ao chamado médio curso. Na tabela 2.1 apresentam-se as principais características de cada uma destas aeronaves que foram estudadas no trabalho.

	A319	A320	A321
Altura (m)	11,76		
Envergadura (m)	34,10	34,10	34,10
Comprimento (m)	33,84	37,57	44,51
Mach de cruzeiro	0,78		
Altitude cruzeiro (ft)	39000		

Tabela 2.1 - Principais características do avião

Como a análise que se vai realizar neste trabalho se irá centrar na fase de cruzeiro, representa-se na figura 2.1 o sistema de forças a que o avião está sujeita durante esta fase do voo.



Figura 2.1 – Esquema exemplificativo da direcção das forças do avião em cruzeiro

## 2.2. DEFINIÇÃO DO SPECIFIC RANGE

O valor do *specific range*, cuja definição matemática é a distância percorrida por unidade de massa de combustível gasto, normalmente expresso em NM/kg, pode ser entendido como um indicador da performance da aeronave quando esta se encontra num regime estabilizado. Existem actualmente três métodos principais de comparação do nível actual de performance do avião com o nível descrito no manual da aeronave: observando o combustível usado, observando o combustível a bordo e ainda calculando o *specific range* actual da aeronave.

### 2.2.1. MÉTODOS DE DETERMINAÇÃO DA DEGRADAÇÃO DE PERFORMANCE

O primeiro método consiste em controlar o combustível usado num troço de alguns minutos e comparar esse valor com o valor previsto pelo FCOM (*Flight Crew Operating Manual*). A identificação de valores fora dos parâmetros normais despoleta um alerta para posterior identificação da discrepância. O segundo método, o método do combustível consumido, consiste numa análise dos dados obtidos durante um voo inteiro com os dados

resultantes do plano de voo, permitindo corrigir a performance da aeronave tendo em conta as diferenças entre os valores actuais e os previstos pelo planeamento de voo.

No terceiro método, que será o usado no presente trabalho, os dados obtidos durante o voo representam a performance instantânea da aeronave já que os dados são gravados segundo a segundo. Estes dados são então usados para calcular o chamado *specific range deviation*. Por esta análise se realizar em regime estabilizado, a fase de voo a que se dará atenção será a fase de cruzeiro, dado que nesta fase existe teoricamente uma menor flutuação dos parâmetros a analisar.

### 2.2.2. COMPARAÇÃO DE MÉTODOS DE MONITORIZAÇÃO DE DEGRADAÇÃO

O primeiro método, o do combustível usado, tem como principal vantagem o facto de os dados necessários serem de muito fácil obtenção. Além disso, permite uma pré-eliminação dependendo da dispersão dos dados observados. No entanto, é um processo tedioso e muito sujeito a erros humanos.

O segundo método, correspondente ao do combustível consumido, permite uma eliminação por dispersão de dados. Este método peca pelo facto de que requer uma maior monitorização pela parte da tripulação e, além disso, a recolha de dados e o seu processamento são tarefas muito tediosas.

O terceiro método, o método do *specific range*, permite perceber qual a principal fonte de degradação do avião, pois avalia também a degradação da estrutura da aeronave e a dos motores, em separado. Dependendo dos valores obtidos para estas degradações individuais há uma interpretação a ser feita para a degradação global do avião. É um método de fácil processamento, uma vez que tem por base o uso do APM. As principais desvantagens deste método são o facto de estar sujeito a uma grande dispersão dos dados e também porque os dados passam por um processo de filtragem a montante deste último, em que só os períodos de tempo que estão dentro dos critérios de estabilidade é que satisfazem este tipo de análise. Com o processo inicial de perceber se um período de tempo é ou não de estabilidade, reduz-se assim significativamente a amostra de dados a serem processados.

O *specific range* (SR) é definido pela distância que se pode percorrer por unidade de massa de combustível consumido, tal como é apresentado na equação 2.1:

$$SR = \frac{\text{Distância(NM)}}{\text{Combustível consumido(kg ou ton)}} \quad 2.1$$

Tendo em conta que apenas se conhece a variação destes parâmetros ao longo do tempo, consegue calcular-se o *specific range* das seguintes formas:

$$SR_{GS} [\text{nm/kg ou nm/ton}] = \frac{\text{GroundSpeed(GS)} [\text{nm/h}]}{\text{Consumo de combustível por hora (FF)} [\text{kg/h ou ton/h}]} \quad 2.2$$

Este cálculo pode também ser efectuado trocando a *ground speed* pela *true air speed*. Não entrando em conta com a intensidade e direcção do vento (*ground speed* igual à *true air speed*) o resultado obtido com o APM é relativo a distância percorrida em relação à massa de ar, que é o que interessa obter como dado para afectar o cálculo do plano de voo.

$$SR_{TAS} [\text{nm/kg ou nm/ton}] = \frac{\text{True Air Speed (TAS)} [\text{nm/h}]}{\text{Consumo de combustível por hora (FF)} [\text{kg/h ou ton/h}]} \quad 2.3$$

O SR pode também ser determinado tendo em conta características aerodinâmicas da aeronave, do motor e ainda do seu peso, de acordo com a equação:

$$SR = \frac{a_0 M \frac{L}{D}}{\frac{f}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}} mg} \quad 2.4$$

Na equação anterior,  $a_0$  é a velocidade do som ao nível do mar (SL),  $M$  é o número de Mach,  $L/D$  é a razão entre a sustentação e a resistência aerodinâmica,  $f$  é o consumo específico de combustível que vem em kg/hN,  $T$  é a temperatura estática do ar,  $T_0$  é a temperatura estática do ar em SL e  $m$  é a massa do avião. O SR é um parâmetro que depende significativamente de diversos factores que, por sua vez, são muito dependentes das condições em que se realiza o voo. Apesar da análise da dependência e o seu conhecimento mais profundo estar fora do âmbito deste trabalho, é importante reter como é que o SR é obtido a partir dos dados de voo e qual o impacto da determinação correcta deste parâmetro na operação da aeronave.

O SR é obtido através da análise dos dados de voo obtidos durante a fase de voo que apresenta condições mais estáveis. Esta análise pode ser feita recorrendo ao software da Airbus, o PEP, nomeadamente o módulo APM.

## 2.3. FUNCIONAMENTO DO APM

### 2.3.1. FICHEIROS DE ENTRADA

O APM suporta dois tipos de ficheiros de entrada (ficheiros de *input*), os que são gerados pelo AGS e os gerados pela FDIMU (*Flight Data Interface Management Unit*). A FDIMU cria o ficheiro de dados que será lido pelo AGS e para além disso cria ainda um ficheiro, o *Cruise Performance Report* que está formatado de forma a servir de ficheiro de *input* para o APM. Os dados que são gravados por esta unidade são lidos pelo AGS que ao processar os dados cria ficheiros com pontos de estabilidade que servirão também como *input* do APM. Nas figuras 2.2 e 2.3 apresentam-se dois exemplos destes 2 ficheiros de *input*.

```

A319 CRUISE PERFORMANCE REPORT <02>

  A/C      DATE      UTC      FROM      TO      ...
CC AI-001  Feb02    110117  LPBO      LFBO      05080

  PH CNT    CODE      BLEED STATUS      APU
C1 06 00514  5000          48 0010 0 0100 48  0

  TAT      ALT      CAS      MN      GW      CG      DMU/SW
CE N240    33000.  276     780    6500   330    C51001
CN N240    33000.  276     780    6500   330    C51001

  ESN      EHR5      E5CYC      AP      QA      QE
EC 0100003 03000    00600          71    12    12
EE 0100004 03000    00600          71

  N1      N1C      N2      EGT      FF      PS13
N1 868    869     875    5850   1320   06892
N2 868    869     875    5850   1320   06892

  P25     T25     P3      T3      P49     SVA
S1 11155  0557   1243   4313   06150  069
S2 11137  0556   1231   4324   06142  068

  BAF ACC   LP      GLE PD  TN      P2      T2
T1 094 082   00     035 40  180     04219 N255
T2 096 082   00     023 36  180     04215 N271

  ECW1     ECW2     EVM      OIP      OIT      OIQH
V1 03D01  00008   08000   245     121    0000
V2 03D01  00008   08004   234     120    0000

  VB1     VB2     PHA
V3 024   005    043
V4 007   001    078

  WPQ      ELEV     AOA      SLP      CFFG     CIVV
X1 02652  N003    0025    0000    N0001   0001
X2 02772  N001    0025    0000    N0000   0003

  RUDD     RUDT     AILR     AILL     STAB     ROLL     YAW
X3 0000   0008    N001    N006    N008    N000    N000

  RSP2     RSP3     RSP4     RSP5     FLAP     SLAT
X4 N000   0000    0000    0000    0000    0000
X5 0000   0000    0000    0000    0000    0000

  THDG     LONP     LATP     WS      WD      FT      PD
X6 1905   E0019   N450    050    011    0110   XXXX
X7 XXXX   E0019   N450    050    011    0108   0785

```

Figura 2.2 – Cruise Performance Report gerado pelo FDIMU

(a)

```

CS-TTA 495231 495256
301109 TAP123 1723 35987 0.7349 -38.30 35987 0.7349 -38.30
54144 26.8 -0.0011 8.8 37.0 41.7 7.4 163.0 0.0 0.0
78.53 78.54 983.0 967.4 519.7 515.4 0.438 0.438 18590

```

(b)

```

TAILNO  ESN1     ESN2
DATE    FLNO    HHMM    ALT1  MACH1  TAT1  ALT2  MACH2  TAT2
MASS    CG      FPAC    IVV   THDG   LAT   CW    DW      AFT  AFD
REG1    REG2    FFA1    FFA2  EGT1  EGT2  WBLR  WBLR   FLHV

```

Figura 2.3 – Ficheiro de input do APM gerado pelo AGS

Na figura 2.3 (a) apresenta-se um ficheiro com um ponto real de cruzeiro real, sendo que a matrícula do avião, o número de série dos reactores, a data e o código do voo foram intencionalmente alterados por uma questão de sigilo. A figura 2.3 (b) serve apenas como legenda da figura 2.3 (a).

## 2.3.2. PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE APM

O APM calcula a performance em voo usando métodos matemáticos (cálculos probabilísticos e estatísticos), recorrendo a equações de aerodinâmica, tais como equações de

sustentação e resistência aerodinâmica, assim como aos dados relacionados com a potência de motores. O APM inclui ainda um procedimento que incorpora diversas opções para filtragem de dados inválidos/incoerentes que tenham passado nos processos a montante. O APM que recorre aos dados gravados durante o voo e, calcula para cada voo se o SR correspondente que depois é utilizado para a determinação da média de cada amostra de voos. O ficheiro de input para este programa contém dados como o número de Mach, a temperatura TAT, a altitude, o peso da aeronave, a velocidade vertical inercial, *pack flow* e posição do centro de gravidade. Depois deste cálculo, o programa determina o desvio do SR – DSR (*Delta Specific Range* ou *Specific Range Deviation*), ou seja a diferença que existe entre o *specific range* obtido e o valor de referência do *specific range* que é determinado pelo fabricante na fase de ensaios em voo. O APM permite ainda uma distinção entre a influência da estrutura da aeronave e dos motores para o desvio observado deste factor. A partir deste programa são gerados ficheiros para análise contendo os desvios de vários parâmetros.

A figura 2.3 ilustra o princípio do programa do APM. Tendo como base as equações da mecânica de voo e os parâmetros gravados durante o voo e sabendo que só alguns dos parâmetros gravados é que são relevantes para o cálculo do SR, é possível determinar o coeficiente de sustentação que é uma característica aerodinâmica que consta no IFP (*In-Flight Performance Program*). Com este valor e conhecendo a razão L/D consegue obter-se a resistência aerodinâmica que a aeronave terá que vencer. Pelas equações da mecânica de voo, a resistência aerodinâmica é a potência necessária para se manter um voo nivelado. A figura 2.4 indica a evolução da potência do motor dada pela variável N1. Com esta evolução que é deduzida do modelo de motor do IFP, consegue chegar-se a um valor teórico de N1 (N1TH) para as condições do voo em estudo. No entanto, constata-se que a potência que está a ser debitada na realidade (N1A) diverge do valor teórico. Em condições óptimas, e dadas as condições de voo, o consumo de combustível corresponde a FFTH (*Theoretical Fuel Flow*). Mas, por se estar a debitar N1A em vez de N1TH, o melhor consumo de combustível que se pode obter como consequência desta nova condição será FFC (*Fuel Flow Calculated*) que também não corresponde ao consumo real. O consumo real é dado pelo valor de FFA (*Actual Fuel Flow*).

APM principle

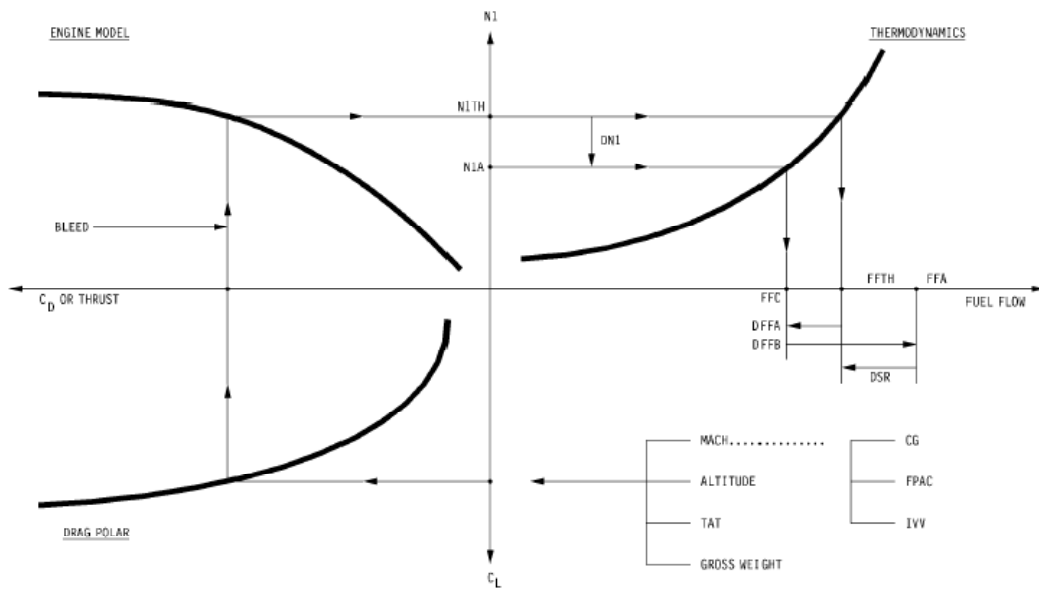


Figura 2.4 – Esquema do princípio de funcionamento do APM

### 2.3.3. RESULTADOS DO APM

Para cada motor, o APM gera um ficheiro de *output* com vários valores de desvios de parâmetros relativamente ao que está apresentado no FCOM. O valor de DN1 representa a variação de potência relativamente ao que seria esperado para o ponto de estabilidade calculado. Os desvios DFFA e DFFB, que são também valores apresentados no *output* juntamente com o DN1, têm interpretações diferentes. As equações 2.3 – 2.5 descrevem o cálculo dos desvios mencionados:

$$DN1 = N1A - N1TH \quad 2.3$$

$$DFFA(\%) = \frac{FFC - FFTH}{FFTH} \times 100 \quad 2.4$$

$$DFFB(\%) = \frac{FFA - FFC}{FFC} \times 100 \quad 2.5$$

Com os valores calculados anteriormente pode chegar-se a valores médios de consumo de combustível tendo em conta todos os motores. Como cada voo tem a si associado um valor de FFA e de FFC, a média anteriormente referida resulta da média destas variáveis para a amostra de voos considerada. Estes valores médios são representados por FFAM e FFCM e para cada motor podem então calcular-se os desvios médios pelas seguintes equações:

$$DFFAM(\%) = \frac{FFCM - FFTH}{FFTH} \times 100 \quad 2.6$$

$$DFFBM(\%) = \frac{FFAM - FFCM}{FFCM} \times 100 \quad 2.7$$

Com estes valores médios pode calcular-se o DSR. Este desvio quantifica a variação de degradação que houve desde que foi estabelecido o *specific range* apresentado no FCOM, numa fase de ensaios em voo, até à data em que é feita a análise. O desvio do *specific range* calcula-se com a seguinte equação:

$$\begin{aligned} DSR(\%) &= \frac{FFTH - FFAM}{FFAM} \times 100 \\ &= DFFB - DFFA \end{aligned} \quad 2.8$$

Tal como foi dito acima, os valores do DFFA e do DFFB devem ser interpretados de formas distintas. O valor de DFFA pode ser interpretado como o desvio no consumo de combustível devido à aparente deterioração da condição da superfície da aeronave (*airframe*), o que contribui para uma pior condição aerodinâmica. O valor de DFFA, sendo um parâmetro dependente das condições de voo, está sujeito a erros, nomeadamente erros relacionados com a estimativa do peso da aeronave, sendo portanto um valor que requer uma atenção especial. Por sua vez, o valor de DFFB representa o desvio do consumo de combustível específico devido à degradação de performance dos motores. Este último valor pode ser confirmado posteriormente com uma análise à temperatura dos gases de escape.

Todos os resultados do APM são comparados com dados estabelecidos pelo fabricante da aeronave para determinado tipo de avião, obtidos durante a fase de ensaios de voo das aeronaves com motores e fuselagens novas.

O parâmetro DSR é susceptível a ter várias interpretações que também são importantes reter. Na tabela 2.2 apresentam-se as possíveis combinações de resultados que condicionam a posterior interpretação do valor do DSR.

Um valor de DSR negativo representa uma degradação a nível de motores e/ou a nível de performance aerodinâmica, dependendo dos valores de DFFA e DFFB, o que provoca uma redução do *specific range* e se traduz num valor pior do que o previsto pelo FCOM. Observando a tabela 2.2, para o caso assinalado como (1) justifica-se um valor de DSR superior a zero pelo facto do consumo de combustível, que é superior ao suposto, ser compensado pela aparente melhoria das condições aerodinâmicas em relação às nominais. Já no caso assinalado como (2), a situação inverte-se e observa-se um consumo de combustível inferior ao que era previsto, compensando desta forma uma degradação da performance aerodinâmica traduzida por um DFFA positivo.

	DFFA>0	DFFA<0
DFFB>0	DSR<0	$ DFFA  <  DFFB  \Rightarrow DSR < 0$ $ DFFA  >  DFFB  \Rightarrow DSR > 0$ (1)
DFFB<0	$ DFFA  <  DFFB  \Rightarrow DSR < 0$ $ DFFA  >  DFFB  \Rightarrow DSR > 0$ (2)	DSR>0

Tabela 2.2 – Combinações possíveis de valores de DFFA e DFFB

## 2.4. TENDÊNCIA DE RESULTADOS

O factor de degradação de performance, DSR, é um parâmetro que, ainda que indirectamente, dita as tarefas a serem tomadas por parte da manutenção e também por parte do planeamento de voo, para além do controlo de combustível. Por esta razão, é um factor que tem vindo a ser monitorizado e como tal pode averiguar-se se o DSR actual determinado é coerente com o que se espera na teoria.

Para ilustrar a tendência de degradação de uma aeronave com o tempo, e tendo por base o *feedback* dos utilizadores da família Airbus A320, observam-se os seguintes valores para o *specific range versus* o valor que consta no FCOM [2]:

- após 1 ano desde a entrega: SR está 2,0% abaixo do valor do IFP (+/- 1%);
- após 2 anos desde a entrega: SR está 3,5% abaixo do valor do IFP (+/- 1%);
- após 3 anos desde a entrega: SR está 4,0% abaixo do valor do IFP (+/- 1%);

Claro está que os valores que se obtém como resultado de uma análise aos dados de voo não têm que ser necessariamente correspondentes ao descrito acima visto dependerem de inúmeros factores. O que se pretende com esta explicação é apenas perceber qual a tendência de resultados. Há muitos factores que influenciam a flutuação do SR, nomeadamente as manutenções que se fazem, pois observa-se regularmente uma melhoria deste factor quando o avião acaba de fazer uma grande inspecção estrutural, ou quando os seus motores são limpos.



# 3. PONTOS DE ESTABILIDADE

Tal como foi dito no capítulo anterior, o ponto de estabilidade, objecto de estudo deste trabalho, consiste num conjunto de médias de parâmetros que são calculadas para o período de 20 segundos intermédios num período de tempo mais alargado que se identificou como sendo de estabilidade. O período de estabilidade é um período de 100 ou 120 segundos, dependendo da ferramenta que se está a utilizar, no qual as diferenças entre os valores máximos e mínimos dos diversos parâmetros utilizados não ultrapassam as tolerâncias pré-definidas, ou seja, verificam o critério de estabilidade.

Neste capítulo aborda-se primeiramente o método de identificação de um período de estabilidade. Uma vez definido em que consiste um período de estabilidade, procura-se definir o conceito de qualidade para identificação posterior dos pontos de estabilidade.

## 3.1. IDENTIFICAÇÃO DE PERÍODOS DE ESTABILIDADE

Na identificação de períodos de estabilidade deve ter-se em conta uma série de parâmetros de voo, nomeadamente o número de Mach (MN), a temperatura total do ar (TAT), altitude (ALT), rotações do motor (N1 e N2), que vêm dadas em percentagem, a velocidade relativa ao solo (GS), o ângulo de rolamento (ROLL), a aceleração vertical (VRTG), a temperatura dos gases de escape (EGT), o caudal de combustível (FF) e a velocidade vertical (IVV).

Para que um determinado período seja considerado de estabilidade, os valores dos parâmetros acima indicados não podem variar mais do que uma determinada tolerância definida para a análise dentro desse período, como ilustra a figura 3.1.



Figura 3.1 – Critério de estabilidade: variação máxima do parâmetro

Para cada parâmetro identifica-se qual o valor máximo e qual o valor mínimo que ele toma dentro do período em estudo e compara-se a diferença desses dois valores com o valor da tolerância estabelecida pelo utilizador. Quanto menor for essa tolerância, menor a probabilidade de existir um período de estabilidade. Dado que para tolerâncias muito baixas se corre o risco de não ser encontrado nenhum período de estabilidade, torna-se importante estabelecer um compromisso entre as tolerâncias que se pretendem aplicar e a quantidade de períodos de estabilidade pretendidos.

Outro aspecto fundamental prende-se com o andamento da janela. Existem dois métodos distintos de observação: por janelas de observação individuais e distintas ou por uma janela de observação deslizante.

O primeiro método consiste em analisar janelas individuais de 100 ou 120 segundos e, terminada a análise, passar para uma janela seguinte sem dados em comum com a anterior, uma janela temporal com dados totalmente novos.

O segundo método, o das janelas deslizantes (*gliding window*), o seu princípio de funcionamento baseia-se no conceito de não descartar nenhum período de 100 ou 120 segundos. Ou seja, após analisar os dados de um determinado período, a janela de observação avança apenas um segundo. Assim, o período seguinte contém os dados do período anterior excepto os obtidos no primeiro segundo, e inclui os dados gravados no instante de tempo imediatamente a seguir. Na figura 3.2 representa-se esquematicamente o funcionamento destes 2 métodos.

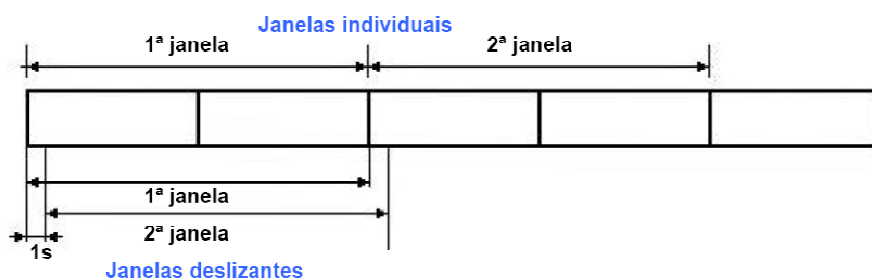


Figura 3.2 – Métodos de observação de dados

A vantagem do segundo método face ao primeiro prende-se com o facto de poder haver estabilidade num período que compreenda um certo instante de uma janela e continue no início da janela seguinte e, como os dados da janela anterior não foram totalmente descartados como acontece no primeiro método, este período é identificado como sendo de estabilidade. O sistema de avião que gera o *Cruise Performance Report* tem em conta essa vulnerabilidade do primeiro método e portanto usa o método da janela deslizante – método que será implementado no corrente trabalho. Enquanto que no algoritmo do sistema de avião a janela de observação é de 100 segundos e o avanço da janela é de 20 segundos, no corrente trabalho será utilizada uma janela de observação de 100 segundos e um avanço da janela de 1 segundo.

Para que um período seja considerado de estabilidade, os critérios de estabilidade devem ser verificados para todos os parâmetros, significando que basta apenas um parâmetro variar mais do que a tolerância a ele imposta para que o período em questão seja descartado.

## 3.2. PONTO DE ESTABILIDADE

O ponto de estabilidade é gerado a partir dos dados do período considerado como sendo de estabilidade. Para criar o ponto de estabilidade deve recorrer-se aos valores dos

parâmetros nos 20 segundos centrais do período de estabilidade e com estes, calcular a média dos parâmetros nestes 20 segundos.

### 3.3. QUALIDADE DO PERÍODO DE ESTABILIDADE

A quantidade de períodos de estabilidade que são encontrados num voo depende dos critérios de estabilidade que são impostos serem mais ou menos restritivos. Para o caso de serem identificados vários períodos de estabilidade, e como consequência serem determinados vários pontos de estabilidade, há que determinar qual o ponto mais otimizado para servir de entrada numa análise de APM. Para isso, quantifica-se a qualidade dos períodos de estabilidade através do número de qualidade.

O número de qualidade do período de estabilidade é um factor de selecção do melhor dos pontos de estabilidade encontrados. Esta selecção é necessária caso sejam encontrados vários pontos de estabilidade. Sendo que o ideal é ter apenas um ponto de estabilidade por voo, o número de qualidade vem assim servir de indicador de qual o melhor ponto a ser apresentado. É necessário que haja um ponto de estabilidade por voo que entre numa análise de APM e daí obter um valor de DSR associado a esse ponto.

O cálculo do número de qualidade de um determinado período de observação consiste na soma dos números de qualidade individuais dos parâmetros considerados para o ponto de estabilidade. Por sua vez, a qualidade individual de um parâmetro é um factor que contabiliza a variação que esse parâmetro sofreu no período de tempo em estudo.

Para o cálculo do número de qualidade é preciso conhecer a média e a variância de cada parâmetro, que são determinadas pelas seguintes equações:

$$m = \frac{\sum_{i=1}^N X_i}{N} \quad 3.1$$

$$VAR = \frac{\sum_{i=1}^N (X_i - m)^2}{N - 1} \quad 3.2$$

Nas equações anteriores  $X_i$  é o valor do parâmetro,  $m$  a média desse parâmetro na janela temporal que se está a estudar,  $N$  o número de amostras e  $VAR$  a variância do parâmetro para a mesma janela temporal. É importante referir ainda que os parâmetros são gravados a cada segundo do intervalo.

Como dito anteriormente, é estabelecida *à priori* uma tolerância máxima de variação dos parâmetros, tolerância essa que é utilizada no cálculo do número de qualidade global, conforme se constata através da equação 3.3:

$$QA = W_A \frac{VAR_A}{(TOL_A)^2} + W_B \frac{VAR_B}{(TOL_B)^2} + \dots + W_N \frac{VAR_N}{(TOL_N)^2} \quad 3.3$$

Na equação anterior QA representa o número de qualidade global,  $W_i$  o peso que a qualidade do parâmetro i tem para o cálculo da qualidade global e  $TOL_i$  a tolerância aplicada ao mesmo parâmetro i.

A qualidade de um período de estabilidade – e por conseguinte do seu ponto de estabilidade correspondente – é tanto melhor quanto menor for o valor de QA, ou seja, em condições óptimas tem-se um valor de QA nulo. No algoritmo do avião, o peso considerado para a qualidade de cada parâmetro relativamente à qualidade global, é  $W_i = 1$ .

Relembrando o que foi dito no início do capítulo, caso não seja identificado nenhum período de estabilidade, é apresentado um ponto que corresponde ao período onde se obteve uma melhor qualidade. Além disso, conhecendo a qualidade de cada parâmetro nesse mesmo período pode indagar-se sobre qual o parâmetro responsável pela falta de estabilidade num período onde aparentemente isso poderia ser possível.

### 3.4. ALGORITMO DE DETECÇÃO DE PERÍODOS DE ESTABILIDADE

Com o objectivo de detectar pontos de estabilidade com boa qualidade foi desenvolvido um código em linguagem C que tem como ficheiro de *input* um ficheiro de dados que é obtido através do AGS. Para já este algoritmo será para identificar todos os períodos de estabilidade que ocorrem num voo. Este procedimento servirá para perceber se o algoritmo é fiável ou não, dependendo dos resultados do APM.

No avião há uma unidade, como já foi referido atrás, que lê os dados do avião e com esses dados cria um ficheiro que será lido e decodificado mais tarde pelo AGS, mas para além disso, é com esses dados que gera automaticamente o *Cruise Performance Report*. Nesta unidade são estabelecidas tolerâncias de variação que sejam adequadas a cada parâmetro. Os dados são previamente filtrados e só depois de filtrados é que é feita a análise de estabilidade. O estudo aqui feito incide sobre os dados obtidos a partir da leitura de dados que é feita pelo AGS. É com esses dados que se irá trabalhar.

#### 3.4.1. TOLERÂNCIAS USADAS

Neste trabalho serão considerados dois sistemas alternativos de tolerâncias: o que é usado na linguagem de programação que gera o *Cruise Performance Report* e um sistema de tolerâncias mais restritivas, ou seja, mais baixas. As tolerâncias mais baixas foram identificadas através de um processo iterativo pois é necessário estabelecer um compromisso entre as tolerâncias aplicadas e o número de períodos de estabilidade que são encontrados. Esta foi considerada uma primeira aproximação possível na busca de melhoramentos ao sistema existente de determinação do melhor ponto de estabilidade.

##### 3.4.1.1. TOLERÂNCIAS DO *CRUISE PERFORMANCE REPORT*

As tolerâncias usadas pelo avião para gerar o *Cruise Performance Report* são as apresentadas na tabela 3.1:

Parâmetro	Tolerância	Parâmetro	Tolerância
<b>MN</b>	0,008	<b>GS</b>	6,0kt
<b>TAT</b>	1,1°C	<b>ROLL</b>	0,8°
<b>ALT</b>	150ft	<b>EGT</b>	18°C
<b>N1</b>	1,6%	<b>VRTG</b>	0,03g
<b>N2</b>	0,9%	<b>FF</b>	100kg/h

**Tabela 3.1** – Tolerâncias usadas no avião

As tolerâncias da tabela 3.1 serão usadas também no algoritmo que se está a desenvolver para que haja termo de comparação com o sistema de tolerâncias mais restritivas.

#### 3.4.1.2. TOLERÂNCIAS RESTRITIVAS

Para determinar quais as tolerâncias mais restritivas que seriam aplicadas houve necessidade de passar por um processo iterativo. Numa primeira fase utilizaram-se as tolerâncias sugeridas em [3] para o Airbus A320, que se consideram válidas para a família (A319, A320 e A321), e que são inferiores às usadas pelo sistema de avião para gerar o *Cruise Performance Report*, testando-se essas tolerâncias com vários voos. Estas tolerâncias e os parâmetros que entram como critério de estabilidade estão descritos na tabela 3.2.

Parâmetro	Tolerância	Parâmetro	Tolerância
<b>MN</b>	0,003	<b>GS</b>	2,0kt
<b>TAT</b>	0,5°C	<b>ROLL</b>	2°
<b>ALT</b>	30ft	<b>IVV</b>	120ft/min
<b>N1</b>	0,9%	<b>VRTG</b>	0,04g
<b>N2</b>	0,7%	<b>IAS</b>	1,5kt

**Tabela 3.2** – Tolerâncias mais restritivas iniciais

Como no algoritmo do sistema de avião são contemplados mais parâmetros do que os considerados inicialmente na ferramenta aqui desenvolvida, e dado que são os relatórios produzidos pelo sistema de avião que são usados actualmente para determinar a degradação de performance do avião, optou-se por incluir os parâmetros reportados pelo avião e ainda os que eram inicialmente considerados nesta ferramenta e que não são considerados no *Cruise Performance Report*, excepto a velocidade indicada (IAS) pois já se inclui o número de Mach. Desta forma, o sistema de tolerâncias e parâmetros utilizados na ferramenta desenvolvida neste trabalho encontram-se detalhados na tabela 3.3.

Parâmetro	Tolerância	Parâmetro	Tolerância
<b>MN</b>	0,003	<b>GS</b>	2,0kt
<b>TAT</b>	0,5°C	<b>ROLL</b>	2°
<b>ALT</b>	30ft	<b>EGT</b>	18°C
<b>N1</b>	0,9%	<b>VRTG</b>	0,03g
<b>N2</b>	0,7%	<b>FF</b>	100kg/h
		<b>IVV</b>	100ft/min

**Tabela 3.3** – Tolerâncias mais restritivas finais

Face à experiência, podem ser realizados ajustes às tolerâncias sugeridas na tabela 3.3 de forma a adequar a quantidade dos resultados ao nível pretendido. A utilização destas tolerâncias pode conduzir a um dos seguintes cenários: conseguem obter-se pontos de estabilidade, mas em número reduzido de voos ou obtêm-se demasiados pontos de estabilidade, situação que também é indesejável, uma vez que isso poderá querer dizer que o critério não é suficientemente restritivo de modo a ser respeitado apenas por um menor número de períodos de estabilidade.

### 3.4.2. FILTRAGEM DE DADOS

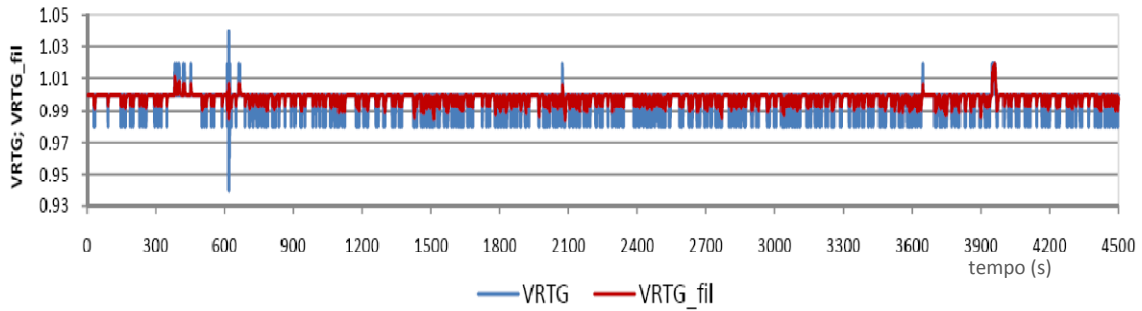
Para além das tolerâncias, no algoritmo a bordo do avião é também usado um filtro de dados para, de uma forma expedita, atenuar o efeito do ruído nas medições feitas. O filtro funciona como uma correcção dos dados lidos, não eliminando nenhuma leitura, mas adaptando-a à leitura anterior. Para isso, é usada a seguinte equação:

$$FO = OFV + \frac{t}{T} (NRV - OFV) \quad 3.4$$

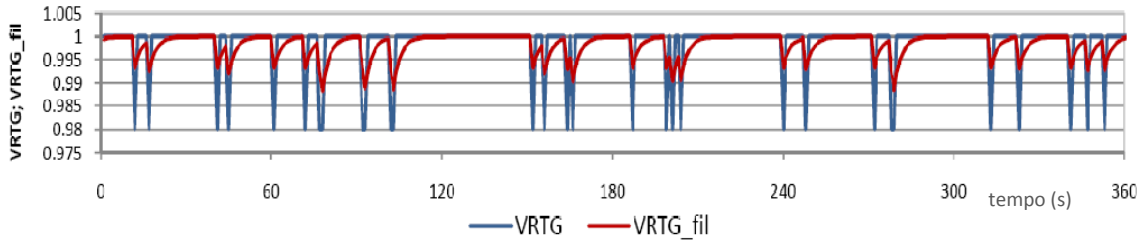
Na equação 3.4, FO (*filter output*) representa o valor já filtrado, OFV (*old filtered value*) é o valor anterior do mesmo parâmetro já depois de ter sido alterado pelo filtro, t é o número de amostras por segundo, que no presente caso é 1 amostra por segundo (t=1), T é uma constante de filtragem – no presente caso será considerado o valor constante e igual a 3, dado que é a mesma constante que o programa de avião usa para elaborar o *Cruise Performance Report* e por fim, a variável NRV é o valor lido sem o filtro (*new raw value*) e que, depois de se lhe aplicar o filtro, esta converte-se em FO. Depois de substituídos os valores de t e T na equação 3.4, esta traduz-se na equação 3.5:

$$FO = OFV + \frac{1}{3} (NRV - OFV) \quad 3.5$$

As figuras 3.3 e 3.4 ilustram essa diferença de dados a serem processados antes e depois do filtro, para o parâmetro da aceleração vertical. Foi estudado um voo Orly – Lisboa de um Airbus A321 efectuado em Julho. Segundo o *Cruise Performance Report*, o melhor período de estabilidade deu-se às 11h35m02s. Na primeira figura (figura 3.3) está representado um segmento completo da fase de cruzeiro deste voo (das 11h15m00s às 12h30m00s) e na segunda (figura 3.4) apresenta-se um pormenor da fase de cruzeiro incluindo o período reportado pelo *Cruise Performance Report* (das 11h32m às 11h38m). Na figura 3.3 o período de estabilidade reportado pelo avião e que se apresenta em pormenor na figura 3.4 pode observar-se entre os 2700 e os 3000 segundos.



**Figura 3.3** – Fase de cruzeiro de um voo de um Airbus A321 entre Orly e Lisboa



**Figura 3.4** – Pormenor da fase de cruzeiro do mesmo voo no ponto de melhor estabilidade

Nas figuras 3.3 e 3.4, VRTG representa os valores lidos e VRTG\_fil representa os valores deste parâmetro já depois de filtrados. Como se pode verificar pela figura 3.3, não há grande alteração na progressão dos valores do parâmetro. O que se verifica é uma atenuação do sinal, o que conduz à eliminação de picos bruscos de valores. Este facto pode ser observado na figura 3.4.

Este filtro veio permitir encontrar períodos de estabilidade em voos que, sem ele, não originavam um ponto de estabilidade sequer. Exemplo disso é o voo de um Airbus A320 com origem em Lisboa e destino Praia efectuado em Abril do corrente ano. Para este voo, e mesmo com o sistema de tolerâncias mais altas (idêntico ao usado no *Cruise Performance Report*), não se obteriam pontos de estabilidade caso os dados não fossem filtrados.

### 3.4.3. DESCRIÇÃO DO ALGORITMO

Conforme se pode verificar na figura 3.5, o primeiro passo é o carregamento do ficheiro que contém os parâmetros do voo e a criação dos ficheiros de escrita que serão posteriormente utilizados para a análise da robustez do algoritmo. Em seguida é realizada uma análise ao ficheiro de dados e, caso seja encontrado algum erro, é apresentada uma mensagem de erro.

O ficheiro de dados é lido linha-a-linha e os dados guardados numa matriz que tem um número de colunas superior ao número de parâmetros que constam no ficheiro de dados e que terá uma quantidade de linhas dependente do intervalo considerado. Como já foi dito anteriormente, a frequência de amostragem é de um valor do parâmetro por segundo. À medida que a matriz é preenchida, é realizada uma verificação ao valor da altitude que, para ser considerado, tem que ser superior a 33000ft, altitude que se admite corresponder à mínima para a fase de cruzeiro, em termos de utilização dos dados para efeitos de APM. Às entradas de dados é adicionado um identificador consoante a altitude seja superior ou inferior ao valor

mínimo. Este identificador permitirá validar se o período é possível de ser considerado como potencialmente estável ou não, dependendo, como é óbvio, da variação dos restantes parâmetros.

Quando é detectada uma altitude igual ou superior a 33000ft entra-se num ciclo de funções fora do *main*. Observando a figura 3.5, segue-se uma breve explicação de cada função que está programada fora do *main*.

Antes de se iniciar o processo de detecção de pontos de estabilidade, é chamada a função *reset* que tem como função limpar as variáveis que depois serão usadas para guardar dados. Segue-se depois a função *calc\_values* que, ao calcular a variação máxima de um parâmetro no período em análise, averiguará se esse parâmetro obedece aos critérios de estabilidade (tolerâncias). À função *calc\_values* está associada outra função – *calc\_variance* – que determinará a variância do parâmetro corrente independentemente se este obedeceu ou não às tolerâncias. A função *calc\_values* analisa apenas os parâmetros que foram escolhidos para serem considerados num estudo de estabilidade e a cada parâmetro desses está associada uma variável que, consoante o resultado do estudo desta função, toma o valor de 1 se houver estabilidade e o valor de 0 caso contrário.

Depois de analisados todos os parâmetros escolhidos para averiguar sobre a estabilidade do período, é chamada a função *stability\_pts* que observará se as variáveis associadas a cada parâmetro são iguais a 1. Em caso afirmativo, significa que o intervalo de tempo em estudo é de estabilidade. Caso contrário, não há estabilidade, mas as análises a serem feitas seguidamente são idênticas, haja ou não estabilidade.

Caso haja estabilidade o programa entra numa função, *calc\_stability\_pt*, que calcula o ponto de estabilidade associado ao período de estabilidade encontrado e escreve os valores desse ponto em ficheiros de *output* do programa. Depois de calcular o ponto de estabilidade, entra-se numa função, *quality\_num*, que calcula e imprime o valor do número de qualidade associado ao período que se está a estudar nos ficheiros de *output*.

Para o caso de não haver estabilidade é calculado o número de qualidade do intervalo que se está a analisar pela mesma função que se houver estabilidade, *quality\_num*. Se este número de qualidade for inferior ao do período de não estabilidade encontrado anteriormente, então segue-se uma função para guardar os dados desse período. Essa função, *calc\_nonstability\_pt*, calculará um ponto análogo ao ponto de estabilidade, mas correspondente ao período de não estabilidade que acabou de se encontrar.



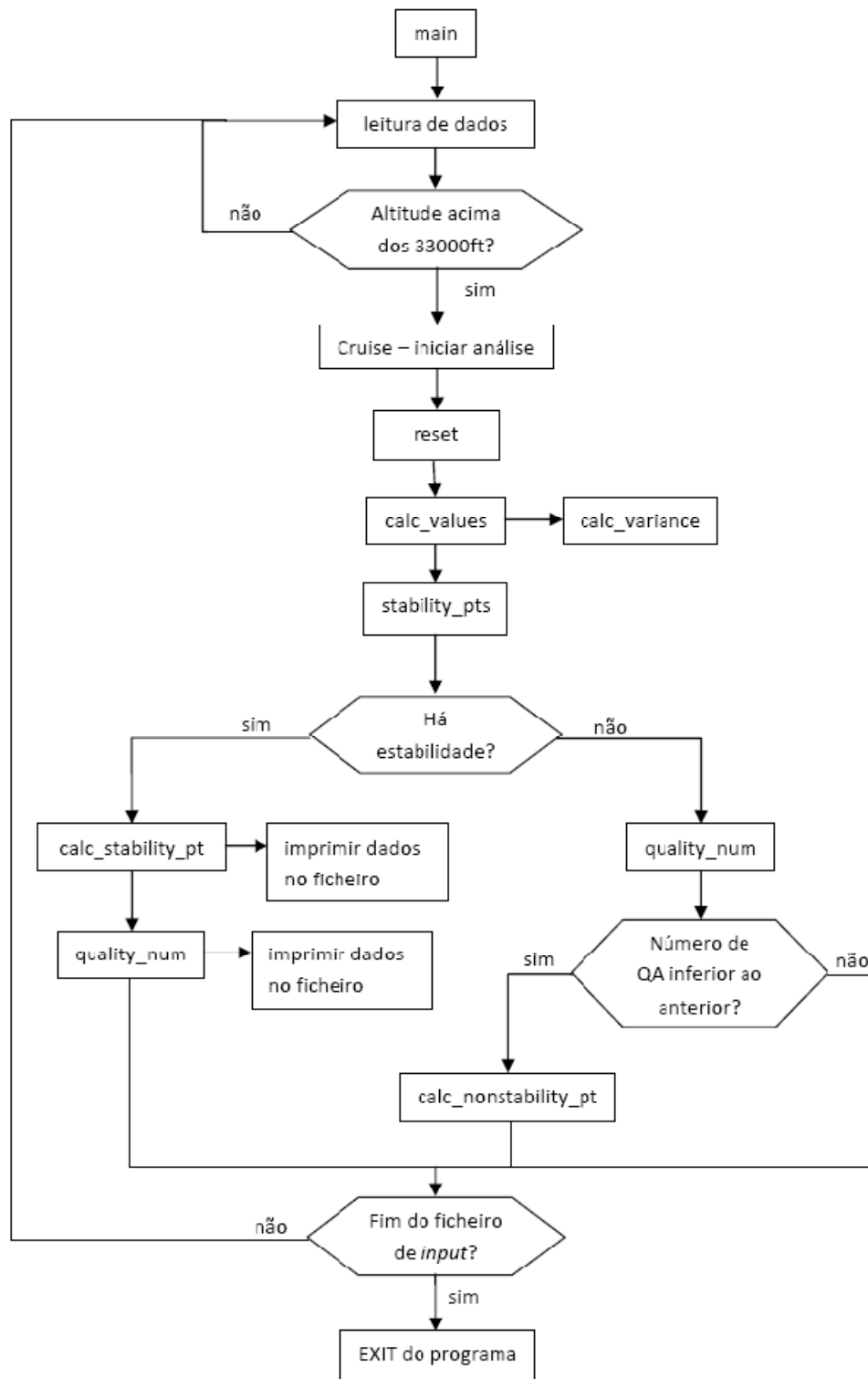


Figura 3.5 – Fluxograma do algoritmo de detecção de pontos de estabilidade

Depois de cada ciclo de análise do período de tempo que se acabou de ler, ou seja, depois de se averiguar se é um período de estabilidade ou não e fazer os procedimentos correspondentes para cada caso, é verificado se se está no final do ficheiro de *input*. Em caso afirmativo, o programa termina. Caso ainda não se tenha chegado ao final do ficheiro, lê-se a linha seguinte, que fará parte de um novo intervalo de tempo. Depois desta leitura, o processo anterior volta ao início.

O algoritmo que está a bordo e que gera o *Cruise Performance Report* – documento usado actualmente para averiguar sobre a degradação do avião – não é conhecido a fundo tendo de informação apenas o seu manual de onde se retiraram algumas tolerâncias usadas e o filtro de dados. No entanto, estas tolerâncias podem ser ajustadas se se verificar que são altas demais para as variações que ocorrem nos parâmetros para assim restringir mais a procura de períodos de estabilidade. Utilizando um critério mais restritivo, as condições de estabilidade são verificadas para um menor número de períodos de tempo reduzindo-se o tempo de cálculo do programa.

# 4. ESTUDO DO ALGORITMO

Nesta secção apresentar-se-á um estudo que visa a averiguação da qualidade e robustez do algoritmo, fazendo uso dos valores obtidos pelo APM quando este programa tem como *inputs* os pontos de estabilidade calculados pelo algoritmo apresentado no capítulo anterior. Apresentam-se neste capítulo os resultados obtidos da análise de três voos de um Airbus A321 realizados em Julho. No final é feita uma análise de APM com 10 pontos de estabilidade obtidos em cada um dos 10 voos da mesma aeronave realizados entre Maio e Julho.

Numa primeira parte será explorada a hipótese de baixar as tolerâncias para que não sejam debitados demasiados pontos de estabilidade durante um voo. Seguidamente será feita uma análise de degradação de performance utilizando o APM para averiguar sobre a consistência dos dados processados.

A avaliação dos resultados será feita tendo por base a análise de APM onde se avalia o consumo de combustível que a aeronave está a realizar através do DFFBM e ainda o nível de degradação do avião através do DSR.

## 4.1. SISTEMA DE TOLERÂNCIAS MAIS BAIXAS

O programa descrito no capítulo anterior serviu inicialmente para testar as tolerâncias mais baixas a serem implementadas. Para isso, testou-se o critério de estabilidade constituído pela tolerâncias descritas na tabela 3.3. Após a implementação do algoritmo e depois de se realizarem alguns testes com este para vários voos, observou-se que era possível haver uma redução das tolerâncias face às que foram inicialmente impostas (tabela 3.3). Este processo foi repetido para diversos voos com a mesma aeronave com o intuito de se atingir um compromisso entre a quantidade de voos que originavam pontos de estabilidade e a quantidade de pontos de estabilidade debitados por cada voo. Este compromisso foi conseguido através da diminuição da tolerância de todos os parâmetros com excepção do *Fuel Flow*, que se manteve. No final deste processo iterativo, as tolerâncias obtidas e consideradas neste trabalho são as representadas na tabela 4.1.

Parâmetro	Tolerância	Parâmetro	Tolerância
MN	0,002	GS	1,0kt
TAT	0,3°C	ROLL	0,5°
ALT	20ft	EGT	4°C
N1	0,6%	VRTG	0,02g
N2	0,4%	FF	100kg/h
		IVV	50ft/min

Tabela 4.1 – Tolerâncias mais restritivas

As tolerâncias apresentadas na tabela 4.1 foram também usadas para testar o algoritmo aqui a ser alvo de estudo. Com estas tolerâncias, apenas 1 voo em cada 10 analisados (em média) não gerou ponto de estabilidade, considerando assim que com estas tolerâncias se consegue uma boa amostra de pontos de estabilidade para se proceder a uma análise de APM. As tolerâncias da tabela 4.1 serão usadas nas análises de resultados que se seguem.

## 4.2. AVALIAÇÃO DO ALGORITMO

Actualmente, para averiguar sobre a degradação de uma aeronave, usa-se, como descrito anteriormente, o APM tendo como ficheiro de *input* o relatório que é obtido do avião, o *Cruise Performance Report*. Em termos de algoritmo, depois de se ter verificado que os dados lidos pelo AGS não eram consentâneos com os equivalentes lidos em avião, adicionou-se um filtro idêntico ao que é usado na linguagem do sistema de avião, tal como está descrito no manual da unidade que gera o *Cruise Performance Report*.

### 4.2.1. IMPACTO DO ALGORITMO NOS SISTEMAS MENOS ACTUAIS

Nos aviões Airbus A320-211 os sistemas que geram o *Cruise Performance Report* são muito menos sofisticados do que os que existem actualmente. Uma das desvantagens que estes sistemas antigos apresentam é que, assim que é identificado um período de estabilidade, é reportado o ponto de estabilidade correspondente, não garantindo assim que seja o melhor ponto de estabilidade de todo o cruzeiro. Este procedimento dá origem a dados que não são tão consistentes como os que se prevê serem obtidos pelo algoritmo agora apresentado, já que o algoritmo desenvolvido segue a metodologia de [3] onde ficou provado ser uma metodologia otimizada o suficiente para produzir dados de entrada no APM com uma qualidade superior aos que eram produzidos anteriormente. Os métodos anteriores consistiam então em critérios de estabilidade menos restritivos e ainda nos *Cruise Performance Report* que, como foi referido, não geram necessariamente o ponto de estabilidade com melhor qualidade.

A análise que se segue a um voo Lisboa – Praia efectuado por um avião Airbus A320-211 nas condições indicadas pode ser extrapolada a todas as aeronaves nas mesmas condições. Para este voo obteve-se pelo *Cruise Performance Report* um ponto de estabilidade às 21h37m41s. Na figura 4.1 apresenta-se um gráfico com a evolução dos parâmetros mais relevantes para toda a fase de cruzeiro deste voo. Em abcissas está representado o tempo em segundos, correspondendo os 0s às 21h35m.

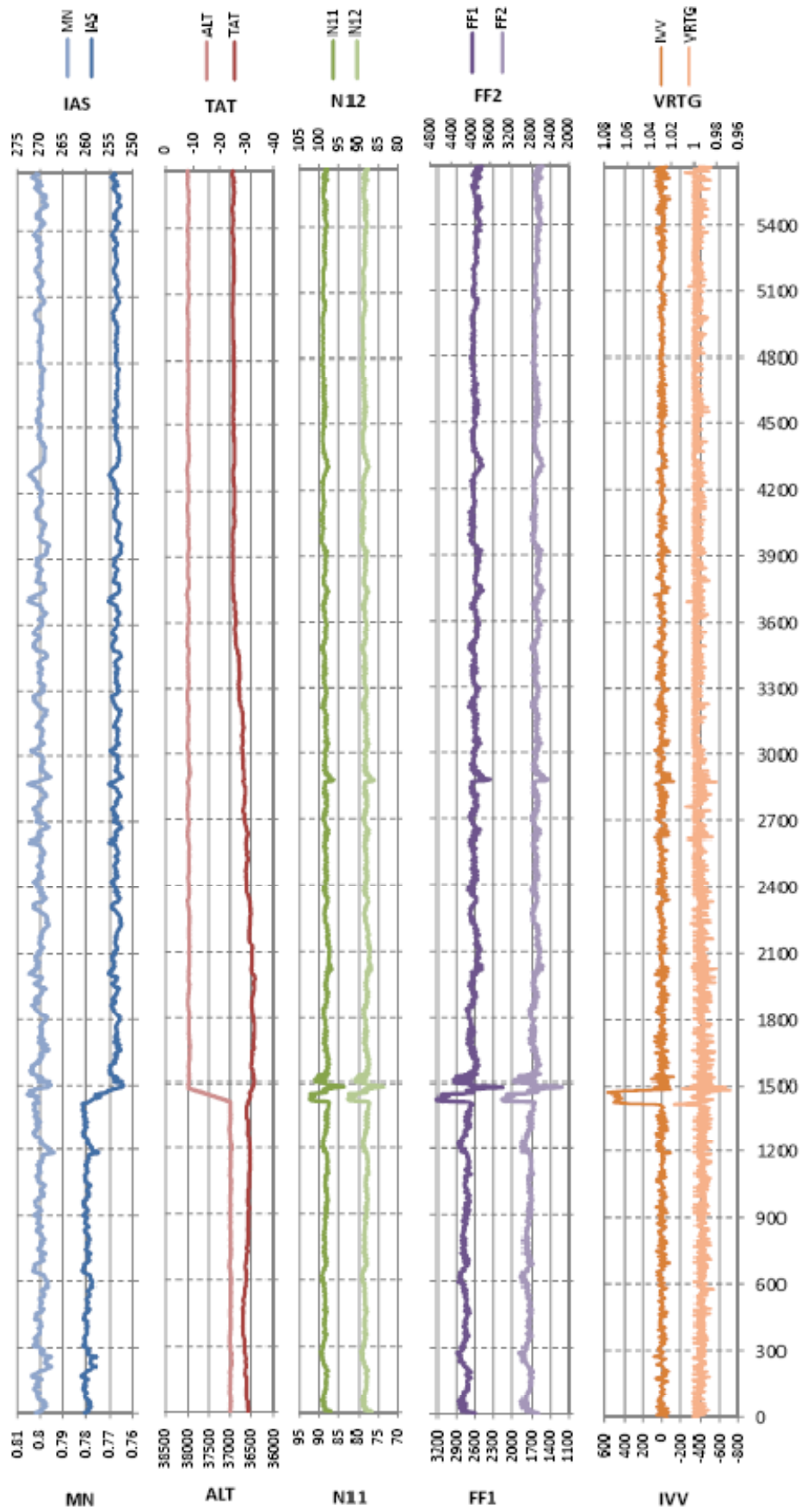


Figura 4.1 – Fase total de cruzeiro do voo Lisboa – Praia

Nesta figura estão expostas as evoluções de certos parâmetros de voo desde as 21h35m até às 00h44m. Como se pode observar, a evolução inicial dos parâmetros revela-se muito instável comparando com períodos de tempo seguintes à subida do nível de voo, visível na curva respeitante à altitude. Por observação directa da figura consegue identificar-se um período com características de um potencial período de estabilidade compreendido entre os segundos 4500 e 5100. No entanto, o período de estabilidade correspondente ao apresentado pelo *Cruise Performance Report* está compreendido entre os segundos 0 e 300.

Para efectuar uma análise a este voo com o algoritmo em estudo usou-se um ficheiro de dados extraído do AGS, como descrito anteriormente. No entanto, uma observação não exaustiva deste ficheiro revelou que este continha dados que não atingiam a qualidade desejável para dados de *input* do algoritmo desenvolvido como é exemplo o parâmetro do peso.

Ao tentar perceber se o que se constatou com o ficheiro de dados seria apenas um acaso verificaram-se os ficheiros de outros voos do mesmo tipo de avião (Airbus A320-211) e concluiu-se que não se trata de um acaso, mas sim de uma escolha de frequência de amostragem mais baixa. Quer isto dizer que o peso, tal como mais alguns parâmetros (por exemplo, no parâmetro da latitude observou-se o mesmo), têm uma frequência de amostragem de 1 leitura a cada 4 segundos. Este facto causa alguma instabilidade na leitura de dados, tendo-se verificado, por exemplo, que o peso é um parâmetro que se apresenta nulo em certos períodos de tempo e alternadamente apresenta-se com valores coerentes com o que se previa. Há inclusivamente parâmetros, que para o âmbito do trabalho não são importantes, que são lidos a cada 64 segundos. Para o caso do peso seria interessante em termos de trabalho futuro incorporar uma rotina no algoritmo desenvolvido que calculasse o peso do avião através do combustível usado e sabendo o peso inicial da aeronave. Uma vez que o peso e os outros parâmetros onde se verificaram estas falhas de qualidade não são contemplados pelo critério de estabilidade procedeu-se mesmo assim à análise deste voo com o algoritmo em estudo.

Para identificar períodos de estabilidade neste voo usando o algoritmo desenvolvido recorreu-se aos dois critérios de estabilidade anteriormente descritos, sendo que se designará por Critério 1 o critério de estabilidade dado pelas tolerâncias expostas na tabela 3.1 e por Critério 2 o critério de estabilidade exposto na tabela 4.1. A tabela 4.2 resume estes dois critérios estabelecidos:

<b>Critério 1</b>		<b>Critério 2</b>	
<b>Parâmetro</b>	<b>Tolerância</b>	<b>Parâmetro</b>	<b>Tolerância</b>
<b>MN</b>	0,008	<b>MN</b>	0,002
<b>TAT</b>	1,1°C	<b>TAT</b>	0,3°C
<b>ALT</b>	150 ft	<b>ALT</b>	20ft
<b>N1</b>	1,6%	<b>N1</b>	0,6%
<b>N2</b>	0,9%	<b>N2</b>	0,4%
<b>GS</b>	6,0 nós	<b>GS</b>	1,0kt
<b>ROLL</b>	0,8°	<b>ROLL</b>	0,5°
<b>EGT</b>	18°C	<b>EGT</b>	4°C
<b>VRTG</b>	0,03g	<b>VRTG</b>	0,02g
<b>FF</b>	100kg/h	<b>FF</b>	100kg/h
		<b>IVV</b>	50ft/min

**Tabela 4.2** – Critérios de estabilidade usados

Procedeu-se à análise deste voo recorrendo ao ficheiro de dados sem serem filtrados e usando o Critério 2 por ser o mais restritivo. No entanto, com este critério não foram obtidos nenhuns pontos de estabilidade. Ao mudar de critério o resultado foi o mesmo. Assim, aplicou-se o filtro de dados e efectuou-se o mesmo procedimento. Com o Critério 2 o resultado foi o mesmo, ou seja, mesmo com os dados filtrados não se conseguiu obter períodos de tempo nos quais as variações dos parâmetros respeitassem as tolerâncias impostas. Alterando a análise e usando o Critério 1 os resultados foram diferentes.

A análise com o Critério 1 ao voo Lisboa – Praia mencionado acima revelou-se uma surpresa. Foram obtidos 711 pontos de estabilidade cujo primeiro ponto ocorre às 21h52m, ou seja, muito depois do ponto que é obtido pelo *Cruise Performance Report*.

Um primeiro estudo a ser feito depois de observar os resultados obtidos pelo algoritmo foi tentar perceber porque é que não se obteve como período de estabilidade o período dado pelo *Cruise Performance Report*. Ao efectuar uma observação ao ficheiro de dados deste voo verificou-se realmente que para o período reportado pelo sistema de avião (21h37m41s) se obtinham variações de parâmetros superiores às permitidas pelo Critério 1. Uma das questões que se impõe agora é: se as variações são superiores às tolerâncias do Critério 1 – que são as actualmente usadas no sistema de avião – então como é que o sistema de avião gerou o ponto do *Cruise Performance Report*? Uma possível explicação é o facto do sistema de avião da aeronave em estudo em particular ser já antigo e portanto pode eventualmente admitir um sistema de tolerâncias menos restritivo do que o actualmente em vigor (aviões mais recentes).

O segundo e último estudo a ser feito foi encontrar o período de estabilidade de entre os 711 obtidos que tivesse melhor número de qualidade. O resultado desta análise foi de certa forma previsível. O ponto de estabilidade com melhor qualidade ocorreu às 00h20m. Este instante situa-se precisamente no período de tempo compreendido entre os segundos 4500 e 5100 que foi considerado anteriormente, através de simples inspecção visual, como um intervalo de tempo com potencial para ser de estabilidade. Na figura 4.2 apresentam-se os gráficos para o período de maior estabilidade com os dados já filtrados, uma vez que são esses que são processados. Nesta figura são apresentados os instantes entre as 00h16m (frame 0) e as 00h22m (frame 180). Na figura 4.3 apresenta-se em pormenor o período gerado pelo *Cruise*

Performance Report sendo que a frame 90 corresponde às 21h37m (hora do *Cruise Performance Report*) e estão apresentados 5 minutos ao todo, incluindo o período de estabilidade.

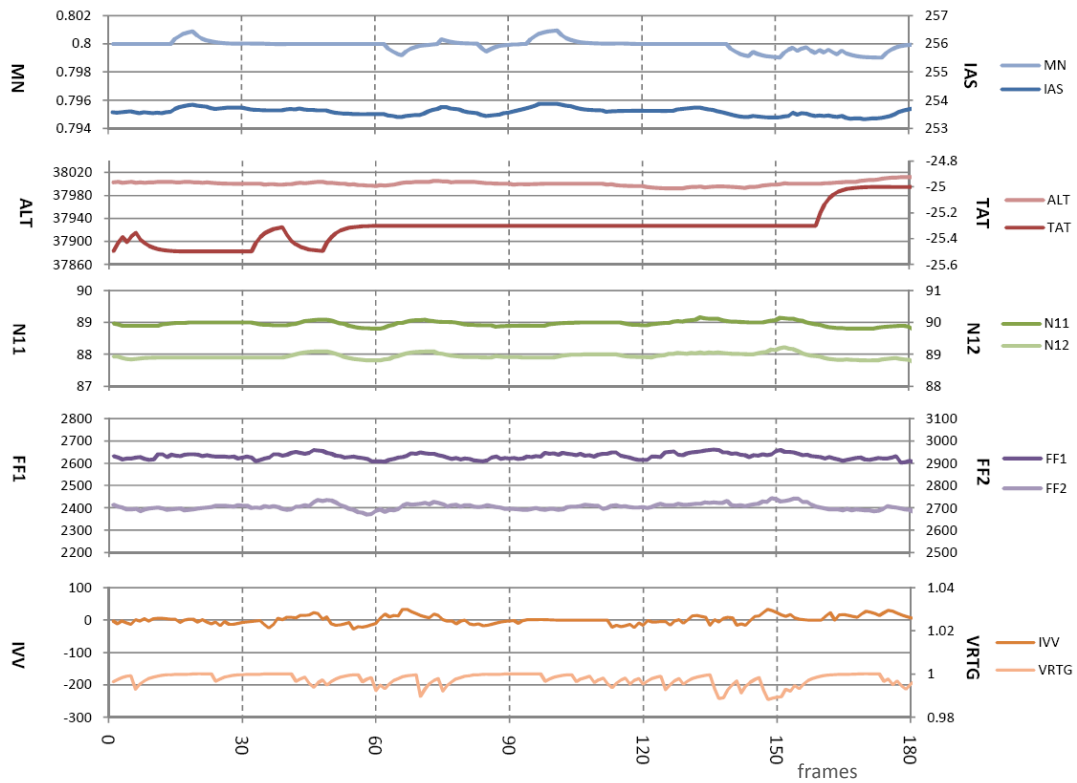


Figura 4.2 – Pormenor do período de estabilidade das 00h20m

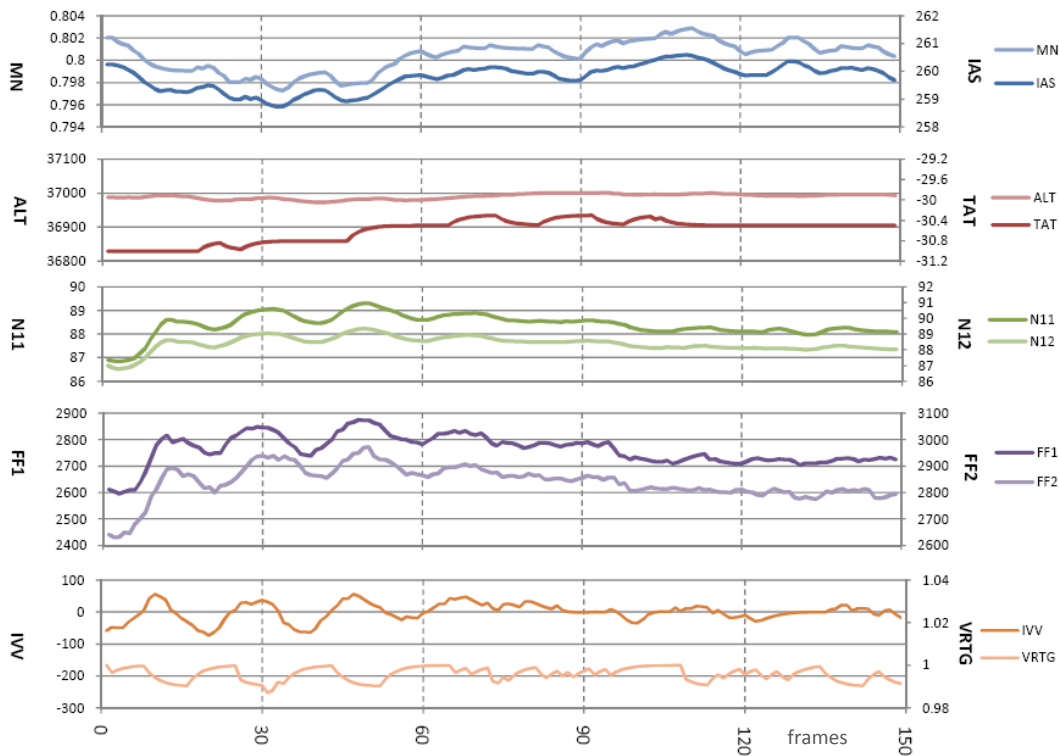


Figura 4.3 - Pormenor do período de estabilidade das 21h37m



Como se pode observar pelas figuras 4.2 e 4.3, o período obtido pelo algoritmo é muito mais estável que o gerado pelo *Cruise Performance Report*.

Na figura 4.2 cada 30 frames correspondem a 1 minuto. O período de maior estabilidade encontra-se entre as frames 60 e 120, sendo que a frame 120 corresponde ao último instante do período de maior estabilidade, ou seja, a frame 120 corresponde à hora 00h20m.

O período de estabilidade obtido pelo algoritmo desenvolvido apresenta uma flutuação de dados muito inferior à do período obtido pelo sistema de avião. Prova disso é o facto do ponto obtido pelo *Cruise Performance Report* nem sequer ser um ponto de estabilidade ao processar os dados pelo algoritmo. Quer isto dizer que no período apresentado no *Cruise Performance Report* as variações de dados são suficientemente elevadas para não respeitarem as tolerâncias do Critério 1 que por si só já é um critério pouco restritivo. Analisando a figura 4.2 percebe-se que não há uma grande flutuação de dados no período considerado como sendo de melhor estabilidade pelo algoritmo estudado, enquanto que, voltando à figura 4.1, observa-se uma maior flutuação dos dados nos períodos adjacentes ao período reportado pelo sistema de avião.

Para este voo não foram efectuadas análises de APM. Um dos parâmetros cruciais para uma análise de APM eficiente é o peso  $e$ , como foi referido, este parâmetro aparecia no ficheiro de dados como sendo nulo em todas as leituras. Uma análise de performance recorrendo ao APM seria muito útil para averiguar sobre a consistência dos dados obtidos pelo algoritmo. Mas uma vez que estas análises seriam em vão pela falta de dados de input no APM, pode-se tentar averiguar a consistência de dados através do número de qualidade dos 2 períodos de estabilidade. Na tabela 4.3 apresentam-se os resultados do cálculo do número de qualidade para cada período de estabilidade.

<b>N.º de qualidade do período das 21h47m</b>	<b>N.º de qualidade do período das 00h20m</b>
8,356297	0,12197

**Tabela 4.3** – Número de qualidade dos 2 períodos de estabilidade

Como se pode detectar pela observação da tabela, o número de qualidade do período das 21h47m obtido pelo sistema de avião é um número muito mais elevado que o obtido pelo período de estabilidade gerado pelo algoritmo. Uma vez que o número de qualidade pode ser entendido como uma medida de dispersão da amostra, então constata-se que o ponto obtido pelo sistema de avião foi conseguido com uma maior dispersão de parâmetros, sugerindo assim uma maior flutuação de dados neste período, como aliás já foi referido. A haver qualidade de dados no ficheiro de dados de voo, espera-se portanto que uma análise de performance seja muito mais fiável com dados produzidos pelo algoritmo agora desenvolvido do que tem sido recorrendo aos pontos obtidos pelo *Cruise Performance Report*. Esta qualidade superior dos dados de *input* do algoritmo espera-se ser atingida caso seja integrada

uma subrotina que calcule convenientemente o peso, através por exemplo, do combustível usado.

#### 4.2.2. IMPACTO DO ALGORITMO NOS SISTEMAS ACTUAIS

Os sistemas mais recentes de avião, excepto nos Airbus A330, têm já em conta todo o voo, ou seja, não reportam o primeiro ponto de estabilidade que encontram mas sim o que encontram ao longo de todo o voo que tenha a melhor qualidade. Para o caso dos Airbus A330, estes aviões têm um sistema de geração de pontos de estabilidade diferente do usado pela família Airbus A320 que é a que está a ser alvo de estudo. Os Airbus A330 reportam todos os pontos de estabilidade que encontram segundo o algoritmo que gera os *Cruise Performance Reports* para estes aviões, sendo que a escolha do melhor ponto de estabilidade é feita posteriormente por pessoas qualificadas para isso. Assim, fez-se um estudo de comparação entre os pontos originados pelo sistema de avião e os pontos gerados pelo algoritmo em estudo. O avião escolhido para esta análise foi um Airbus A321.

Antes de iniciar a análise destas aeronaves verificaram-se os ficheiros de dados de alguns dos voos, ainda que não exhaustivamente. Constatou-se que a aceleração longitudinal (*Fligh Path Acceleration* – FPAC) apresentava uma certa discrepância tendo em conta a velocidade em relação ao solo (*Ground Speed* – GS) que era progressivamente apresentada. Sendo assim, para todas as análises efectuadas posteriormente, o valor do parâmetro de FPAC toma o valor calculado analiticamente pelos valores da GS apresentados nos 20 segundos centrais do período de estabilidade considerado.

Para poder averiguar sobre a consistência dos dados foi necessário obter vários pontos de estabilidade no mesmo voo para cada sistema. Como o *Cruise Performance Report* consiste em apenas um ponto de estabilidade que satisfaça os critérios de estabilidade impostos pelo sistema de avião, o que se fez foi tentar recriar através do algoritmo as condições em que é efectuado este relatório. Assim, adoptaram-se as tolerâncias impostas pelo Critério 1 e compararam-se os pontos obtidos por este critério com os pontos obtidos pelo Critério 2. Para esta primeira análise recorreu-se a um voo de um Airbus A321 com a rota Lisboa – Paris (Orly). O que se fez nesta primeira abordagem foi analisar os 10 primeiros pontos de estabilidade que foram obtidos tanto por um critério como pelo outro e para efectuar essa análise recorreu-se aos resultados de APM obtidos com os 10 pontos escolhidos. Na tabela 4.4 apresentam-se os dados de *input* do APM obtidos pelo Critério 1.

	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	35978	0,7624	-33,36	65570	27,3	0,0007	-42,7	84	84	1231,4	1220,5	611,3	592,4
2	35978	0,7624	-33,36	65570	27,3	0,0007	-43,1	84	84	1231,2	1220,5	611,2	592,2
3	35977	0,7623	-33,37	65569	27,3	0,0007	-43,4	84	84	1231,0	1220,5	611,1	592,1
4	35977	0,7623	-33,38	65568	27,3	0,0008	-43,6	84	84	1230,7	1220,5	611,0	591,9
5	35976	0,7622	-33,38	65567	27,3	0,0008	-43,7	84	84	1230,4	1220,4	610,9	591,7
6	35976	0,7622	-33,38	65566	27,3	0,0009	-43,8	84	84	1230,2	1220,4	610,8	591,6
7	35975	0,7621	-33,39	65566	27,3	0,0009	-43,9	84	84	1230,0	1220,3	610,7	591,4
8	35975	0,7621	-33,39	65565	27,3	0,0009	-43,7	84	84	1229,9	1220,1	610,6	591,3
9	35974	0,7620	-33,39	65564	27,3	0,0009	-43,2	84	84	1229,7	1219,9	610,5	591,1
10	35973	0,7620	-33,39	65563	27,3	0,0009	-42,7	84	84	1229,3	1219,9	610,3	591,0

Tabela 4.4 – Pontos de input do APM obtidos pelo Critério 1

Com os pontos de estabilidade da tabela 4.4 obtiveram-se os resultados de performance conseguidos pelo APM que se apresentam na tabela 4.5.

**APM DEVIATION DATA**

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	0,278	1,531	3,235	3,696	-4,594
2	0,280	1,546	3,227	3,678	-4,600
3	0,286	1,580	3,216	3,668	-4,622
4	0,260	1,431	3,196	3,651	-4,464
5	0,263	1,447	3,184	3,633	-4,468
6	0,234	1,286	3,175	3,622	-4,308
7	0,238	1,311	3,160	3,605	-4,318
8	0,237	1,304	3,148	3,593	-4,300
9	0,236	1,299	3,136	3,576	-4,283
10	0,234	1,285	3,114	3,558	-4,250
MV	0,255	1,402	3,179	3,628	-4,421
SD	0,021	0,119	0,040	0,046	0,146

Tabela 4.5 – Análise de APM com o Critério 1

Analogamente ao que foi feito para o Critério 1, fez-se também para o Critério 2 com os dados do mesmo voo. Na tabela 4.6 apresentam-se os dados dos 10 primeiros pontos de estabilidade detectados no voo em estudo pelo Critério 2.

	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	35946	0,7567	-35,9	63995	27,8	-0,0006	-10,3	83	83	1169,9	1168,3	579,0	568
2	35946	0,7567	-35,9	63994	27,8	-0,0007	-10,6	83	83	1169,9	1168,2	579,1	568
3	35945	0,7568	-35,9	63994	27,8	-0,0008	-10,8	83	83	1170,0	1168,1	579,1	568
4	35945	0,7568	-35,9	63994	27,8	-0,0008	-10,9	83	83	1169,9	1168,1	579,1	568
5	35945	0,7568	-35,9	63993	27,8	-0,0009	-10,8	83	83	1169,9	1168,1	579,1	568
6	35945	0,7569	-35,9	63993	27,8	-0,0010	-10,1	83	83	1169,9	1168,2	579,1	568
7	35945	0,7569	-35,9	63993	27,8	-0,0010	-9,1	83	83	1169,9	1168,2	579,1	568
8	35945	0,7569	-35,9	63993	27,8	-0,0011	-8,0	83	83	1169,9	1168,3	579,2	568
9	35945	0,7570	-35,8	63992	27,8	-0,0011	-6,6	83	83	1169,9	1168,4	579,2	568
10	35945	0,7570	-35,8	63992	27,8	-0,0012	-5,2	83	83	1169,9	1168,5	579,2	568

Tabela 4.6 - Pontos de input do APM obtidos pelo Critério 2

O resultado da análise de APM com os pontos de estabilidade obtidos pelo Critério 2 estão presentes na tabela 4.7.

APM DEVIATION DATA

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	0,310	1,786	2,917	2,562	-4,540
2	0,342	1,970	2,913	2,568	-4,708
3	0,372	2,147	2,899	2,568	-4,859
4	0,372	2,150	2,894	2,568	-4,859
5	0,401	2,320	2,894	2,568	-5,016
6	0,424	2,458	2,889	2,567	-5,140
7	0,418	2,419	2,889	2,567	-5,104
8	0,439	2,548	2,894	2,573	-5,227
9	0,412	2,388	2,963	2,565	-5,143
10	0,432	2,505	2,968	2,565	-5,256
MV	0,392	2,269	2,912	2,566	-4,985
SD	0,042	0,249	0,030	0,002	0,236

Tabela 4.7 - Análise de APM com o Critério 2

Os parâmetros com maior relevância para averiguar sobre a performance de uma aeronave são o DFFBM e o DSR. Para estes dois resultados observou-se os desvios padrão a si associados. Os resultados correspondentes estão esquematizados na tabela 4.8.

	Critério 1	Critério 2
DFFBM	0,04	0,03
DSR	0,146	0,236

Tabela 4.8 – Desvios padrão dos resultados

Analisando os desvios padrão de cada um destes parâmetros obtidos para cada uma das análises efectuadas constata-se que o desvio padrão associado à degradação global do avião dada pelo valor de DSR é superior para o Critério 2 (mais restritivo) que para o Critério 1

(menos exigente). Apesar de se poder esperar o contrário, este facto não é de todo falacioso já que o cálculo deste parâmetro depende de muitas características do voo, não só ao nível dos motores mas também ao nível da aerodinâmica e da velocidade e direcção do vento quando consideradas. Já o desvio padrão associado ao DFFBM é inferior analisando o voo com os pontos do Critério 2 do que com os do Critério 1. O DFFBM é um parâmetro que, sendo uma característica do motor, se deve manter com uma flutuação muito reduzida em todo o voo e como tal devem ser observadas baixas variações de ponto para ponto de estabilidade. Para este parâmetro a situação inverte-se e o desvio padrão associado a este parâmetro é inferior usando os pontos de estabilidade obtidos pelo Critério 2. Esta situação pode ser indicativa que há uma maior consistência nos dados obtidos pelo Critério 2 já que é verificado um valor de desvio padrão para o DFFBM inferior ao obtido com o Critério 1.

Para perceber qual a influência deste algoritmo no valor da degradação do avião, analisaram-se 3 voos do mesmo avião de modelo Airbus A321 com o algoritmo estudado e com o Critério 2 de tolerâncias. Para consolidar o estudo do algoritmo, os voos foram testados também sem a aplicação da filtragem de dados tendo-se também obtido pontos de estabilidade para os 3 voos nesta condição. Na tabela 4.9 esquematiza-se a designação que se terá para melhor entendimento do estudo efectuado.

Nome do voo	Origem	Destino	Hora de partida	Hora de chegada	Hora do ponto de estabilidade
Voo 1	Lisboa	Dakar	21h32m	01h10m	22h46mm
Voo 2	Dakar	Lisboa	02h41m	06h12m	05h01mm
Voo 3	Paris (Orly)	Lisboa	10h46m	13h01m	11h36mm

**Tabela 4.9** – Informação dos voos estudados

Para cada voo da tabela 4.9 foram obtidos mais do que um ponto de estabilidade ao longo do voo, sendo que o ponto de estabilidade obtido com melhor qualidade (menor número de qualidade) ocorreu no instante descrito na última coluna do lado direito desta tabela. Para cada voo analisado foram obtidos 2 ficheiros de *output* do algoritmo, sendo um deles com os pontos de estabilidade obtidos com os dados não filtrados e o outro contendo os pontos de estabilidade obtidos com os dados resultantes da aplicação do filtro. Foi também estudada a influência da haver ou não correcção gravítica, que implica introduzir outros parâmetros nos dados de *input* do APM. Os dados adicionais para uma correcção gravítica são a posição verdadeira (*true heading*), a latitude e a velocidade e direcção do vento. Os dados são apresentados sem considerar uma correcção gravítica, fazendo-se no final uma comparação de resultados apenas.

Nas tabelas que se apresentarão a seguir, a linha assinalada a azul corresponderá ao ponto de estabilidade com melhor número de qualidade.

Para o Voo 1 apresentam-se na tabela 4.10 os dados dos 3 pontos de estabilidade que foram utilizados como dados de *input* de uma análise de APM, tanto para dados filtrados como para dados não filtrados.

Dados Filtrados													
	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	32954	0,7709	-17,3	82828	25,3	0,0	-2,0	88,33	88,33	1582,0	1592,1	669,3	656,7
2	32952	0,7720	-16,8	82289	25,5	0,0	0,5	87,99	88,02	1558,2	1571,6	666,8	654,6
3	32961	0,7715	-16,8	81939	25,3	0,0	-20,0	87,87	87,80	1545,3	1553,0	664,9	653,5

Dados Não Filtrados													
	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	32954	0,7709	-17,3	82827	25,3	0,0	-0,8	88,33	88,34	1582,3	1592,5	669,3	656,7
2	32950	0,7720	-16,8	82296	25,5	0,0	12,8	88,01	88,04	1561,2	1572,5	667,0	654,6
3	32953	0,7709	-16,8	82006	25,4	0,0	-16,0	87,99	88,00	1553,9	1567,3	667,0	656,0

Tabela 4.10 – Lista de dados de *input* do APM para o Voo 1

Para estes pontos os resultados foram os seguintes (tabela 4.11):

Dados Filtrados					
	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	0,175	0,748	3,220	2,405	-3,839
2	-0,125	-0,535	3,336	2,528	-2,708
3	-0,037	-0,159	3,142	2,598	-2,893
MV	0,005	0,018	3,233	2,510	-3,146
SD	0,154	0,659	0,097	0,098	0,607

Dados Não Filtrados					
	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	-1,047	-4,499	8,088	2,380	-3,124
2	-0,208	-0,888	3,366	2,511	-2,390
3	0,077	0,334	3,253	2,633	-3,473
MV	-0,392	-1,684	4,902	2,508	-2,996
SD	0,584	2,513	2,759	0,127	0,553

Tabela 4.11 – Resultados do APM para o Voo 1

Para o Voo 2 têm-se os dados de *input* do APM apresentados na tabela 4.12 e os respectivos resultados na tabela 4.13

Dados Filtrados													
	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	33998	0,7662	-20,3	74076	22,5	0,0000	-8,9	86,26	86,30	1387,1	1391,6	640,3	629,2
2	34002	0,7653	-20,5	73588	22,6	0,0000	-16,8	86,05	86,03	1378,4	1378,9	637,6	626,2
3	34007	0,7640	-20,0	72686	22,8	-0,0022	-16,9	86,00	86,00	1368,5	1370,9	639,1	629,0

Dados Não Filtrados													
	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	33998	0,7670	-20,3	74319	22,5	0,0000	-7,2	86,40	86,33	1398,7	1398,5	641,7	629,7
2	33998	0,7662	-20,3	74077	22,5	0,0000	-8,8	86,29	86,30	1386,8	1391,4	640,3	629,2
3	34005	0,7656	-20,0	72706	22,8	-0,0022	0,0	86,03	86,00	1372,2	1372,4	640,1	629,0

Tabela 4.12 – Lista de dados de *input* do APM para o Voo 2

**Dados Filtrados**

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	-0,107	-0,568	2,769	2,567	-2,139
2	-0,154	-0,822	3,267	2,666	-2,361
3	0,589	3,306	3,303	2,943	-6,296
MV	0,109	0,639	3,113	2,725	-3,598
SD	0,416	2,314	0,299	0,194	2,339

**Dados Não Filtrados**

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	-0,093	-0,489	2,911	2,530	-2,351
2	-0,093	-0,492	2,668	2,542	-2,117
3	0,467	2,597	3,255	2,968	-5,603
MV	0,094	0,538	2,945	2,680	-3,357
SD	0,323	1,783	0,295	0,250	1,949

**Tabela 4.13** – Resultados do APM para o Voo 2

Para o Voo 3 têm-se os dados de *input* do APM apresentados na tabela 4.14 e os respectivos resultados na tabela 4.15.

**Dados Filtrados**

	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	33010	0,7897	-20,3	78247	20,1	0,0000	-22,4	86,89	86,92	1527,7	1540,8	650,8	640,8
2	32995	0,7897	-19,6	77956	20,2	0,0000	10,9	87,00	87,00	1530,9	1543,9	652,0	642,1
3	32998	0,7889	-19,3	77224	20,3	0,0026	-17,6	86,96	86,97	1525,9	1534,4	653,7	644,3

**Dados Não Filtrados**

	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	33009	0,7897	-20,3	78245	20,1	0,0000	-24,8	86,88	86,91	1526,8	1539,1	650,7	640,7
2	32992	0,7890	-19,7	77968	20,2	0,0000	1,6	86,97	86,97	1527,8	1542,0	651,5	641,7
3	32998	0,7889	-19,3	77225	20,3	0,0026	-19,2	86,98	86,99	1526,9	1535,1	653,9	644,4

**Tabela 4.14** – Lista de dados de *input* do APM para o Voo 3

**Dados Filtrados**

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	-0,114	-0,505	3,146	2,838	-2,558
2	-0,329	-1,441	3,217	2,757	-1,700
3	-0,954	-4,082	3,130	2,983	1,092
MV	-0,466	-2,009	3,164	2,859	-1,055
SD	0,437	1,855	0,046	0,115	1,908

**Dados Não Filtrados**

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	-0,104	-0,462	3,099	2,841	-2,556
2	-0,199	-0,877	3,192	2,757	-2,236
3	-0,883	-3,783	3,095	2,972	0,811
MV	-0,395	-1,707	3,129	2,857	-1,327
SD	0,425	1,810	0,055	0,108	1,859

**Tabela 4.15** – Resultados do APM para o Voo 3

	Voo 1		Voo 2		Voo 3	
	Filtrados	Não Filtrados	Filtrados	Não Filtrados	Filtrados	Não Filtrados
	DSR %	DSR %	DSR %	DSR %	DSR %	DSR %
1	-4,122	-4,101	-2,694	-2,909	-2,728	-2,727
2	-2,996	-2,677	-2,902	-2,672	-1,875	-2,236
3	-3,182	-3,760	-6,776	-6,087	0,919	0,811
MV	-3,433	-3,513	-4,124	-3,889	-1,228	-1,384
SD	0,603	0,743	2,299	1,907	1,907	1,917

Tabela 4.16 – Resultado com a correcção gravítica

Pelos resultados acima apresentados (tabela 4.16), verifica-se que os desvios padrão dos parâmetros mais relevantes de *output* do programa de APM (DFFBM e DSR) não apresentam diferenças significativas quando se passa de uma análise de dados filtrados para uma análise com dados não filtrados. Percebe-se, no entanto, que o facto de existir filtro provoca uma alteração ligeira nos resultados. Muito dos parâmetros que são lidos a bordo do avião estão sujeitos a perturbações exteriores e estas podem causar algumas discrepâncias bruscas na leitura impossíveis de atenuar mesmo com o filtro.

Quanto à avaliação dos dados pela correcção gravítica, não se verificam diferenças que justifiquem usar ou não a correcção. No entanto, os valores obtidos para o DSR não são iguais para as duas situações, concluindo-se que a correcção gravítica afecta o resultado de degradação de performance do avião, mas não a níveis simbólicos. Na tabela 4.17 ilustram-se essas diferenças entre valores de DSR obtidos com correcção e sem correcção.

	Voo 1		Voo 2		Voo 3	
	Filtrados	Não Filtrados	Filtrados	Não Filtrados	Filtrados	Não Filtrados
MV	-0,287	-0,517	-0,526	-0,532	-0,173	-0,057
SD	-0,004	0,190	-0,040	-0,042	-0,001	0,066

Tabela 4.17 – Diferenças verificadas entre resultados com ou sem correcção gravítica

Para além dos 3 voos estudados, foram ainda analisados mais 7 voos (um total de 10 voos do mesmo avião) realizados todos eles entre Maio e Julho. Verificou-se que não há uma grande discrepância no instante do ponto de estabilidade em que é gerado o *Cruise Performance Report* e o instante de estabilidade detectado pelo algoritmo desenvolvido. O avião do estudo que tem vindo a ser feito tem já incorporado um sistema mais actual que também faz a selecção do ponto de estabilidade pelo melhor número de qualidade.

Para ilustrar esta tendência verificaram-se os pontos gerados pelo sistema de avião para estes 3 voos. Na tabela 4.18 apresentam-se os dados de input do APM vindos do *Cruise Performance Report*.

	Hora hh:mm	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
Voo 1	22:47	32986	0,7725	-16,80	81980	25,3	-0,00005	-2	87,9	87,9	1552	1564	666,5	655,4
Voo 2	05:01	34023	0,7680	-20,30	74070	22,5	0,00000	0	86,2	86,2	1390	1391	640,6	629,2
Voo 3	11:35	33036	0,7915	-20,25	78300	20,1	-0,00025	1	86,9	86,9	1534	1546	651,9	642,0

Tabela 4.18 – Pontos de estabilidade de input do APM obtidos pelo *Cruise Performance Report*



Os respectivos resultados para os pontos apresentados na tabela anterior são os expostos na tabela 4.19.

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DFFBM pelo algoritmo %	DEGTM %	DSR %	DSR pelo algoritmo %
<b>Voo 1</b>	-0,075	-0,325	3,462	3,142	2,700	-3,031	-2,893
<b>Voo 2</b>	-0,181	-0,960	3,262	3,267	2,730	-2,220	-2,361
<b>Voo 3</b>	-0,335	-1,469	3,548	3,146	2,974	-1,986	-2,556

**Tabela 4.19** – Resultados pelo *Cruise Performance Report*

Na tabela 4.19, as colunas designadas por “DSR pelo algoritmo” e “DFFBM pelo algoritmo” correspondem às colunas com os valores de DSR e DFFBM, respectivamente, obtidos com os pontos de estabilidade de melhor qualidade para cada um dos voos. Para os voos 2 e 3 o DSR obtido com o melhor ponto de estabilidade gerado pelo algoritmo é superior ao obtido pelo ponto do *Cruise Performance Report*, sendo que para o Voo 1 observa-se a situação inversa. O que se espera com o algoritmo não é vir a concluir que o nível de degradação da aeronave é inferior ou superior do que o actualmente imposto ao analisar os pontos do *Cruise Performance Report*. Pretende-se sim é que o nível de degradação seja o mais realista possível sendo que para isso é necessário ter uma amostra de pontos de estabilidade suficientemente consistentes. Já foi visto atrás que o algoritmo em estudo utiliza uma metodologia que permite isso mesmo.

Faça-se agora uma análise abordando de forma um pouco diferente o caso. Garante-se que estes voos foram efectuados todos no mesmo mês. Ora se foram realizados com intervalos de tempo reduzidos, a degradação do avião – que é o mesmo para todos os voos – não deve variar muito. Se isso acontecer, provavelmente ficará a dever-se a uma avaliação de peso incorrecta. Ao analisar as colunas referentes ao nível de degradação verifica-se uma flutuação muito maior de DSR e de DFFBM obtidos pelos pontos do *Cruise Performance Report* do que no DSR e no DFFBM obtidos pelo algoritmo. Observa-se também que uma ligeira diferença do instante do ponto de estabilidade é suficiente para causar diferenças nestes 2 parâmetros. Esta tendência leva a crer que os pontos de estabilidade obtidos pelo algoritmo desenvolvido são constituídos por dados com uma maior consistência (tal como já tinha sido analisado antes) e para além disso, analisando novamente a tabela 4.18, é possível que sejam melhores indicadores do estado real da aeronave que os pontos do *Cruise Performance Report*. Para ilustrar de forma gráfica o período de maior estabilidade do Voo 3, apresenta-se na figura 4.3 a fase total de cruzeiro deste voo entre as 11h15m e as 12h30m.

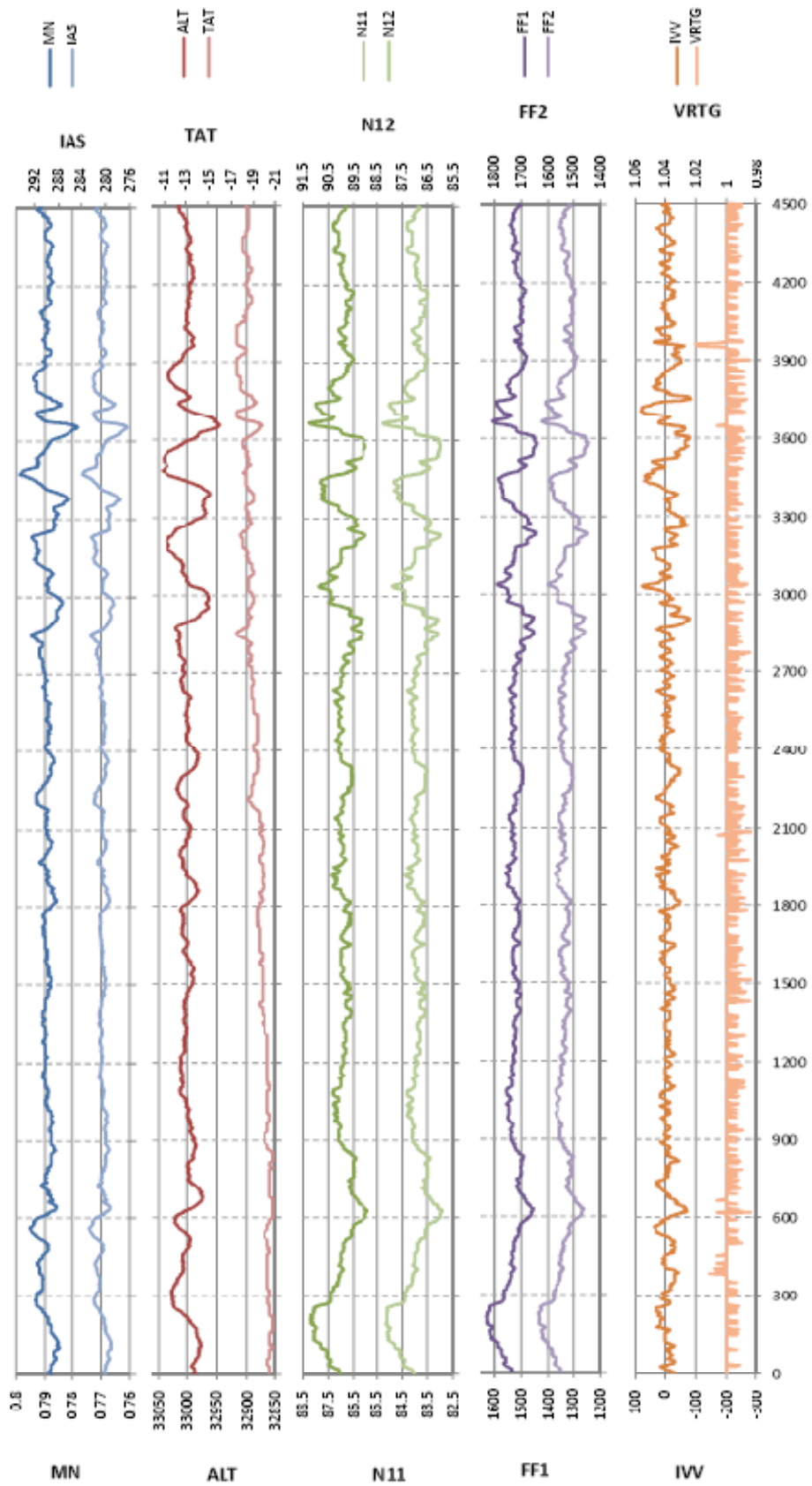


Figura 4.4 – Fase de cruzeiro do Voo 3

Verifica-se um período com características para ser considerado um período de estabilidade compreendido entre os segundos 900 e 1800. No gráfico, os 900s correspondem às 11h30m e os 1800s correspondem às 11h45m.

O sistema de avião gerou um *Cruise Performance Report* às 11h35m enquanto que o algoritmo desenvolvido originou um ponto às 11h36m com um número de qualidade inferior ao apresentado pelo ponto do *Cruise Performance Report* indicando novamente uma melhor qualidade de dados. Este ponto dado pelo algoritmo vem designado nas tabelas 4.14 – 4.16 como sendo o ponto 1 do Voo 3 (assinalado também a azul). Na tabela 4.20 encontram-se esquematizados esses números de qualidade.

QA do ponto do avião (11h35m)	QA do ponto do algoritmo (11h36m)
0,541078	0,369561

Tabela 4.20 – Números de qualidade

Há que dar ênfase ao facto do ponto de estabilidade indicado acima obtido pelo algoritmo em estudo foi conseguido com o critério de estabilidade mais restritivo, Critério 2.

Do avião que se tem vindo a estudar, um Airbus A321, foram analisados 17 voos dos quais se dispunha do *Cruise Performance Report*. Os pontos de estabilidade gerados pelo *Cruise Performance Report* estão expostos na tabela 4.21 e na tabela 4.22 estão os respectivos resultados de APM.

	ALT FEET	MACH -	TAT C	WEIGHT KG	CG %	FPAC G	VV FT/MIN	N11 %	N12 %	FFA1 KG/H	FFA2 KG/H	EGT1 C	EGT2 C
1	35968	0,7875	-19,70	73130	17,6	0,0006	2,0	88,60	88,60	1444	1449	675,4	668,6
2	33036	0,7915	-20,25	78300	20,1	-0,0003	1,0	86,90	86,90	1534	1546	651,9	642,0
3	36022	0,7760	-27,50	73115	21,2	0,0001	10,0	87,00	87,00	1379	1380	638,2	636,3
4	36018	0,7745	-30,05	72760	27,2	0,0003	7,0	86,70	86,70	1378	1377	636,6	628,2
5	33031	0,7740	-22,85	77200	26,3	0,0005	-4,0	85,80	85,80	1449	1448	628,9	618,9
6	34027	0,7805	-20,70	76445	22,5	0,0009	-7,5	87,20	87,20	1474	1479	651,1	637,3
7	32986	0,7725	-16,80	81980	25,3	-0,0001	-2,0	87,90	87,90	1552	1564	666,5	655,4
8	34023	0,7680	-20,30	74070	22,5	0,0000	0,0	86,20	86,20	1390	1391	640,6	629,2
9	36022	0,7760	-27,50	73115	21,2	0,0001	10,0	87,00	87,00	1379	1380	638,2	636,3
10	36018	0,7745	-30,05	72760	27,2	0,0003	7,0	86,70	86,70	1378	1377	636,6	628,2
11	33031	0,7740	-22,85	77200	26,3	0,0005	-4,0	85,80	85,80	1449	1448	628,9	618,9
12	37022	0,7760	-32,15	66960	26,7	0,0000	-6,5	85,30	85,30	1247	1246	617,2	603,8
13	36018	0,7900	-28,70	67810	23,8	0,0007	4,0	86,00	86,00	1341	1343	625,6	614,3
14	34020	0,7800	-26,15	76180	25,1	-0,0005	-7,5	86,20	86,20	1450	1452	628,4	619,4
15	36973	0,7770	-33,20	69270	19,8	0,0023	11,0	86,60	86,50	1331	1332	627,5	618,5
16	34022	0,7540	-27,85	71940	27,0	-0,0012	-8,5	84,30	84,40	1302	1301	605,3	593,7
17	33977	0,7680	-30,65	73470	27,6	0,0007	9,5	84,90	84,90	1384	1383	614,8	600,4

Tabela 4.21 – Dados de entrada do APM gerados pelo *Cruise Performance Report* para 17 voos

	DN1M	DFFAM	DFFBM	DEGTM	DSR
	%	%	%	%	%
1	-0,234	-1,084	3,956	3,315	-2,751
2	-0,335	-1,469	3,548	2,974	-1,986
3	-0,128	-0,536	3,525	2,693	-2,884
4	0,102	0,428	3,537	2,903	-3,828
5	-0,288	-1,503	2,722	2,295	-1,165
6	-0,220	-0,954	3,235	2,325	-2,201
7	-0,075	-0,325	3,462	2,700	-3,031
8	-0,181	-0,960	3,262	2,730	-2,220
9	-0,128	-0,536	3,525	2,693	-2,884
10	0,102	0,428	3,537	2,903	-3,828
11	-0,288	-1,503	2,722	2,295	-1,165
12	-0,087	-0,382	3,027	2,581	-2,566
13	-0,090	-0,391	3,225	2,255	-2,744
14	0,345	1,549	3,158	2,113	-4,540
15	-0,282	-1,303	3,288	2,427	-1,906
16	0,209	1,185	2,939	2,450	-3,993
17	0,134	0,625	2,768	2,652	-3,297
MV	-0,112	-0,518	3,261	2,606	-2,764
SD	0,169	0,826	0,344	0,311	0,949

Tabela 4.22 – Resultado de APM com os *Cruise Performance Report* de 17 voos

Tal como foi feito para o *Cruise Performance Report*, serão analisados agora os pontos de estabilidade com melhor qualidade gerados pelo algoritmo com os dados filtrados, que, como foi dito anteriormente, não gera uma diferença de dados significativa em relação aos dados não filtrados.

Em primeiro lugar, verifica-se desde logo que 7 destes 17 voos não respeitam o critério de estabilidade, havendo apenas 10 que geram pontos de cruzeiro estável. Na tabela 4.23 apresentam-se os dados introduzidos no APM e na tabela 4.24 apresentam-se os respectivos resultados.

	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	37009	0,7765	-32,0	66803	26,8	0	-16,0	85,5	85,4	1253	1254	621,5	608,3
2	35947	0,7573	-35,4	63526	27,9	0	13,6	82,9	83,0	1162	1163	579,2	568,7
3	34993	0,7703	-32,0	71613	20,7	0	0,0	85,1	85,1	1346	1345	612,0	602,0
4	33961	0,7679	-30,8	73378	27,7	0	-8,8	84,7	84,8	1367	1366	611,5	598,0
5	33004	0,7720	-23,0	77161	26,4	0	-16,8	85,9	85,9	1451	1452	629,4	619,5
6	35951	0,7877	-20,0	72317	17,7	0	-16,0	88,3	88,3	1423	1427	671,8	664,9
7	33009	0,7897	-20,3	78245	20,1	0	-24,8	86,9	86,9	1527	1539	650,7	640,7
8	32963	0,7709	-16,8	82006	25,4	0	-16,0	88,0	88,0	1554	1567	667,0	656,0
9	33998	0,7662	-20,3	74077	22,5	0	-8,8	86,3	86,3	1387	1391	640,3	629,2
10	35954	0,7559	-24,8	65413	17,6	0	-2,4	85,4	85,4	1235	1236	625,9	616,9

Tabela 4.23 - Dados dos pontos gerados pelo algoritmo

	DN1M %	DFFAM %	DFFBM %	DEGTM %	DSR %
1	0,135	0,568	3,463	3,363	-3,893
2	-0,060	-0,265	3,076	2,834	-2,727
3	0,151	0,656	3,231	2,626	-3,761
4	0,019	0,102	2,641	2,534	-2,672
5	0,117	0,625	2,341	2,208	-2,894
6	0,163	0,720	2,903	2,864	-3,515
7	-0,068	-0,385	3,029	2,723	-2,565
8	0,332	1,501	2,751	2,435	-4,117
9	0,357	1,919	2,048	2,546	-3,852
10	0,250	1,370	2,697	2,883	-3,942
MV	0,140	0,681	2,818	2,702	-3,394
SD	0,147	0,750	0,418	0,314	0,609

**Tabela 4.24** - Resultados de APM para os pontos obtidos pelo algoritmo

Estas amostras têm dimensão diferente, embora se verifique que os desvios padrão têm valores bastante próximos, apesar de na primeira existirem mais 70% de voos que na segunda. Para uma melhor comparação, vamos fazer incidir a análise nos 10 voos comuns destas 2 amostras. De notar que esta comparação não deixa de ter os seus problemas, uma vez que é feita uma selecção dos voos originada pelo algoritmo que nunca se poderá verificar na realidade. Na tabela 4.25 apresentam-se os dados de *input* do APM dados pelo *Cruise Performance Report* e na tabela 4.26 os respectivos resultados.

	ALT ft	MACH -	TAT °C	WEIGHT kg	CG %	FPAC g	VV ft/min	N11 %	N12 %	FFA1 kg/h	FFA2 kg/h	EGT1 °C	EGT2 °C
1	37022	0,7760	-32,15	66960	26,7	0,00000	-6,5	85,3	85,3	1247	1246	617,2	603,8
2	35972	0,7580	-35,75	63970	27,7	-0,00025	8,0	83,0	83,0	1170	1170	579,3	568,2
3	35018	0,7715	-32,00	71610	20,7	0,00045	4,0	85,1	85,1	1347	1347	611,5	601,8
4	33977	0,7680	-30,65	73470	27,6	0,00065	9,5	84,9	84,9	1384	1383	614,8	600,4
5	33031	0,7740	-22,85	77200	26,3	0,00045	-4,0	85,8	85,8	1449	1448	628,9	618,9
6	32986	0,7725	-16,80	81980	25,3	-0,00005	-2,0	87,9	87,9	1552	1564	666,5	655,4
7	34023	0,7680	-20,30	74070	22,5	0,00000	0,0	86,2	86,2	1390	1391	640,6	629,2
8	35968	0,7875	-19,70	73130	17,6	0,00060	2,0	88,6	88,6	1444	1449	675,4	668,6
9	33036	0,7915	-20,25	78300	20,1	-0,00025	1,0	86,9	86,9	1534	1546	651,9	642,0
10	35978	0,7570	-24,80	65415	17,6	-0,00075	-1,5	85,3	85,3	1231	1235	625,9	616,6

**Tabela 4.25** – Dados dos pontos dos *Cruise Performance Report*

	<b>DN1M</b> %	<b>DFFAM</b> %	<b>DFFBM</b> %	<b>DEGTM</b> %	<b>DSR</b> %
<b>1</b>	-0,087	-0,382	3,027	2,581	-2,566
<b>2</b>	0,037	0,210	3,133	2,593	-3,241
<b>3</b>	0,101	0,452	2,898	2,408	-3,253
<b>4</b>	0,134	0,625	2,768	2,652	-3,297
<b>5</b>	-0,288	-1,503	2,722	2,295	-1,165
<b>6</b>	-0,075	-0,325	3,462	2,700	-3,031
<b>7</b>	-0,181	-0,960	3,262	2,730	-2,220
<b>8</b>	-0,234	-1,084	3,956	3,315	-2,751
<b>9</b>	-0,335	-1,469	3,548	2,974	-1,986
<b>10</b>	0,347	1,920	3,053	3,049	-4,791
<b>MV</b>	-0,058	-0,252	3,183	2,73	-2,830
<b>SD</b>	0,214	1,078	0,384	0,306	0,965

**Tabela 4.26** – Resultados de APM para os pontos do *Cruise Performance Report*

Comparando as tabelas anteriores pode verificar-se que o desvio padrão associado ao valor do DSR é inferior para o conjunto de pontos de estabilidade obtidos pelo algoritmo ( $0,609 < 0,965$ ), o que não significa necessariamente uma melhoria na qualidade de dados de *input* do APM. Para avaliar se existe ou não uma maior consistência dos dados deverá recorrer-se aos valores associados ao DFFBM. O desvio padrão deste parâmetro é superior com os dados obtidos pelo algoritmo do que com os dados dos pontos gerados pelo *Cruise Performance Report*. Esta situação não era expectável sendo que os pontos obtidos pelo algoritmo apresentaram sempre melhor número de qualidade que os obtidos pelo *Cruise Performance Report*.

Uma explicação para esta situação reside no facto da selecção dos pontos a serem eliminados ter sido feita criteriosamente. Ao aumentar o número da amostra com que se faz uma análise de APM, o valor dos desvios padrão diminui e se se diminuir a amostra aleatoriamente, os valores desses mesmos desvios aumentam. Numa primeira análise, foram observados 17 voos do mesmo avião, tendo-se posteriormente analisado apenas 10. Estas duas análises foram realizadas com os *Cruise Performance Report*. Como dito acima, uma redução aleatória de pontos de estabilidade devia implicar um aumento significativo dos desvios padrão do DFFBM e do DSR. Para estas duas análises foram obtidos os desvios padrão que constam na tabela 4.27.

	<b>SD do DFFBM</b>	<b>SD do DSR</b>
<b>17 voos</b>	0,344	0,949
<b>10 voos</b>	0,384	0,965

**Tabela 4.27** – Desvios padrão para duas análises aos *Cruise Performance Report*

Como se pode concluir pelos valores da tabela 4.27, para a análise com 10 voos obteve-se um desvio padrão apenas ligeiramente superior ao obtido com 17 voos. Esta diferença reduzida não era prevista e justifica-se pelo facto de, ao reduzir o número de voos da amostra, esta redução ter sido feita com base nos resultados obtidos pelo algoritmo em estudo que comporta um critério de estabilidade mais restritivo e por isso ter identificado pontos de

estabilidade em apenas 10 dos 17 voos. Ou seja, a redução da amostra não foi aleatória, mas teve por base, directamente, os critérios de estabilidade mais exigentes. Se esta escolha não tivesse sido criteriosa, os valores dos desvios padrão na análise com os 10 voos superaria os valores dos desvios padrão obtidos com os 10 pontos de estabilidade obtidos com o algoritmo agora desenvolvido.

Para esta situação, pode também contribuir o facto de os dados que são processados pelo algoritmo serem diferentes dos que foram usados para gerar o *Cruise Performance Report*. Exemplo disso é o facto de haver 2 valores lidos para alguns dos parâmetros, sendo que o que será considerado será a média dessas duas leituras para efeitos de cálculo de APM. Já no caso do ficheiro de dados lido pelo programa, consta apenas uma leitura desses parâmetros, que provavelmente foi gerada numa outra fonte, já que foram identificadas diferenças entre o ficheiro de dados e os valores do *Cruise Performance Report*, como se mostra de seguida. Inspeccionando alguns ficheiros de dados, foram evidenciadas diferenças em alguns dos parâmetros, como é o caso da velocidade vertical (IVV), a aceleração longitudinal (FPAC) – valor discrepante em relação *Cruise Performance Report* como demonstra a tabela 4.28 – e a aceleração vertical (VRTG) que, para os Airbus A320 inicialmente analisados, apresentava valores sempre abaixo da unidade sugerindo uma fase de cruzeiro curvilínea. O número de Mach (MN) também foi um parâmetro que chamou a atenção pelo facto de, para o mesmo voo, ser reportado um *Cruise Performance Report* com um número de Mach superior a todas as leituras que foram registadas, durante o mesmo intervalo de tempo no ficheiro de dados do voo correspondente, sugerindo assim erro de extracção do parâmetro. Apesar da leitura menos correcta do VRTG ter sido detectada apenas para alguns Airbus A320, juntamente com os outros parâmetros, entende-se que há necessidade de detectar as fontes de erros e eliminá-las de modo a que os dados a serem processados sejam já o mais fidedignos possível. Este é um trabalho futuro que deve ser realizado o quanto antes para tornar esta ferramenta ainda mais útil. Espera-se que depois destas medidas implementadas se consigam dados que venham reafirmar o que foi dito atrás sobre uma maior consistência de dados de qualidade superior que produzam resultados da degradação de performance melhores se se usarem os pontos de estabilidade obtidos pelo algoritmo do que pelo *Cruise Performance Report*.

	<b>Cruise Performance Report</b>	<b>Ponto obtido pelo algoritmo</b>
<b>Hora</b>	20h41m	20h41m
<b>ALT</b>	35996	35996
<b>MN</b>	0,7805	0,7810
<b>TAT</b>	-27,25	-26,8
<b>GW</b>	60125	60121
<b>CG</b>	32,6	32,7
<b>FPAC</b>	0,0055	-0,0003
<b>IVV</b>	3,0	0,3
<b>N11</b>	83,4	83,5
<b>N12</b>	83,4	83,49
<b>FF1</b>	1177,0	1179,4
<b>FF2</b>	1203,0	1205,2
<b>EGT1</b>	601,1	601,6
<b>EGT2</b>	593,1	593,2
<b>Pack Flow 1</b>	0,42	0,422
<b>Pack Flow 2</b>	0,39	0,391

Tabela 4.28 – Discrepâncias de valores entre *Cruise Performance Report* e ponto obtido pelo AGS



# 5. CONCLUSÕES E TRABALHO FUTURO

## 5.1. CONCLUSÕES

Para contribuir para o aumento da eficiência energética operacional das companhias aéreas, neste trabalho propôs-se o desenvolvimento de uma ferramenta que, com base nos dados de voo provenientes da estação de leitura, identificasse pontos de estabilidade que são fundamentais para a determinação da performance das aeronaves. No decurso deste trabalho desenvolveu-se esta ferramenta que será num futuro próximo incorporada no AGS e que permitirá uma análise mais consistente da performance das aeronaves, graças à disponibilização de uma maior quantidade de dados. Esta ferramenta apresenta-se com uma alternativa ao actual processo que recorre ao *Cruise Performance Report* que apresenta as limitações conhecidas. O algoritmo desenvolvido identifica os períodos de tempo cujas variações dos parâmetros se encontrem dentro das tolerâncias permitidas pelo critério de estabilidade considerado e permite seleccionar, de entre os pontos de estabilidade obtidos, aquele que apresenta melhor número de qualidade.

Esta ferramenta desenvolvida em linguagem de programação C contém um conjunto de tolerâncias optimizadas para o objectivo de identificar pontos com uma flutuação o mais baixa possível. Foram realizados estudos com diversas tolerâncias e verificou-se que existia a possibilidade de reduzir as tolerâncias consideradas, quer no sistema de avião, quer em trabalhos existentes na literatura. No capítulo anterior são apresentados resultados de análises realizadas com dois critérios de estabilidade: um mais conservador – o Critério 1 – é o critério utilizado para gerar o *Cruise Performance Report*, origina demasiados pontos de estabilidade uma vez que, devido às altas tolerâncias, permite que períodos com grandes variações de parâmetros sejam considerados períodos de estabilidade e por conseguinte originar um ponto de estabilidade; o Critério 2 apresenta tolerâncias de variação dos parâmetros mais baixas. Com este último critério, a pesquisa por períodos de estabilidade fica mais refinada em comparação com o critério anterior, já que não admite intervalos que apresentem elevadas variações de parâmetros. O resultado de uma análise pelo Critério 2 terá sempre um número inferior de pontos de estabilidade do que se a análise for efectuada pelo Critério 1.

A análise de consistência dos dados realizada com recurso ao APM, permitiu verificar que os pontos obtidos com o Critério 2 eram mais consistentes, o que é justificável pela utilização de tolerâncias mais apertadas. Os desvios padrão apresentados pelos dados obtidos por este critério foram muito inferiores aos restantes. O Critério 2 é mais restritivo que o Critério 1, que é o usado para gerar o *Cruise Performance Report*, mas permite obter resultados melhores pois à partida elimina intervalos de tempo com variações demasiado elevadas.

Em relação aos resultados da degradação de performance, os níveis de DSR obtidos são superiores ao nível de degradação actualmente considerado e obtido através do *Cruise Performance Report* para a aeronave que se usou para estudar o algoritmo. Esta diferença de valores pode ser justificada pela diferença verificada nos valores dos parâmetros utilizados para o cálculo do DSR. De entre estes parâmetros, os que mais significativamente contribuem para esta diferença são o IVV, o FPAC e os parâmetros relacionados com os motores, nomeadamente FF, EGT e N1. A ocorrência destes valores distintos deve-se, provavelmente, a um conjunto de factores que deverão ser exaustivamente explorados em trabalho futuro a realizar nesta área. Entre estes factores poderão estar validações e filtragens adicionais realizadas ao nível do sistema avião e que actualmente não encontram paralelo no sistema AGS, erros que são consequência de uma potencial diferença de precisão dos dados, assim como diferenças nos instantes de gravação dos dados. O desvio padrão obtido no cálculo do DSR é baixo, facto que confirma a existência de uma baixa dispersão de valores e consistência de dados, fruto do critério de estabilidade considerado e da selecção de pontos de estabilidade de elevada qualidade.

## 5.2. TRABALHO FUTURO

Como referido anteriormente, existem discrepâncias entre os valores de degradação de performance obtidos através do algoritmo em estudo e os valores obtidos pelo *Cruise Performance Report* actualmente considerados pela companhia. Não foi possível até à data perceber de forma consistente qual a razão ou razões que justificam a existência de valores distintos para os parâmetros utilizados para o cálculo do DSR. Como trabalho futuro, e por forma a tornar a ferramenta aqui desenvolvida uma alternativa altamente credível para a monitorização da performance das aeronaves, é fundamental que se compreendam as razões que conduzem à existência de dados fonte – AGS e *Cruise Performance Report* – distintos.

Ao longo da realização deste trabalho foram detectadas algumas anomalias de cálculo de dados que deverão ser exploradas e corrigidas. Uma delas é a estimativa do peso, que para apurar de forma mais precisa qual o peso da aeronave instantaneamente durante o voo, se poderá recorrer por exemplo ao combustível usado. Para isso é necessário desenvolver uma subrotina que calcule essa nova estimativa.

O algoritmo aqui estudado está preparado para analisar voos da família Airbus A320. No entanto, e por estar justificada a sua robustez, o algoritmo deve ser estendido para aplicação a outras aeronaves actualmente utilizadas na companhia, nomeadamente Airbus A330 e Airbus A340. A aplicação deste algoritmo a outras aeronaves requer um estudo prévio detalhado às variações de parâmetros a que estas estão sujeitas, por forma a estabelecer um critério de estabilidade coerente com o tipo de aeronave.

# BIBLIOGRAFIA

- [1] Intergovernmental Panel on Climate Change, *Aviation and the Global Atmosphere*, Cambridge University Press, Cambridge, 1999.
- [2] Airbus, *Getting to grips with aircraft performance monitoring*, 2002.
- [3] Aguiar António e Afonso David, On the development of a methodology for on-ground automatic data acquisition for Aircraft Performance Monitoring, em *19<sup>th</sup> Symposium Aircraft Integrated Monitoring Systems*, 1998

# ANEXOS

## ALGORITMO DESENVOLVIDO

```
#include <stdio.h>
#include <string.h>
#include <errno.h>
#include <stdlib.h>

struct Sums {
    double sigma[50];
    double average[50];
} sum;

struct Values {
    double minimum[50];
    double maximum[50];
    double variation[50];
} testetol;

struct StabilityPt {
    double ssigma[50][1500];
    double saverage[50][1500];
    double squalitynum[1500];
    double svariance[1500];
    int s_window[1500];
} stab_pt;

struct NonStability {
    double nsigma[50];
    double naverage[50];
    double nqualitynum;
    double nqualitynum_ind[50];
    double nqualnummin;
    double time[3];
    int n_window;
} nonstab_pt;

#define N_PARAM          50
#define WND              100
#define WND_OP          100.0
/* Definicao das tolerancias */
#define tolMN            0.008
#define tolTAT          1.1
#define tolALT          150.0
#define tolNA           1.6
#define tolNB           0.9
#define tolGSC          6.0
#define tolROLL        0.8
#define toLEGT          18.0
#define tolVRTG        0.03
#define tolFF           100.0

/* Definicao do numero de parametros da matriz */
#define ARRAYSIZE(x)    (sizeof(x)/sizeof(*(x)))

/* VARIAVEIS GLOBAIS */
FILE *datafile, *report, *ind_quality, *variance_w, *control;
char flag_stab;
int s_mn,s_tat,s_roll,s_n11,s_n12,s_n21,s_n22,s_alt,s_gsc,s_egt1,s_egt2,s_vrtg,s_ff1,s_ff2; /* "s"
de "Stability" */
int stability=0, n_num_pts=0, stab_window=0, gld_wnd=0;
double datamatrix[WND][N_PARAM], variance[N_PARAM], num_variance[N_PARAM], tolerance [50];

/* ***** REINICIALIZA AS VARIAVEIS ***** */
void reset (){
    int parameter=0, w=0;
    /* Inicializacao das estruturas */
    while (parameter<=N_PARAM-1){
        testetol.minimum[parameter] = datamatrix[0][parameter];
        testetol.maximum[parameter] = datamatrix[0][parameter];
        testetol.variation[parameter]=0;
        sum.sigma[parameter]=0;
        sum.average[parameter]=0;
        num_variance[parameter]=0;
        variance[parameter]=0;
    }
}
```

```

        parameter=parameter+1;
    }
    for (w=0 ; w<=399 ; ++w){
        stab_pt.squalitynum[w]=0;
        stab_pt.svariance[w]=0;
        for (parameter=0 ; parameter<=N_PARAM-1 ; ++parameter){
            stab_pt.ssigma[parameter][w]=0;
            stab_pt.saverage[parameter][w]=0;
        }
    }
    s_mn=0;
    s_tat=0;
    s_roll=0;
    s_n11=0;
    s_n12=0;
    s_n21=0;
    s_n22=0;
    s_alt=0;
    /*s_ias=0;*/
    s_gsc=0;
    s_egt1=0;
    s_egt2=0;
    s_vrtg=0;
    s_ff1=0;
    s_ff2=0;
}
/* ***** */

/* ***** CALCULA A VARIANCIA ***** */
void calc_variance (int param){
    int l;
    for (l=0 ; l<=WND-1 ; l++){
        sum.sigma[param]=sum.sigma[param]+datamatrix[l][param];
    }
    sum.average[param]=sum.sigma[param]/(WND_OP);
    for (l=0 ; l<=WND-1 ; l++){
        num_variance[param]=num_variance[param]+((datamatrix[l][param]-
sum.average[param])*(datamatrix[l][param]-sum.average[param]));
    }
    variance[param]=num_variance[param]/(WND_OP-1.0);
}
/* ***** */

/* ***** TESTA ESTABILIDADE ***** */
void calc_values (){
    int m, n;
    for (n=0 ; n<=N_PARAM-1 ; n++){
        for (m=0 ; m<=WND-1 ; m++){
minino */
            if ( datamatrix[m][n]-testetol.minimum[n] < 0 ){ /* Determinacao do valor
                testetol.minimum[n]=datamatrix[m][n];
            }
maximo */
            if ( datamatrix[m][n]-testetol.maximum[n] > 0 ){ /* Determinacao do valor
                testetol.maximum[n]=datamatrix[m][n];
            }
        }
        testetol.variation[n]=testetol.maximum[n]-testetol.minimum[n];
        if(n==3){ /*6*/
            if (testetol.variation[3]<=tolMN) s_mn=1;
            calc_variance(n);
        }
        if(n==4){ /*7*/
            if (testetol.variation[4]<=tolTAT) s_tat=1;
            calc_variance(n);
        }
        if(n==5){ /*8*/
            if (testetol.variation[5]<=tolALT) s_alt=1;
            calc_variance(n);
        }
        if(n==6){ /*9*/
            if (testetol.variation[6]<=tolNA) s_n11=1;
            calc_variance(n);
        }
        if(n==7){ /*10*/
            if (testetol.variation[7]<=tolNA) s_n12=1;
            calc_variance(n);
        }
        if(n==8){ /*11*/
            if (testetol.variation[8]<=tolNB) s_n21=1;
            calc_variance(n);
        }
        if(n==9){ /*12*/

```



```

void calc_nonstability_pt (){
    int n_i=0, n_j=0;

    nonstab_pt.n_window=0;
    while (n_j<=N_PARAM-1){
        nonstab_pt.nsigma[n_j]=0;
        nonstab_pt.naverage[n_j]=0;
        nonstab_pt.nqualitynum_ind[n_j]=0;
        n_j=n_j+1;
    }
    for (n_j=0 ; n_j<=2 ; n_j++){
        nonstab_pt.time[n_j]=0;
    }

    nonstab_pt.time[0]=datamatrix[WND/2][0];
    nonstab_pt.time[1]=datamatrix[WND/2][1];
    nonstab_pt.time[2]=datamatrix[WND/2][2];
    nonstab_pt.n_window=gld_wnd;

    for (n_j=0 ; n_j<=N_PARAM-1 ; n_j++){
        for (n_i=((WND/2)-10) ; n_i<=((WND/2)+9) ; n_i++){
            nonstab_pt.nsigma[n_j]=nonstab_pt.nsigma[n_j]+datamatrix[n_i][n_j];
        }
        nonstab_pt.naverage[n_j]=nonstab_pt.nsigma[n_j]/(20.0);
    }
    for ( n_j=3 ; n_j<=12 ; n_j++ ){
        nonstab_pt.nqualitynum_ind[n_j]=(variance[n_j]/tolerance[n_j]);
    }
}
/* ***** */

/* ***** CALCULA O NUMERO DE QUALIDADE ***** */
void quality_num (char type, int stab_pt_num){
    int a;

    if ( type == 'S' ){          /* Calculo do numero de qualidade de um periodo de ESTABILIDADE */
        for ( a=3 ; a<=12 ; a++ ){

            stab_pt.squalitynum[stab_pt_num]=stab_pt.squalitynum[stab_pt_num]+(variance[a]/tolerance[a])
;
                stab_pt.svariance[stab_pt_num]=stab_pt.svariance[stab_pt_num]+variance[a];
            stab_pt.squalitynum[stab_pt_num]=stab_pt.squalitynum[stab_pt_num]-
(variance[10]/tolerance[10])+(variance[21]/tolerance[21])+(variance[22]/tolerance[22])+(variance[23]/
tolerance[23])+(variance[24]/tolerance[24])+(variance[27]/tolerance[27]);
            stab_pt.svariance[stab_pt_num]=stab_pt.svariance[stab_pt_num]-
variance[10]+variance[21]+variance[22]+variance[23]+variance[24]+variance[27];

            fprintf(control,"%f,%f\n",stab_pt.svariance[stab_pt_num],stab_pt.squalitynum[stab_pt_num]);
            fprintf(report,"\nNumero de qualidade=\t%f\n",stab_pt.squalitynum[stab_pt_num]);
            fprintf(report,"Variancia=\t%f\n",stab_pt.svariance[stab_pt_num]);
            fprintf(report,"Numero da janela: %d\n",gld_wnd);
            fprintf(report,"Periodo de estabilidade ocorre a:
%f:%f:%f\n",datamatrix[WND/2][0],datamatrix[WND/2][1],datamatrix[WND/2][2]);
        }

    }
    if ( type == 'N' ){          /* Calculo do numero de qualidade de um periodo de NAO-ESTABILIDADE
*/
        nonstab_pt.nqualitynum=0;
        for ( a=3 ; a<=12 ; a++ ){
            nonstab_pt.nqualitynum=nonstab_pt.nqualitynum+(variance[a]/tolerance[a]);
        }
        /* so entra neste if se a diferenca la dentro se verificar */
        if ( nonstab_pt.nqualitynum - nonstab_pt.nqualnummin < 0 ){
            nonstab_pt.nqualnummin=nonstab_pt.nqualitynum;
            calc_nonstability_pt ();
        }
    }
}
/* ***** */

/* ***** CONTA O NUMERO DE PTS DE ESTABILIDADE ***** */
void stability_pts () {
    if
((s_mn==1)&&(s_tat==1)&&(s_alt==1)&&(s_n11==1)&&(s_n12==1)&&(s_n21==1)&&(s_n22==1)/*&&(s_ias==1)*/&&(
s_gsc==1)&&(s_roll==1)&&(s_ff1==1)&&(s_ff2==1)&&(s_egt1==1)&&(s_egt2==1)&&(s_vrtg==1)){
        stab_window=1;
        flag_stab='S';
        calc_stability_pt(stability);
        quality_num(flag_stab, stability);
        stability=stability+1;
    }
    else {
        flag_stab='N';
        quality_num(flag_stab, 0);
        n_num_pts=n_num_pts+1;
    }
}

```

```

    }
}
/* ***** */

int main (void){

    size_t i,j,k,y,l,a,b;
    char buffer[BUFSIZ],*ptr;
    double alt,aux_matrix[N_PARAM];
    int flag_alt=0,flag_cruise=0; /* 0 antes dos 33000ft; 1 depois dos 33000ft*/

    datafile=fopen("C:/DS/CT/Folders/IST/Tese/cygwin/CS-XXX/TXXX_LISMUCXXX_XXOUT2009.csv","r");
    report=fopen("C:/DS/CT/Folders/IST/Tese/cygwin/CS-XXX/Report_XXX_XXOUT.csv","w");
    control=fopen("C:/DS/CT/Folders/IST/Tese/cygwin/CS-XXX/Ctrl_XXX_16OUT.csv","w");

    fprintf(control,"TIME,MACH,TAT,ALT_STDC,N11C,N12C,N21C,N22C,IASC,GSC,ROLL,GW1KG,CG,FPAC,IVV,
HEAD_MAG,LATP,WIN_SPD,WIN_DIR,FF1,FF2,EGT1,EGT2,PACK_FLOW1,PACK_FLOW2,VRTG,LATG,LONG,PITCH,AOAL,AOAR,
VAR,QA\n");

    if (!datafile){
        fprintf(stderr, "Failed to open file: %s\n", strerror(errno));
    }

    nonstab_pt.nqualitynum=0;
    nonstab_pt.nqualnummin=1e9;

    for (y=0 ; y<=49 ; y++){
        tolerance[y]=0;
    }
    tolerance[3]=0.000064;
    tolerance[4]=1.21;
    tolerance[5]=22500.0;
    tolerance[6]=2.56;
    tolerance[7]=2.56;
    tolerance[8]=0.81;
    tolerance[9]=0.81;
    tolerance[10]=4.0;
    tolerance[11]=36.0;
    tolerance[12]=0.64;
    tolerance[21]=10000.0;
    tolerance[22]=10000.0;
    tolerance[23]=324.0;
    tolerance[24]=324.0;
    tolerance[27]=0.0009;

    for ( i=0; fgets(buffer, sizeof buffer, datafile) ; ++i ){
        if ( i==0 ){
            printf("\nLinha de cabecalho -> ignorar\n\n");
        }
        if ( i!=0 ){
            if ( i<=WND ){
                for ( j = 0, ptr = buffer; j < ARRAYSIZE(*datamatrix); ++j, ++ptr
            ){
                if (i==1){
                    aux_matrix[j]=(double)strtod(ptr,&ptr);
                    datamatrix[i-1][j]=aux_matrix[j];
                }
                if(i!=1){
                    aux_matrix[j]=(double)strtod(ptr,&ptr);
                    if(j<=2){
                        datamatrix[i-1][j]=aux_matrix[j];
                    }
                    if(j>2){
                        datamatrix[i-1][j]=datamatrix[i-2][j]+(1.0/3.0)*(aux_matrix[j]-
datamatrix[i-2][j]);
                    }
                }
            }
        }
        if ( i==WND ){
            gld_wnd=1;
            for (l=0 ; l<WND ; l++){
                alt=datamatrix[l][5];
                if (alt>=33000.0001){
                    flag_alt=1;
                }
            }
            if (flag_alt==1){
                reset ();
                calc_values ();
                stability_pts ();
                flag_cruise=flag_cruise+1;
            }
            if (flag_alt==0){
                printf("Altitude abaixo dos 33000ft\n\n");
            }
        }
    }
}

```



```

    }
    if ( i>=WND+1 ){
        gld_wnd=gld_wnd+1;
        for ( j=0 ; j<ARRAYSIZE(*datamatrix) ; ++j ){
            datamatrix[0][j]=0;
        }
        for ( k=0 ; k<WND-1 ; ++k){
            for ( j=0 ; j<ARRAYSIZE(*datamatrix) ; ++j){
                datamatrix[k][j]=datamatrix[k+1][j];
                datamatrix[k+1][j]=0;
            }
        }
        for ( j = 0, ptr = buffer; j < ARRAYSIZE(*datamatrix); ++j, ++ptr
    ){
        aux_matrix[j]=(double)strtod(ptr, &ptr);
        if(j<=2){
            datamatrix[WND-1][j]=aux_matrix[j];
        }
        if(j>2){
            datamatrix[WND-1][j]=datamatrix[WND-
2][j]+(1.0/3.0)*(aux_matrix[j]-datamatrix[WND-2][j]);
        }
        }
        for (l=0 ; l<WND ; l++){
            alt=datamatrix[l][5];
            if (alt>=33000.0001){
                flag_alt=1;
            }
            if (alt<=31500.0001){
                flag_alt=2;
            }
        }
        if (flag_alt==1){
            reset ();
            calc_values ();
            stability_pts ();
            flag_cruise=flag_cruise+1;
        }
        if (flag_alt==0){
            printf("Altitude abaixo dos 33000ft\n\n");
        }
        if (flag_alt==2){
            printf("Altitude abaixo dos 31500ft\n\n");
        }
    }
}

if (stab_window==0){
    fprintf(report, "\n\t MELHOR PERIODO DE NAO-ESTABILIDADE \n\n");
    fprintf(report, "Numero de
Mach:\t%f\t\tTAT:\t\t%f\n", nonstab_pt.naverage[3], nonstab_pt.naverage[4]);

    fprintf(report, "Altitude:\t%f\t\tN11:\t\t%f\n", nonstab_pt.naverage[5], nonstab_pt.naverage[6]
);

    fprintf(report, "N12:\t\t%f\t\tN21:\t\t%f\n", nonstab_pt.naverage[7], nonstab_pt.naverage[8]);

    fprintf(report, "N22:\t\t%f\t\tIAS:\t\t%f\n", nonstab_pt.naverage[9], nonstab_pt.naverage[10]);
    fprintf(report, "Ground
Speed:\t\t%f\t\tRoll:\t\t%f\n", nonstab_pt.naverage[11], nonstab_pt.naverage[12]);
    fprintf(report, "IVV:\t\t%f\n", nonstab_pt.naverage[16]);
    fprintf(report, "Numero de qualidade do periodo de nao-estabilidade:
%f\n", nonstab_pt.nqualitynummin);

    for (i=3 ; i<=12 ; i++){
        fprintf(report, "Numero de qualidade do parametro %d:
%f\n", i, nonstab_pt.nqualitynum_ind[i]);
    }
    fprintf(report, "Numero de qualidade do parametro 16:
%f\n", nonstab_pt.nqualitynum_ind[16]);
    fprintf(report, "Numero da janela: %d\n", nonstab_pt.n_window);
    fprintf(report, "Este periodo ocorre a
%f:%f:%f\n\n", nonstab_pt.time[0], nonstab_pt.time[1], nonstab_pt.time[2]);
}
fclose(report);
fclose(datafile);
fclose(control);

if (flag_cruise==0){
    datafile=fopen("/cygwin/home/Codigol/CS-
TNL/FCOLIS0839_09OUT/TNL_FCOLIS0839_09OUT2009.csv", "r");
    report=fopen("/cygwin/home/Codigol/CS-
TNL/FCOLIS0839_09OUT/Report_FCOLIS0839_09OUT.csv", "w");

    for ( i=0; fgets(buffer, sizeof buffer, datafile) ; ++i ){

```

```

if ( i==0 ){
    printf("\nLinha de cabecalho -> ignorar\n\n");
}
if ( i!=0 ){
    if ( i<=WND ){
        for ( j = 0, ptr = buffer; j < ARRAYSIZE(*datamatrix); ++j,
++ptr ){
            datamatrix[i-1][j] = (double)strtod(ptr, &ptr);
        }
    }
    if ( i==WND ){
        gld_wnd=1;
        for ( l=0 ; l<WND ; l++){
            alt=datamatrix[l][5];
            if (alt>=31700.0001){
                flag_alt=1;
            }
        }
        if (flag_alt==1){
            reset ();
            calc_values ();
            fprintf(variance_w,"\n\n");
            stability_pts ();
        }
        if (flag_alt==0){
            printf("Altitude abaixo dos 31700ft\n\n");
        }
    }
    if ( i>=WND+1 ){
        gld_wnd=gld_wnd+1;
        for ( j=0 ; j<ARRAYSIZE(*datamatrix) ; ++j ){
            datamatrix[0][j]=0;
        }
        for ( k=0 ; k<WND-1 ; ++k){
            for ( j=0 ; j<ARRAYSIZE(*datamatrix) ; ++j){
                datamatrix[k][j]=datamatrix[k+1][j];
                datamatrix[k+1][j]=0;
            }
        }
        for ( j = 0, ptr = buffer; j < ARRAYSIZE(*datamatrix); ++j,
++ptr ){
            datamatrix[WND-1][j] = (double)strtod(ptr, &ptr);
        }
        for ( l=0 ; l<WND ; l++){
            alt=datamatrix[l][5];
            if (alt>=31700.0001){
                flag_alt=1;
            }
            if (alt<=31500.0001){
                flag_alt=2;
            }
        }
        if (flag_alt==1){
            reset ();
            calc_values ();
            stability_pts ();
        }
        if (flag_alt==0){
            printf("Altitude abaixo dos 31700ft\n\n");
        }
        if (flag_alt==2){
            printf("Altitude abaixo dos 31500ft\n\n");
        }
    }
}
}
if (stab_window==0){
    fprintf(report,"\n\t MELHOR PERIODO DE NAO-ESTABILIDADE \n\n");
    fprintf(report,"Numero de
Mach:\t%f\t\tTAT:\t\t%f\n",nonstab_pt.naverage[3],nonstab_pt.naverage[4]);

    fprintf(report,"Altitude:\t%f\t\tN11:\t\t%f\n",nonstab_pt.naverage[5],nonstab_pt.naverage[6]
);

    fprintf(report,"N12:\t\t%f\t\tN21:\t\t%f\n",nonstab_pt.naverage[7],nonstab_pt.naverage[8]);

    fprintf(report,"N22:\t\t%f\t\tIAS:\t\t%f\n",nonstab_pt.naverage[9],nonstab_pt.naverage[10]);
    fprintf(report,"Ground
Speed:\t\t%f\t\tRoll:\t\t%f\n",nonstab_pt.naverage[11],nonstab_pt.naverage[12]);
    fprintf(report,"IVW:\t\t%f\n",nonstab_pt.naverage[16]);
    fprintf(report,"Numero de qualidade do periodo de nao-estabilidade:
%f\n",nonstab_pt.nqualnummin);

    for (i=3 ; i<=12 ; i++){
        fprintf(report,"Numero de qualidade do parametro %d:
%f\n",i,nonstab_pt.nqualitynum_ind[i]);
    }
}

```

```
        fprintf(report, "Numero de qualidade do parametro 16:
%f\n", nonstab_pt.nqualitynum_ind[16]);
        fprintf(report, "Numero da janela: %d\n", nonstab_pt.n_window);
        fprintf(report, "Este periodo ocorre a
%f:%f:%f\n\n", nonstab_pt.time[0], nonstab_pt.time[1], nonstab_pt.time[2]);
    }
    fclose(report);
    fclose(datafile);
}

exit(EXIT_SUCCESS);
}
```