

**FERNANDO ISSAO NINOMIYA
MARCELO SOARES DE PINHO**

**MODELAGEM EM AMBIENTE MATLAB - SIMULINK DO
SISTEMA DE FLAPE DA AERONAVE ERJ-145**

Relatório Final de PMC 581

**SÃO PAULO
2000**

9,5 (nove e cinco)



MARCELO SOARES DE PINHO
FERNANDO ISSAO NINOMIYA

**MODELAGEM EM AMBIENTE MATLAB - SIMULINK DO
SISTEMA DE FLAPE DA AERONAVE ERJ-145**

Relatório Final de PMC 581

SÃO PAULO
2000

MARCELO SOARES DE PINHO 1423021
FERNANDO ISSAO NINOMIYA 1004994

**MODELAGEM EM AMBIENTE MATLAB – SIMULINK DO
SISTEMA DE FLAPE DA AERONAVE ERJ-145**

Relatório Final de PMC 581

Departamento de Engenharia Mecatrônica

Orientador:
Edilson Hiroshi Tamai

SÃO PAULO
2000

1 AGRADECIMENTOS

Ao professor orientador Edilson Hiroshi Tamai pelas diretrizes seguras, atenção dispensada e constante pronto atendimento.

Aos engenheiros da divisão de Engenharia de Sistemas Mecânicos – Comandos de Vôo da Embraer abaixo relacionados, pela paciência e auxílio prestado frente às várias questões levantadas:

José Armando da Silva

Lauro Rocha Borges

Ruy Lotz

Guilherme Conceição Rocha

A todos que direta ou indiretamente colaboraram para a execução deste trabalho.

2 ÍNDICE

| | | |
|---------|---|-----|
| 1 | AGRADECIMENTOS | III |
| 2 | ÍNDICE | IV |
| 3 | LISTA DE FIGURAS | VI |
| 4 | LISTA DE SIMBOLOS | VII |
| 5 | RESUMO | IX |
| 1 | INTRODUÇÃO | 1 |
| 2 | OBJETIVOS | 3 |
| 2.1 | Redução, manipulação, interpretação e parametrização dos dados resultantes dos Ensaios em Vôo. 3 | |
| 2.2 | Modelar o sistema de Flape da aeronave ERJ-145 em Ambiente MATLAB-Simulink | 4 |
| 2.3 | Validar o modelo comparando os resultados das simulações com os dados provenientes dos Ensaios em Vôo | |
| 2.4 | Prover uma Interface Gráfica que permita avaliar o comportamento do sistema ajustando parâmetros fornecidos pelo sistema de instrumentação dos ensaios em vôo | 5 |
| 3 | PANORAMA SOBRE O TEMA | 5 |
| 4 | DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO | 7 |
| 4.1 | Metodologia Utilizada | 13 |
| 4.2 | Estudo do Sistema de Flape do ERJ-145 | 13 |
| 4.3 | Redução, Processamento e Análise dos Dados dos Ensaios em Vôo | 14 |
| 4.3.1 | Redução dos Dados dos Ensaios em Vôo | 15 |
| 4.3.1.1 | Interpretação dos gráficos em função do tempo (ensaio 1310) | 21 |
| 4.3.2 | Processamento dos Dados dos Ensaios em Vôo | 26 |
| 4.3.2.1 | Desenvolvimento do Software | 26 |
| 4.3.3 | Análise dos dados processados | 27 |
| 4.3.3.1 | Cargas presentes no Sistema de Flape da Aeronave ERJ-145 | 32 |
| 4.3.3.2 | Obtenção das Correlações | 32 |
| 4.4 | Modelagem do Sistema de Flape | 35 |
| 4.4.1 | Modelagem dos Motores Elétricos | 38 |
| 4.4.2 | Modelagem do Controle de Velocidade dos Motores | 38 |
| 4.4.3 | Modelagem do Controle de Posição | 39 |
| 4.4.4 | Modelagem do Monitoramento de Travamento do Sistema | 42 |
| 4.4.5 | Modelagem da FPTU (transdutor de posição) | 44 |
| 4.4.6 | Modelagem da FPDU (Caixa de Redução) | 49 |
| 4.4.7 | Modelagem da linha de ativação | 50 |
| 5 | Simulações e Resultados | 51 |
| 5.1 | Especificação das Condições de Teste | 66 |
| 5.2 | Resultados | 67 |
| 5.2.1 | Climb Out | 70 |
| 5.2.2 | Performance Approach | 70 |
| 5.2.3 | Approach | 77 |
| 5.2.4 | Landing | 84 |
| 6 | CONCLUSÕES | 91 |
| | REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS | 99 |
| A | DESCRÍÇÃO DO SISTEMA DE FLAPE DA AERONAVE ERJ-145 [fonte: ERJ-145 Flap Control System Description] | 102 |
| A.1 | Descrição dos Componentes | 104 |
| A.2 | Controles Implementados na FECU | 108 |
| B | Anemometria [fonte: Fluxo de Informações para Redução de Dados em Ensaio] 119 | 114 |
| C | Programas DataMgr 2 e G2 | 123 |
| C.1 | Módulo compilador | 123 |
| C.2 | Módulo filtro | 126 |
| C.3 | Programa G2 | 127 |

| | |
|---|-----|
| D Curvas de Eficiência dos Atuadores | 131 |
| D.1 Atuador 1 | 131 |
| D.2 Atuador 2 | 131 |
| D.3 Atuador 3 | 131 |
| D.4 Atuador 4 | 131 |
| E Correlações resultantes dos Ensaios em Vôo | 133 |
| E.1 Correlações T x Q_T (Vôo 1252) | 133 |
| E.1.1 Atuador 1 | 133 |
| E.1.2 Atuador 2 | 133 |
| E.1.3 Atuador 3 | 134 |
| E.1.4 Atuador 4 | 134 |
| E.2 Correlações Alpha x $Q\alpha$ (Vôo 1310) | 135 |
| E.2.1 Atuador 1 | 136 |
| E.2.2 Atuador 2 | 136 |
| E.2.3 Atuador 3 | 137 |
| E.2.4 Atuador 4 | 138 |
| E.3 Correlações Velocidade (EAS) x Q_V (Melhores correlações entre as dos vôos 1245 e 1246) | 139 |
| E.3.1 Atuador 1 | 140 |
| E.3.2 Atuador 2 | 141 |
| E.3.3 Atuador 3 | 141 |
| E.3.4 Atuador 4 | 142 |

3 LISTA DE FIGURAS

| | |
|--|-----|
| Figura 3-1: Exemplo de sistema de flape mecânico. Fonte: Roskam, 1989 | 9 |
| Figura 3-2: Exemplo de sistema de flape eletro-mecânico. Fonte: Roskam, 1989 | 10 |
| Figura 3-3: Exemplo de sistema de flape hidráulico. Fonte: Roskam, 1989 | 11 |
| Figura 4-1: Instalação de strain-gages para medição de carga nos atuadores..... | 18 |
| Figura 4-2: Instrumentação para medição de torque nos eixos flexíveis..... | 19 |
| Figura 4-3: Instrumentação para medição da temperatura TAT | 19 |
| Figura 4-4: Gráfico da Corrente do motor 2 versus tempo..... | 22 |
| Figura 4-5: Detalhe da transição 0°-9° do gráfico Corrente do motor 2 x Tempo | 22 |
| Figura 4-6: Gráfico - Torque nos eixos flexíveis x Tempo | 23 |
| Figura 4-7: Gráfico - Cargas nos Atuadores x Tempo..... | 25 |
| Figura 4-8: Modelo de um Motor Elétrico DC | 25 |
| Figura 4-9: Modelo do PWM | 39 |
| Figura 4-10: Modelo do Sistema de Controle da Velocidade dos Motores | 40 |
| Figura 4-11: Modelo do Controle de Posição dos Painéis | 41 |
| Figura 4-12: Modelo do Monitoramento de Travamento do Sistema..... | 43 |
| Figura 4-13: Modelo de um Canal da FECU | 44 |
| Figura 4-14: Modelo da FECU | 47 |
| Figura 4-15: Modelo do Transdutor de Posição (FPTU)..... | 48 |
| Figura 4-16: Modelo da Caixa de Transmissão (FPDU)..... | 49 |
| Figura 4-17: Conversor RPM - Angulo (Posição)..... | 50 |
| Figura 4-18: Subsistema da Linha de Ativação | 53 |
| Figura 4-19: Modelo do Eixo Flexível | 55 |
| Figura 4-20: Modelo da Elasticidade dos Eixos Flexíveis | 56 |
| Figura 4-21: Modelo da Carga em cada atuador | 57 |
| Figura 4-22: Modelo do atuador completo (incluindo limitador de torque) | 58 |
| Figura 4-23: Modelo dos Atuadores..... | 59 |
| Figura 4-24: Modelo para Cálculo da Temperatura TAT | 60 |
| Figura 5-1: Gráfico de Posição do Sistema x Tempo, Trecho Climb Out | 65 |
| Figura 5-2: Gráfico de Corrente do Motor x Posição do Sistema; Trecho Climb Out | 71 |
| Figura 5-3:Gráfico de Carga nos Atuadores x Posição do Sistema, Trecho Climb Out | 72 |
| Figura 5-4: Gráfico de torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, Trecho Climb Out | 74 |
| Figura 5-5:Gráfico de posição do sistema x tempo, Trecho Performance Approach | 76 |
| Figura 5-6: Gráfico de corrente no motor x Posição do Sistema, Trecho Performance Approach | 78 |
| Figura 5-7: Gráfico de carga nos atuadores x Posição do sistema, Trecho Performance Approach..... | 79 |
| Figura 5-8: Gráfico de torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, trecho Performance Approach... | 81 |
| Figura 5-9: Gráfico de posição do sistema x tempo, trecho Performance Approach..... | 83 |
| Figura 5-10: Gráfico de corrente do motor x posição do sistema, trecho Approach | 85 |
| Figura 5-11: Gráfico de carga x posição do sistema, trecho Approach | 86 |
| Figura 5-12: Gráfico de torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, trecho Approach | 88 |
| Figura 5-13: Gráfico de posição do sistema x tempo, trecho Landing | 90 |
| Figura 5-14: Gráfico de corrente do motor x posição do sistema, trecho Landing..... | 92 |
| Figura 5-15: Gráfico de carga nos atuadores x posição do sistema, trecho Landing | 93 |
| Figura 5-16: Gráfico de Torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, trecho Landing | 95 |
| Figura A-1: Diagrama de Blocos do Sistema de Flape da Aeronave ERJ-145 | 97 |
| Figura A-2: Esquema de Montagem da FPDU (Centro), Motores Elétricos e Transdutor de Posição..... | 107 |
| Figura A-3: Flap Screwjack Actuator | 110 |
| Figura A-4: Mecanismo do Limitador de Torque..... | 112 |
| Figura B-1: Fluxo através de um perfil | 113 |
| Figura B-2: Esquema de um medidor de Velocidade..... | 119 |
| Figura C-1: Interface Gráfica com o Módulo Compilador | 120 |
| Figura C-2: Diagrama representativo da estrutura de diretórios dos dados dos ensaios em vôo..... | 124 |
| Figura C-3: Detalhe do módulo filtro do DataMgr2 | 125 |
| Figura C-4: Interface gráfica do módulo gerenciador de entradas do programa G2 | 126 |
| Figura C-5: Detalhe do Módulo Gerenciador de Tabelas do G2 | 128 |
| | 129 |

4 LISTA DE SIMBOLOS

AWU- Aural Warning Unit

BIT - Built-In test

CAA - Civil Aviation Authority

CMC- Central Maintenance Computer

DAU - Data Acquisition Unit

EICAS - Engine Indication and Crew Alerting System

EPLD - Erasable Programming Logic Device

FAA - Federal Aviation Authority

FAGB - Flap Angle Gear Box

FCS - Flap Control System

FDMU - Flap Drive Motor Unit

FECU - Flap Electronic Control Unit

FFS - Flap Flexible Shaft

FPDU - Flap Power Drive Unit

FPGA - Field Programmable Gate Arrays

FPTU - Flap Position Transducer Unit

FSA - Flap Screwjack Actuator

FSL - Flap Selector Lever

FTB - Flap Transmission Brake

FVS - Flap Velocity Sensor

GPWS - Ground Proximity and Warning System

JAR - Joint Airworthiness Requirements

LRU - Line Replaceable Unit

LSB - Least Significant Bit

LWS - Landing Warning System

MTB - Motor Transmission Brake

RMU - Radio Master Unit

RTCA - Radio Technical Commission for Aeronautics

SPS - Stall Protection System

TCAS - Traffic Collision Avoidance System

5 RESUMO

O presente trabalho surgiu de uma solicitação da Embraer (Empresa Brasileira de Aeronáutica S/A) de possuir um modelo funcional do sistema de flape da aeronave ERJ-145. Tal modelo deve ser validado utilizando-se para isso dados resultantes de ensaios em vôo realizados na segunda metade do ano de 1999. Para que tais dados possam ser utilizados, os trechos particularmente interessantes (trechos em que o sistema de flape é atuado) devem ser isolados (os dados do vôo devem ser reduzidos). Em seguida, os dados reduzidos devem ser tratados para que correlações entre as diversas grandezas envolvidas (tensões nos atuadores, posição dos painéis, altitude, velocidade da aeronave, etc.) sejam desenvolvidas.

Tais correlações serão utilizadas na criação do modelo, que deve ser implementado utilizando-se o ambiente MATLAB-SIMULINK. Deverá também ser desenvolvida uma interface gráfica que permita ao usuário entrar com parâmetros, como os fornecidos pelos ensaios em vôo, e possa avaliar o comportamento do sistema em situações diversas, em especial as atípicas, ou então atuando em variações da configuração padrão da aeronave (aeronaves com diferentes limites de passageiros, diferentes autonomias de vôo, diferentes requisitos operacionais).

1 INTRODUÇÃO

O sistema de flape da aeronave Embraer ERJ-145 apresentou problemas operacionais durante o ano de 1998. De acordo com as mensagens reportadas pelo sistema de manutenção e interação com a tripulação, ocorreram casos de tensões de tração acima do esperado em atuadores e falhas na transmissão.

Existem situações em que estes dois tipos de ocorrências estão intimamente relacionados, por exemplo, quando ocorrem carregamentos excessivos nos atuadores (no caso mais notadamente carregamentos de tração ou compressão) que estão sujeitos a repetições, como da ordem de uma vez a cada vôo. Ocorrendo tais carregamentos, os eixos flexíveis a sua montante (em direção a FPDU) são submetidos a torques próximos à sua carga de projeto. Tais situações são limitadas a um dado número de ocorrências, pois no decorrer da vida útil da aeronave, este número não ultrapassa o limite de falha dos respectivos eixos flexíveis.

Considerando apenas os casos ocorridos de falha de resposta ao comando dos painéis durante sua movimentação pelos trilhos, constatou-se que a maioria ocorre quando o flape se aproxima da posição 0°, um fato que ainda não foi completamente compreendido. Devido a este fato, formou-se dentro da empresa um time multidisciplinar, visando aumentar a disponibilidade do sistema de flape.

Este time foi responsável pela geração de melhorias e ações relativas ao sistema. Dentre as mais relevantes, pode ser citada a criação de modelos teóricos do sistema, que podem ser divididos entre modelos cinemáticos,

modelos estruturais e modelos de suas cargas aerodinâmicas. Na criação dos modelos cinemáticos, especial atenção foi dada aos trilhos dos painéis e a análise do centro instantâneo de rotação dos painéis. No caso dos modelos estruturais, as propriedades do painel relativas a flexão e a torção foram estudadas.

A partir da orientação provida pelo time, quase uma dezena de ensaios em vôo foi realizada, disponibilizando uma quantidade considerável de dados que retratam várias situações a que o sistema está sujeito durante seu funcionamento normal.

Frente a este cenário, a motivação do presente trabalho se constitui na no estudo do comportamento do sistema durante seu funcionamento normal. É desejável que se identifique quais grandezas possuem maior influência no carregamento nos atuadores. Além disso, é objetivo deste trabalho levantar dados quantitativos que venham a ser confrontados com as estimativas teóricas feitas para o carregamento do sistema e da estrutura que suporta tal sistema. Uma vez obtidos estes dados, e feito o estudo, deseja-se identificar a necessidade ou não de mudanças no próprio sistema ou na estrutura da aeronave. Deseja-se obter uma ferramenta que venha a facilitar a obtenção dos valores de determinadas grandezas numa determinada situação de funcionamento do sistema. Particularmente ao fenômeno de travamento, seria interessante a obtenção de evidências que viessem a justificar sua ocorrência. Tais informações poderiam ser de grande importância no design de novos sistemas de flape.

2 OBJETIVOS

Tendo em vista a motivação citada anteriormente, apresentam-se como objetivos deste trabalho os seguintes:

2.1 Redução, manipulação, interpretação e parametrização dos dados resultantes dos Ensaios em Vôo.

Cada ensaio em vôo realizado de acordo com a orientação da equipe multidisciplinar possuía um objetivo principal. A descrição das ações realizadas em cada vôo pode ser encontrada em relatórios específicos preparados pelos engenheiros responsáveis pelo planejamento operacional e coordenação dos ensaios.

Durante cada vôo foram armazenados os comportamentos de vários sinais provenientes da instrumentação e sinais próprios dos sistemas da aeronave. Tal armazenamento é realizado através da gravação dos sinais em uma fita de forma analógica. Terminada a gravação, para que seja possível a análise computacional dos dados gerados, o conteúdo da fita é amostrado numa taxa admitida conveniente pelo usuário e os valores amostrados são então gravados num arquivo.

A partir da integração de dois softwares, um determinado intervalo de tempo do vôo pode ser selecionado, assim como parâmetros específicos, e então os dados pertencentes ao intervalo e aos parâmetros selecionados podem ser exportados para uma planilha eletrônica na forma de tabelas, que podem servir como base para a geração de gráficos.

Portanto, podem ser traçados gráficos de acordo com o interesse do usuário, que se constituem numa poderosa ferramenta para a análise e interpretação do cenário de funcionamento do sistema. Além disso, de posse das tabelas, relações matemáticas entre os parâmetros podem ser facilmente determinadas, as quais serão agregadas ao modelo do sistema (próximo objetivo). Estas relações terão a característica de possuir como grandeza ordenada o carregamento nos atuadores, a menos da curva SAT (static air temperature) x altitude para uma dada temperatura ao nível do mar, que também deverá ser agregada ao modelo.

2.2 Modelar o sistema de Flape da aeronave ERJ-145 em Ambiente MATLAB-Simulink

É objetivo deste trabalho a modelagem tanto da parte mecânica do sistema (FPDU, eixos flexíveis, FAGB, atuadores, painéis, etc.), quanto da parte eletroeletrônica (motores elétricos, sensores de velocidade, sensor de posição, FECU, etc.), incluindo todas as variáveis de controle do sistema e os sinais provenientes de outros sistemas que tenham interface com o sistema de flape. No caso da FECU, visa-se a modelagem de suas entradas, o tratamento lógico executado e a geração das saídas. Espera-se que o modelo tenha o mesmo comportamento do sistema real frente à ocorrência de uma determinada falha. Deverá ser permitido ao usuário simular intencionalmente a falha em algum componente do sistema durante seu funcionamento simulado.

O sistema final será composto pelo modelo do sistema em si agregado às curvas obtidas ao final do processamento dos dados obtidos dos ensaios

em voo. Com isto espera-se que o usuário, ao fornecer valores de grandezas externas à aeronave, como altitude, velocidade, atitude e posição dos painéis, possa obter o valor de grandezas internas do sistema, como corrente e torque nos eixos flexíveis, assim como a grandeza fornecida pelas próprias curvas: o carregamento nos atuadores.

Toda a modelagem deverá ser realizada utilizando-se o ambiente integrado MATLAB-Simulink, conforme especificado pela Embraer. Tal escolha foi realizada tendo em vista a disponibilidade do software na Embraer e também por ser uma plataforma adequada e especializada na modelagem e simulação de sistemas dinâmicos. Além disso, oferece uma interface com o usuário bastante simples e intuitiva.

2.3 Validar o modelo comparando os resultados das simulações com os dados provenientes dos Ensaios em Vôo

O modelo será considerado validado se para determinadas condições como altitude, temperatura ao nível do mar, uma determinada velocidade da aeronave, uma determinada posição dos painéis e uma determinada atitude da aeronave (entradas fornecidas pelo usuário), os valores das grandezas internas ao sistema fornecidas pelo modelo estiverem próximos dos valores observados nos ensaios para tais condições.

2.4 Prover uma Interface Gráfica que permita avaliar o comportamento do sistema ajustando parâmetros

fornecidos pelo sistema de instrumentação dos ensaios em vôo

Validado o modelo do sistema de Flape, seria conveniente a utilização do mesmo para a previsão do comportamento do sistema em condições não freqüentes para o funcionamento do mesmo, como por exemplo, situações limite de seu funcionamento ou então situações que poderiam estar presentes caso o sistema fosse utilizado em uma nova configuração de aeronave ou talvez na mesma configuração de aeronave, mas que devesse satisfazer requisitos novos.

Para isso faz-se necessária a entrada de valores de parâmetros caracterizadores de uma determinada situação de operação do sistema, citados como entradas necessárias para a validação do modelo. O sistema deverá retornar o valor de carregamento nos atuadores para aquela situação e o valor de algumas grandezas internas ao sistema, como por exemplo torque nos eixos flexíveis e margem de folga em relação aos limites ajustados para os limitadores de torque para cada segmento, corrente consumida pelos motores, etc... Assim sendo, deverá ser desenvolvida uma interface gráfica que facilite esta interação com o usuário.

3 PANORAMA SOBRE O TEMA

Os sistemas de flape são utilizados para aumentar o valor de sustentação das asas de uma aeronave durante as fases de decolagem, aproximação e pouso. A extensão dos painéis proporciona o aumento da área da asa e de seu coeficiente de sustentação.

A extensão dos painéis de flape para uma posição intermediária aumenta a área da asa e o coeficiente de sustentação, o que é necessário para a decolagem. A retração dos painéis depois da decolagem assegura um melhor perfil para a asa o que promove um arrasto mínimo para as condições de vôo em cruzeiro. Para a fase de aproximação que antecede o pouso, a extensão dos painéis para uma posição intermediária aumenta a sustentação e o arrasto da asa, que são características desejáveis para se alcançar uma velocidade reduzida e uma taxa de descida controlada. Em seguida à aproximação, a extensão dos painéis até a inclinação de 45° (a maior inclinação possível para o sistema) aumenta a sustentação e o arrasto das asas até um nível apropriado para a velocidade de pouso.

A sustentação aerodinâmica proporcionada por um corpo é uma característica numericamente igual ao produto do coeficiente de sustentação pela pressão dinâmica atuando sobre o corpo e pela área característica do corpo. O valor da pressão dinâmica atuando sobre o corpo é numericamente igual à metade do produto da densidade do escoamento não perturbado pela velocidade do escoamento não perturbado. O coeficiente de sustentação é uma função do número de Reynolds do escoamento, do número de Mach, da rugosidade da superfície, da turbulência do ar, da atitude e da forma do corpo.

O coeficiente aerodinâmico é geralmente determinado em experimentos em túneis de vento ou em ensaios em vôo, medindo-se a sustentação e as condições do escoamento não perturbado, tendo-se também conhecimento das dimensões do corpo.

A extensão dos painéis de flape promove um aumento do coeficiente de sustentação da asa devido à mudança de perfil da mesma. Esse aumento do coeficiente ocorre para todo o domínio de ângulos de ataque. Se a configuração do sistema for tal que com a extensão os painéis também sofrem um arqueamento, esse arqueamento deve ser limitado em torno de 50°, pois a partir deste limite a geração de arrasto se torna dominante em relação ao aumento de sustentação.

Em modelos de aeronaves de pequena dimensão e capacidade de transporte, o sistema de flape é geralmente mecânico e de controle manual. A transmissão dos comandos do piloto é feita por meio de cabos, que associados a tubos de torque, transmitem os movimentos do manche até as asas, proporcionando o movimento dos painéis.

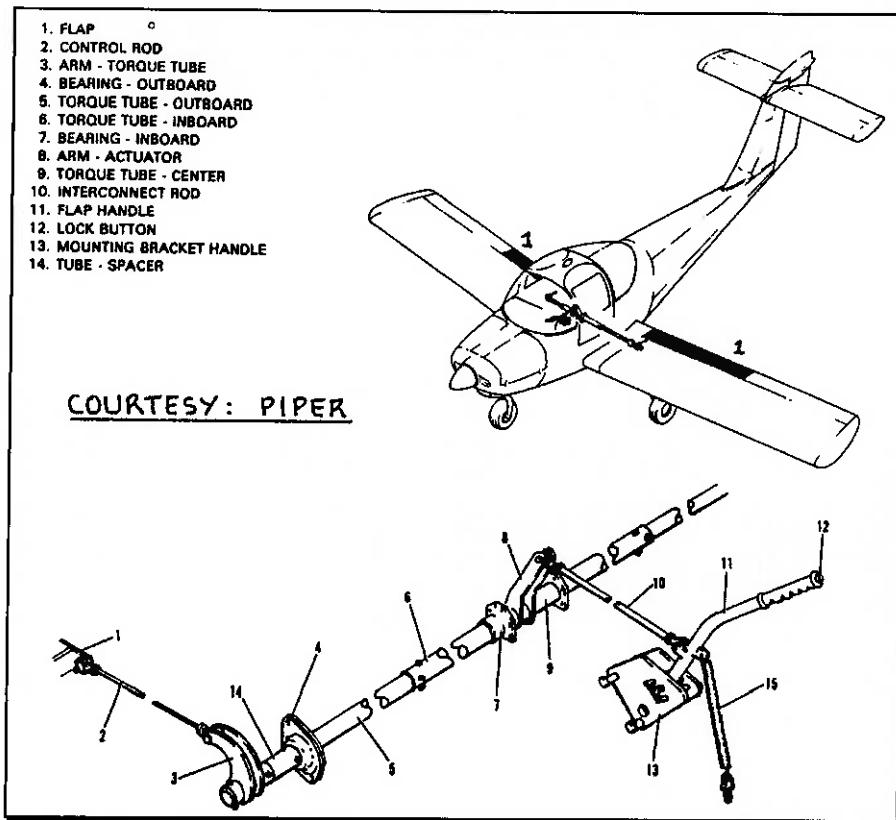


Figura 3-1: Exemplo de sistema de flape mecânico. Fonte: Roskam, 1989.

Em alguns casos, o sistema pode ser eletromecânico. Para estas configurações, geralmente utilizadas em monomotores, motores elétricos situados nas asas logo a frente dos painéis estendem e retraem os painéis.

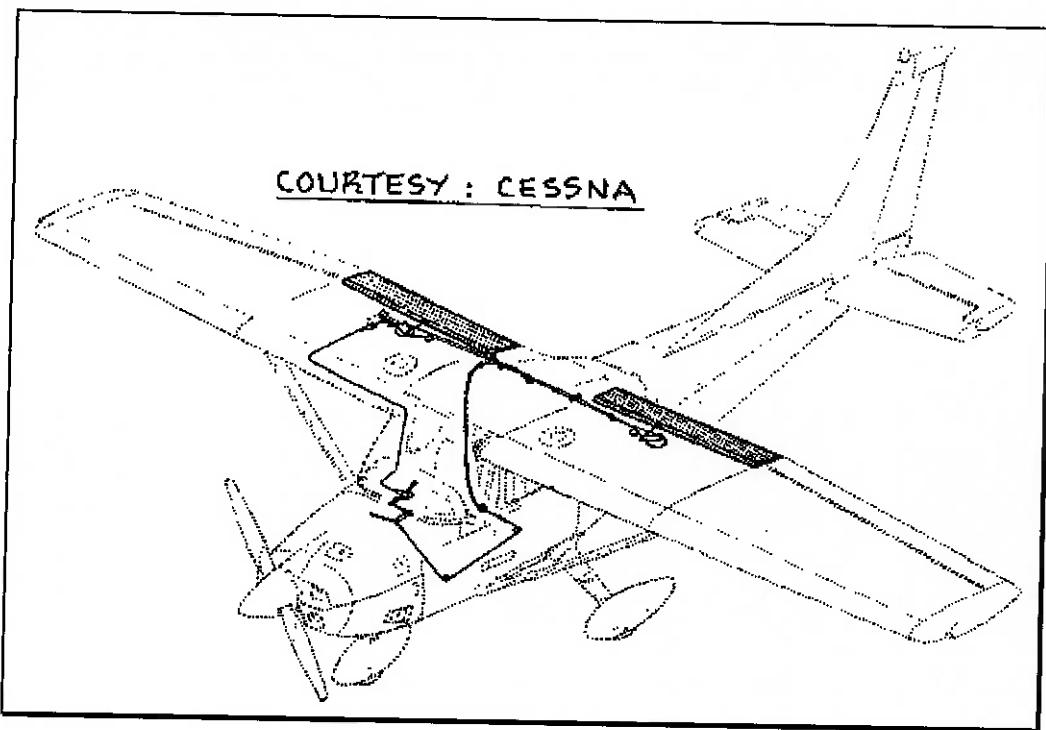


Figura 3-2: Exemplo de sistema de flape eletro-mecânico. Fonte: Roskam, 1989.

Em aviões de maiores dimensões, o sistema de flape possui geralmente atuação hidráulica.

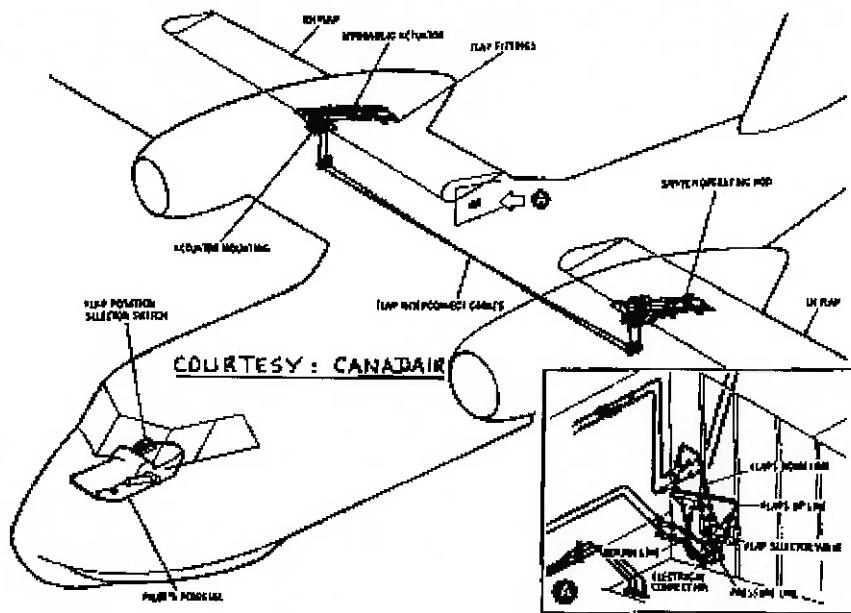


Figura 3-3: Exemplo de sistema de flape hidráulico. Fonte: Roskam, 1989.

Devido aos próprios princípios que governam a funcionalidade dos sistemas de flape, existem falhas do sistema que são consideradas críticas para a segurança de vôo. Entre estas falhas críticas podem ser citadas: assimetria dos painéis, disparo dos painéis e falha na indicação ao piloto da correta posição dos painéis.

No caso de ocorrência de assimetria entre os painéis, ou seja, quando ocorrem diferenças de posicionamento entre os respectivos painéis em ambos os lados da aeronave, surge a tendência de a aeronave rolar, situação altamente indesejável pois prejudica a segurança de vôo. A construção do sistema deve garantir que tal assimetria esteja limitada a um dado valor considerado seguro para a segurança da aeronave, mesmo em caso de falha do sistema.

Já no caso de disparo dos painéis, principalmente durante um vôo, um arrasto de grande magnitude surge instantaneamente, levando a uma grande desaceleração da aeronave e uma consequente condição de stall, fazendo com

que a aeronave fique sem sustentação e perca altitude. Pode facilmente ocasionar a perda de controle da aeronave.

Quanto à falha na indicação de posicionamento dos painéis, a mesma também pode levar à perda de controle, pois o piloto não terá consciência da real situação da aeronave, que apresentará um comportamento inesperado.

4 DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

4.1 *Metodologia Utilizada*

Tendo em vista a realização deste trabalho, que nada mais é do que uma parte de uma pesquisa tecnológica, uma metodologia, ou conjunto ordenado de procedimentos ou processos, teve de ser definida para sua execução. Está sendo considerada aqui como pesquisa tecnológica a investigação do comportamento do sistema de flape da aeronave Embraer ERJ-145 em funcionamento, buscando justificativas para ocorrências de inoperância forçada do sistema devido a mau funcionamento. Esta pesquisa engloba, portanto, procedimentos não pertencentes a este trabalho, como a observação das falhas ocorridas no sistema e o planejamento e execução dos ensaios em vôo, que podem ser considerados uma espécie de experimentação acerca do funcionamento do sistema. Partindo do objetivo da pesquisa tecnológica como um todo, definiu-se a seguinte seqüência de procedimentos:

Observação: Identificação dos componentes que sofreram falha nos vários eventos de inoperância forçada do sistema. Este procedimento não foi realizado no presente trabalho.

Formulação de Hipóteses: Detectados os componentes do sistema que falharam, foram estabelecidas as prováveis causas das falhas. Este procedimento não foi realizado no presente trabalho.

Experimentação: Estabelecidas as hipóteses de falha, definiram-se então quais grandezas internas ao sistema deveriam ser monitoradas em um experimento com o sistema. Definidas as grandezas, definiram-se os equipamentos a serem utilizados na instrumentação e a forma como deveriam

ser instalados no sistema visando fornecer o mais fielmente possível o valor das grandezas desejadas. Em seguida definiu-se a aeronave a ser instrumentada, realizou-se a instrumentação e então realizou-se o planejamento dos ensaios e os ensaios propriamente ditos. Esta seqüência de ações que define o procedimento não foi realizada neste trabalho.

Pesquisa Bibliográfica: Este procedimento e os posteriores devem ser realizados no presente trabalho. O objetivo deste procedimento é a familiarização com a arquitetura do sistema de flape, sua função durante o vôo e, conforme a necessidade, com princípios da mecânica de vôo.

Análise e Síntese: Estando disponíveis os dados dos ensaios em vôo, tais dados devem ser processados e analisados, visando o estabelecimento de leis que representem o ambiente ou as condições de vôo a que é submetido o sistema, além de tornar mais acessíveis informações acerca do comportamento de grandezas internas do sistema para determinadas condições externas.

Teoria: Tendo em vista os objetivos do trabalho anteriormente apresentados, busca-se aplicar as teorias adequadas para seu cumprimento.

Conclusões: Este procedimento tem o objetivo de verificar se os objetivos foram alcançados ou não. Se não foram, deve identificar se as hipóteses formuladas não foram confirmadas ou se a teoria utilizada na resolução dos problemas não foi adequada. Em qualquer destes dois casos, pode-se realizar um novo ciclo destes procedimentos ou apenas dos procedimentos necessários, buscando-se o cumprimento dos objetivos do trabalho.

4.2 Estudo do Sistema de Flape do ERJ-145

Conforme a metodologia de pesquisa apresentada, procedeu-se à realização da pesquisa bibliográfica. A atividade de estudo do sistema foi realizada através da leitura do documento de descrição do sistema (documento restrito à Embraer) e também da observação do sistema físico presente nas aeronaves disponíveis na linha de produção da empresa. Esta familiarização inicial teve o objetivo de levar a um primeiro contato com as funções do sistema, as funções de cada subsistema, as interfaces entre os subsistemas e o comportamento esperado do mesmo frente aos comandos de um piloto. Não houve a intenção de se conhecer detalhes de construção mecânica ou da implementação dos circuitos eletrônicos que realizam o controle e a monitoração do sistema.

4.3 Redução, Processamento e Análise dos Dados dos Ensaios em Vôo.

Esta etapa do trabalho vem, de acordo com a metodologia, cumprir o processo de análise dos dados e síntese de leis representativas do cenário em que o sistema deve atuar.

4.3.1 Redução dos Dados dos Ensaios em Vôo

De acordo com o que foi descrito na Introdução, um time multidisciplinar constituído somente por funcionários da Embraer havia realizado o planejamento e acompanhado a realização de uma série de ensaios em vôo com o objetivo de obter dados quantitativos acerca de grandezas relacionadas ao funcionamento do sistema de flape. Foram realizados no total nove ensaios com este objetivo. Tais ações foram realizadas

durante a segunda metade do ano de 1999, portanto não fazendo parte deste trabalho.

O programa de ensaios teve duas fases: na primeira fase, foram realizados ensaios em que se variaram as condições de operação da aeronave, e na segunda fase, interferiu-se no ajuste de alguns componentes mecânicos do sistema. Na primeira fase, realizaram-se os seguintes ensaios:

Ensaio padrão (vôo realizado à uma altitude de 10000 ft, aeronave em seu peso médio de operação, flapes comandados nas velocidades máximas permitidas para cada posição final): 1245. Este ensaio foi realizado visando servir como referência de comparação com todos os demais ensaios.

Ensaio de variação de peso (o conteúdo dos lastros de água do protótipo foi expurgado gradualmente durante o ensaio): 1246. Este ensaio foi realizado visando estudar a influência do peso da aeronave nas cargas dos atuadores.

Ensaio de variação de temperatura (a altitude de operação da aeronave em vôo nivelado foi variada durante o ensaio): 1252. A asa é constituída de alumínio e os painéis são constituídos de um sanduíche de fibra de carbono e epóxi, e portanto possuem diferentes coeficientes de dilatação térmica. O ensaio foi realizado visando verificar o efeito da maior contração da asa quando comparada à dos painéis, e portanto, da diminuição das folgas laterais quando a operação ocorre em altitudes elevadas.

Ensaio de variação de atitude ou ângulo de ataque: 1310. Nestes ensaios, o ângulo de ataque foi variado desde um valor praticamente nulo até o valor máximo “a cabrar”, na eminência de estolar a aeronave. Tal variação de atitude é feita à uma altitude praticamente constante. O objetivo deste ensaio

foi determinar a influência da variação do Centro Instantâneo de Rotação dos painéis no carregamento dos atuadores. Isto pode ser dito porque ao se voar à diferentes ângulos de ataque, a direção da resultante aerodinâmica aplicada aos painéis é drasticamente alterada, o que força também uma rápida variação na posição do CIR de cada painel.

Na segunda fase, realizaram-se os seguintes ensaios:

Ensaios em que foi forçada uma inclinação em ambos os painéis devido à extensão dos mesmos em apenas um de seus atuadores (atuadores dois e quatro) de meia volta do fuso (2.5 mm): 1314 e 1315;

Ensaios em que foi forçada uma inclinação em ambos os painéis devido à retração dos mesmos em apenas um de seus atuadores (atuadores dois e quatro) de meia volta do fuso (2.5 mm): 1318 e 1320;

Ensaio em que foi forçado um aumento da pressão exercida pelos painéis de spoiler sobre o painel interno de flape (uma parte da área dos painéis de spoiler exerce contato sobre o painel interno do flape. Existem dois painéis de spoiler em cada asa e ambos exercem pressão sobre o painel de flape interno de cada asa): 1323.

Todos os ensaios foram realizados com o protótipo ERJ-145 número de série 001. O protótipo teve sua asa esquerda instrumentada para que fossem gravados os dados dos parâmetros definidos. No total foram definidos 40 parâmetros a serem amostrados. Entre estes parâmetros podem ser citados: carga nos atuadores, torque nos eixos flexíveis, folga lateral em ambos os lados de cada painel (espacos entre os painéis e a asa), consumo de corrente nos motores, sinal de "enable" para a movimentação do sistema, temperaturas nas longarinas II e III (elementos estruturais das asas), posição

dos painéis, velocidade da aeronave CAS (vide apêndice B), temperaturas do ar local e da superfície da asa, ângulo de ataque, posição dos trens de pouso (estendidos ou recolhidos), temperatura do combustível, entre outros. Serão apresentadas a seguir algumas fotos da instrumentação que permitiu a obtenção dos dados de alguns dos parâmetros:



Figura 4-1: Instalação de strain-gages para medição de carga nos atuadores

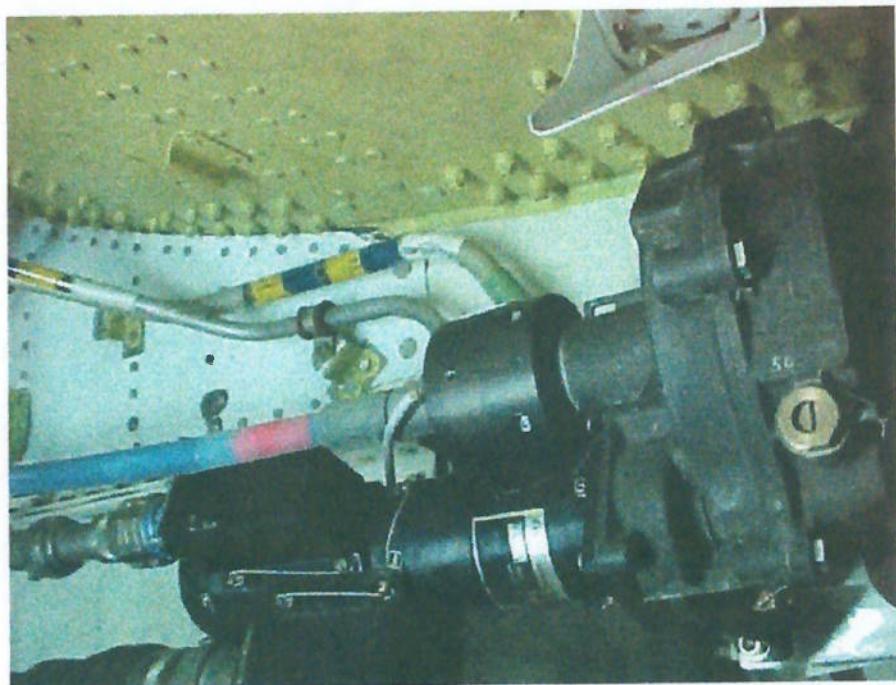


Figura 4-2: Instrumentação para medição de torque nos eixos flexíveis

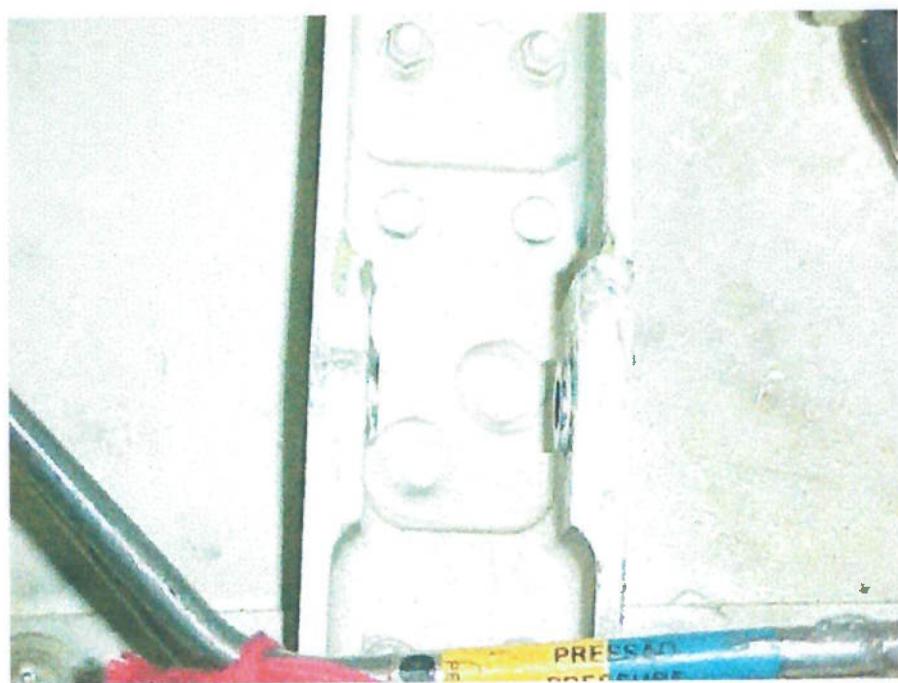


Figura 4-3: Instrumentação para medição da temperatura TAT

A partir dos dados dos vôos disponíveis em forma de fita, iniciaram-se então as tarefas pertencentes a este trabalho. A primeira atividade foi realizar a amostragem dos sinais gravados utilizando-se uma freqüência de amostragem de 20 Hz. Esta taxa de amostragem foi utilizada por

se mostrar adequada aos sinais em estudo. Os dados resultantes foram salvos em arquivos armazenados em disco rígido no sistema computacional da divisão de ensaios em vôo. O programa utilizado para a amostragem dos dados das fitas e para a redução dos dados foi um software específico denominado EdVooCS, de autoria da própria Embraer.

Para cada vôo, selecionou-se intervalos onde ocorreram movimentações do sistema. Para cada intervalo, foram montadas tabelas e seus respectivos gráficos, cada tabela representando o comportamento de vários parâmetros no tempo. No total foram geradas oito tabelas e gráficos para cada intervalo:

posição dos painéis, carga nos atuadores e velocidade x tempo;

posição dos painéis e corrente nos motores x tempo;

posição dos painéis e velocidade de rotação dos motores x tempo;

posição dos painéis e folga lateral em ambos os lados de ambos os painéis x tempo;

posição dos painéis e torque nos eixos flexíveis x tempo;

posição dos painéis, altitude da aeronave, temperaturas de combustível, de superfície e ambiente, velocidade da aeronave x tempo;

posição dos painéis, posição dos trens de pouso x tempo;

ângulo de ataque x tempo.

As tabelas e os gráficos foram gerados utilizando o software Microcal Origin 6.0, um software especializado na geração de gráficos científicos. O passo final da atividade de redução de dados foi a exportação das tabelas geradas em formato de texto para que pudessem ser processadas utilizando-se um sistema desenvolvido para este fim a partir do software Microsoft Excel.

4.3.1.1 Interpretação dos gráficos em função do tempo (ensaio 1310)

Neste item estão apresentados alguns gráficos de parâmetros traçados em função do tempo para o ensaio número 1310. Conforme citado, ao final da etapa de redução dos dados dos ensaios em vôo já haviam sido realizadas tabelas de parâmetros no tempo, tornando possível o traçamento destes gráficos.

Não só os gráficos, mas exemplos de sua interpretação estão sendo apresentados a seguir. Os objetivos das interpretações dos gráficos por tempo foram confirmar aspectos importantes do funcionamento do sistema estudado além de evidenciar possíveis comportamentos desconhecidos.

Os gráficos aqui apresentados foram traçados utilizando o software MS Excel.

Gráfico da corrente no motor 2 pelo tempo, com informação adicional de posição dos painéis.

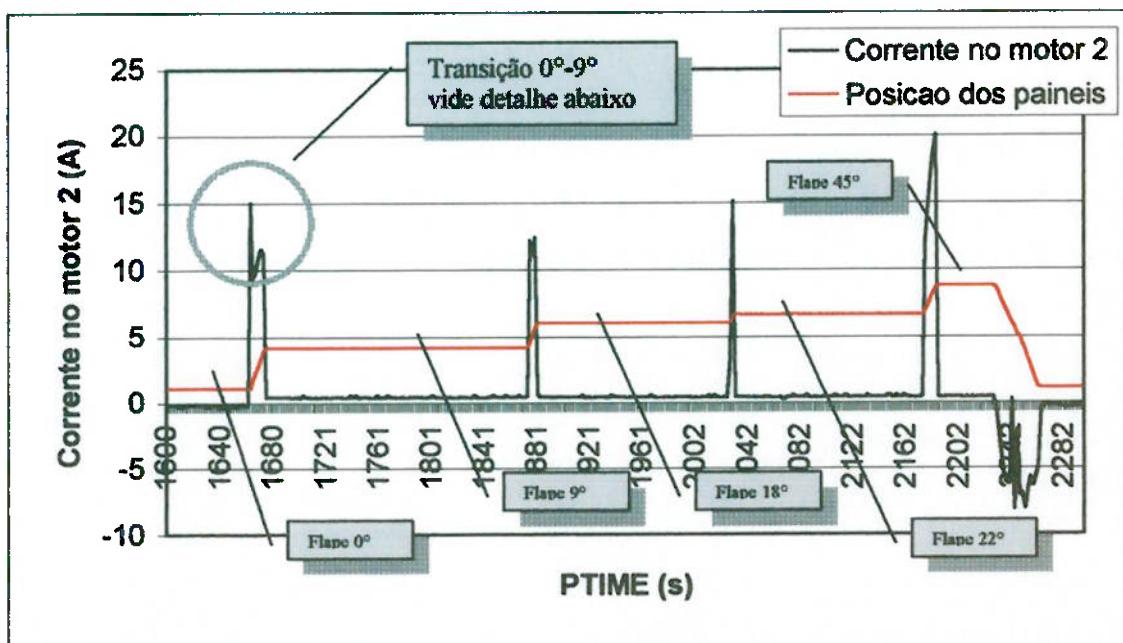


Figura 4-4: Gráfico da Corrente do motor 2 versus tempo

O gráfico acima representa o comportamento da corrente para uma dada seqüência de ciclagens de flape: 0° - 9° - 18° - 22° - 45° - 0° (cada pico/vale representa uma transição de posição). É possível observar o aumento da corrente média durante a atuação com o aumento da deflexão dos painéis. O aumento deste valor médio corresponde ao aumento da pressão aerodinâmica aplicada. Verifica-se ainda, uma inversão no sentido da corrente na transição inversa. Isso ocorre porque os motores passam a funcionar como freios (o sentido de deflexão dos painéis é favorável ao sentido da força resultante da pressão aerodinâmica).

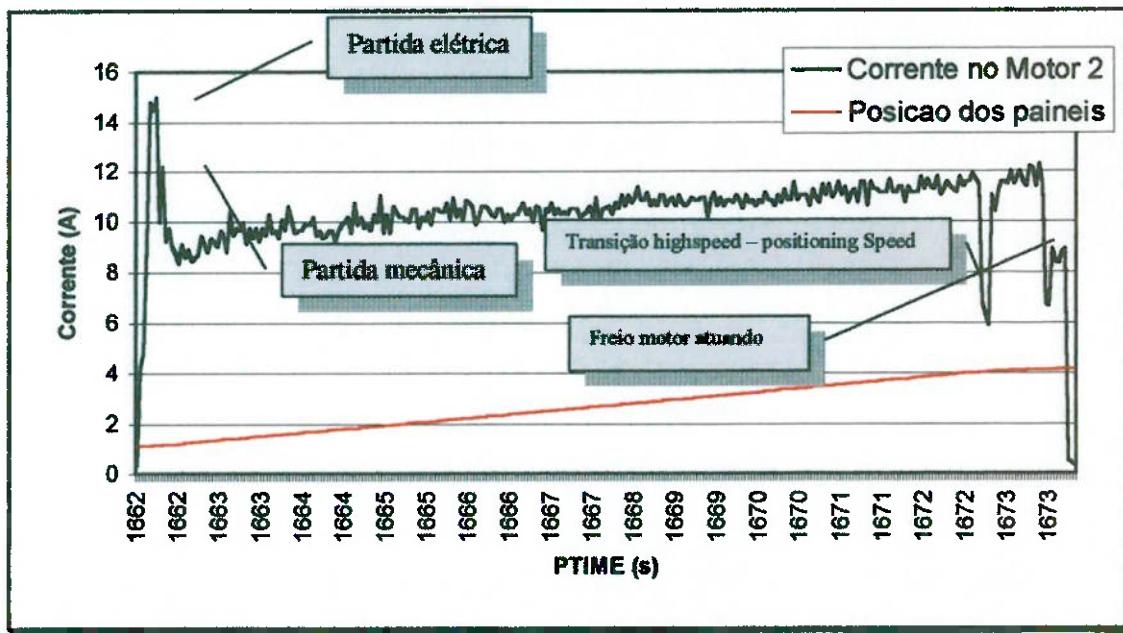


Figura 4-5: Detalhe da transição 0° - 9° do gráfico Corrente do motor 2 x Tempo

Quando iniciado o processo de transição de posição dos painéis de flape, é possível verificar algumas particularidades do sistema:

Pico de partida elétrica: ocorre um pico de corrente elétrica devido à inércia elétrica do sistema (motor).

Pico de partida mecânica: ao iniciar o movimento do rotor, o motor encontra resistência mecânica devido à inércia mecânica do próprio rotor e do restante do sistema.

Transição High speed – Positioning speed: a FECU identifica que os painéis estão próximos da posição nominal de destino, reduzindo a velocidade de rotação dos motores como um procedimento de aproximação.

Atuação como freio: tendo alcançado a posição final, o motor elétrico passa a atuar como freio provisório do sistema até que os freios mecânicos estejam aplicados.

Gráfico dos torques nos eixos flexíveis pelo tempo, com adicional da posição dos painéis.

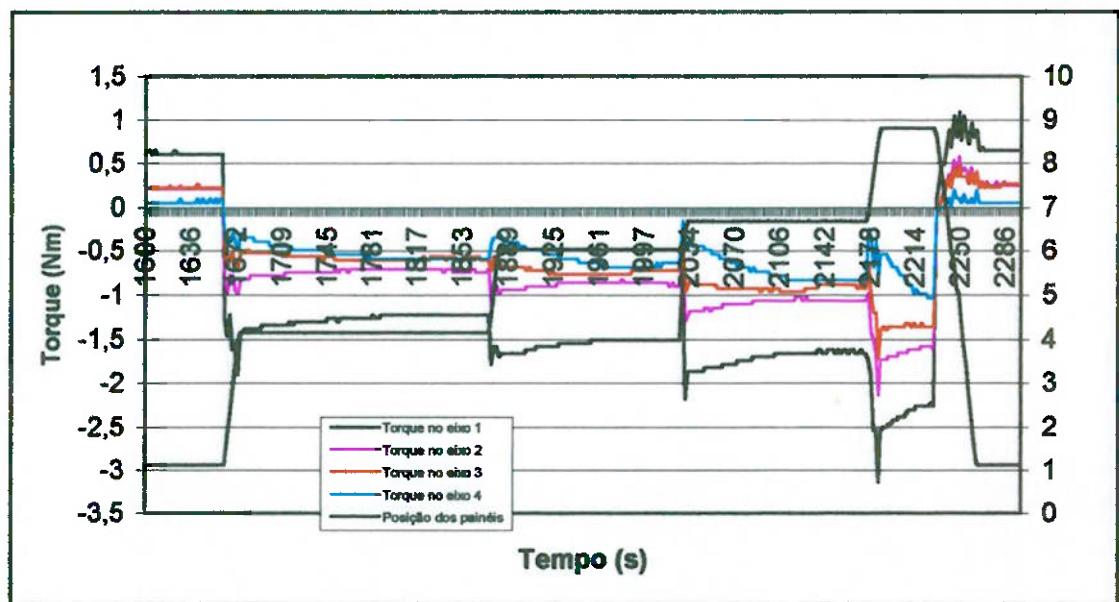


Figura 4-6: Gráfico - Torque nos eixos flexíveis x Tempo

Pode-se observar um pico de torque nos eixos flexíveis quando ocorrem as partidas do sistema. Pela convenção utilizada, torques positivos tendem a retrair os painéis, e torques negativos tendem a estendê-los. Percebe-se que a menos da última movimentação do sistema, todas as demais ocasionam torques negativos, pois os painéis estão sendo estendidos. Na última movimentação, em que os painéis estão sendo retraídos, o torque que surge é positivo como esperado.

Pode-se observar também que conforme se anda em direção à montante do sistema, ou seja, em direção à FPDU, os torques tendem a aumentar de intensidade, já que os eixos mais à montante acabam tendo que suportar o carregamento somado de todos os eixos à sua jusante mais o torque proveniente do atuador mais à jusante em que estão conectados. Esse comportamento dos torques é observado também durante o repouso do sistema devido ao torque sustentado pelos freios acoplados aos motores elétricos que é idêntico ao torque presente no sistema imediatamente antes do desligamento dos motores, ou seja, o estado dinâmico do sistema é congelado e conservado durante o período de repouso do sistema.

Pode-se observar também, durante a transição dos painéis de 0° para 45° , que o perfil dos torques é diferente em relação ao perfil que surgiu nas outras transições. Ao contrário do perfil encontrado nas outras transições, em que ocorre um pico e logo após os torques se estabilizam num valor relativamente baixo, nesta transição os torques inicialmente estão baixos e aumentam sua intensidade, alcançando um pico e diminuindo de intensidade relativamente devagar em relação às outras transições. Este comportamento distinto se deve ao chamado carregamento a 0° .

Gráfico de carregamento nos atuadores pelo tempo com adição da posição dos painéis

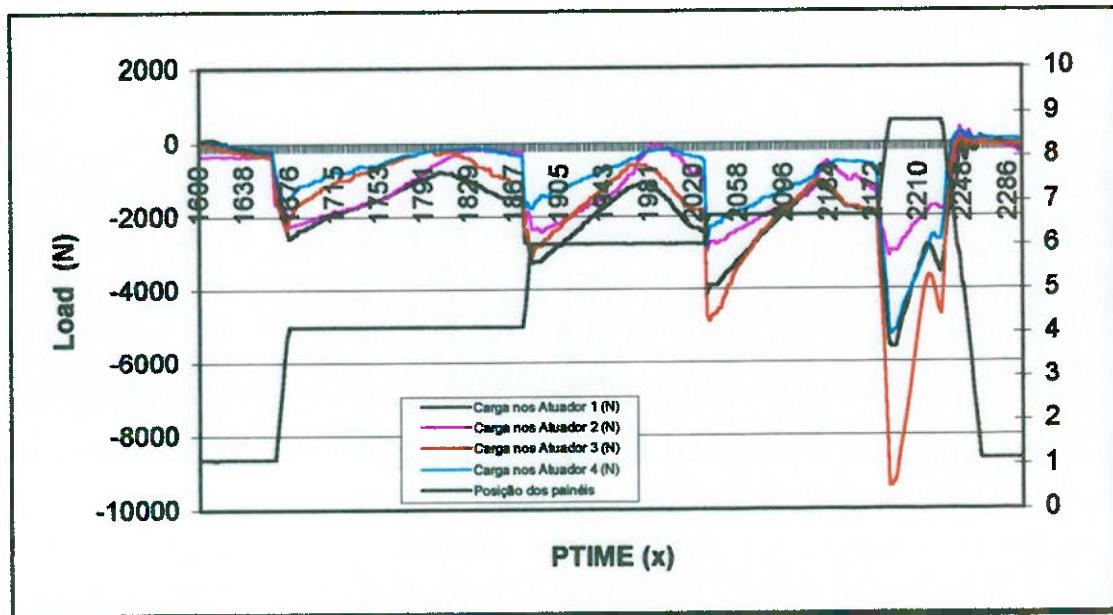


Figura 4-7: Gráfico - Cargas nos Atuadores x Tempo

Continuando com o mesmo comportamento apresentado para os torques, os carregamentos também apresentam picos na partida do sistema, alcançando níveis consideravelmente inferiores de tensão logo em seguida. De acordo com a convenção utilizada, carregamentos negativos nos atuadores tendem a estender os painéis. As cargas possuem este comportamento parabólico quando o sistema se encontra estabilizado devido a características do próprio ensaio, que foi um vôo padrão. Neste tipo de ensaio existe a regra de se comandar o sistema na velocidade limite para aquele determinado comando. Por isso, ao término do comando a velocidade diminui, e antes de iniciar um novo comando a velocidade é variada para atingir a velocidade limite. Como os carregamentos são diretamente relacionados à velocidade da

aeronave, justifica-se a diminuição da intensidade dos carregamentos no tempo médio entre dois comandos consecutivos.

Observa-se também, que devido ao carregamento aerodinâmico as cargas nos atuadores aumentam de intensidade conforme aumentam as inclinações dos painéis.

4.3.2 Processamento dos Dados dos Ensaios em Vôo

Os gráficos gerados em função do tempo fornecidos pelo sistema de redução de dados da Embraer em conjunto o programa Microcal Origin fornecem um panorama limitado acerca do comportamento do sistema em estudo. A visualização de particularidades desse sistema em um gráfico em função do tempo exige um conhecimento profundo do mesmo. Além disso, devido à complexidade do sistema de flape, alguns fatores influentes a esforços relacionados com o sistema passariam desapercebidos se limitados a esse tipo de abordagem.

Para ser possível “ler as entrelinhas” do sistema, seja analisando comportamentos previstos por teorias de mecânica de vôo, seja num processo investigativo por hipóteses, foi necessário processar e reorganizar os dados obtidos nos ensaios para geração de gráficos e obtenção de correlações entre parâmetros.

Devido à grande quantidade de dados, um processo de tratamento manual de dados tornou-se impróprio. Para automatizar o tratamento de dados foi desenvolvido um software baseado em Microsoft Excel. Selecionou-se a plataforma Excel para essa aplicação por permitir uma rápida implementação

de um sistema de tratamento de dados, com a vantagem de disponibilizar ferramentas matemáticas e estatísticas para um pós-processamento dos dados.

4.3.2.1 Desenvolvimento do Software

Necessidade de exportação dos dados:

Concluídas as reduções, os dados dos parâmetros selecionados foram exportados em formato texto. Para carregá-los no Ms Excel, foi desenvolvida uma DLL em Visual C++ – “XLMTxt.dll”. A chamada da DLL foi implementada internamente no VBA (Módulo de automação do Microsoft Office), recebendo como retorno uma matriz de valores de ponto flutuante com precisão dupla (double) contendo os dados e uma string contendo a lista de parâmetros referentes a cada coluna do arquivo carregado.

Optou-se pela utilização de uma DLL para efetuar o carregamento dos arquivos, pois apesar do Excel ser capaz de realizar essa tarefa, o arquivo aberto resultante mostrou-se de difícil manipulação (além de aumentar em muito o tempo de execução). Também, apesar de ser possível gerar um código de atuação similar ao da DLL em VBA, essa última, por se tratar de uma linguagem interpretada, comprometeria significativamente o desempenho do sistema.

Emb.xls:

Paralelamente ao desenvolvimento da XLMTxt.dll, foi desenvolvida uma planilha em Excel – “Emb.xls” – com objetivo de tanto testar a interface da DLL como validar suas funcionalidades.

O primeiro teste realizado destinou-se à verificação da capacidade de carregar arquivos. Validada esta função, o sistema foi atualizado para permitir o carregamento seqüencial de arquivos referentes a um mesmo intervalo de um vôo em uma mesma planilha. Isso permitiu a geração manual de gráficos entre diferentes parâmetros.

Contudo, os gráficos gerados mostravam-se muito confusos. Implementou-se então, um módulo filtro de dados, criado com a função de separar os dados de um segmento de um vôo por posições de flape. Essa nova abordagem permitiu identificar magnitudes de carregamentos sobre o sistema (força, torque, corrente, etc) para cada uma das posições de flape, permitindo a mensuração de correlações entre parâmetros com maior precisão.

Junto com o desenvolvimento do módulo filtro, foi implementada uma função de criação de arquivos na DLL XLMTxt para armazenar os dados filtrados. Atualizou-se também o módulo VBA de automação de carregamento de arquivos para permitir o carregamento de múltiplos segmentos de um mesmo vôo (expandindo, consequentemente, o domínio de atuação do filtro).

DataMgr

O sistema Emb fora criado com o propósito de verificar a viabilidade de desenvolver um sistema em Excel para o tratamento de dados e testar a comunicação com DLLs. A necessidade de expandir as funcionalidades do sistema inicial levou ao desenvolvimento de um novo sistema, pois o design to

sistema Emb não favorecia as implementações de funcionalidades que foram surgindo com o decorrer do estudo dos dados. Outro problema que levou ao abandono do sistema Emb foi a diminuição da performance com as sucessivas implementações.

Dessa forma, iniciou-se o desenvolvimento de um novo sistema, mais modular, automático e rápido. Junto com essa última característica, a necessidade de diminuir o espaço utilizado em disco resultou no desenvolvimento de uma nova DLL: a FsBinFilesInterface. Essa foi criada com o propósito de manipular (criar, ler e editar) arquivos binários.

Com as experiências adquiridas com o primeiro sistema, utilizando-se o código fonte do mesmo implementou-se o primeiro módulo do novo sistema – DataMgr – que tal qual o sistema Temb, foi desenvolvido com o objetivo de carregar os arquivos texto exportados pelo programa Origin. Logo em primeiro instante, esse módulo, chamado de módulo compilador, foi implementado de modo a carregar todos os arquivos de um vôo. O destino dos dados, em contraste com o sistema Emb, foi arquivos binários ao invés de uma planilha do Ms Excel. Essa abordagem reduziu significativamente o tempo de execução dessa tarefa.

Ainda em relação ao módulo compilador, esse foi modificado de forma a zerar a escala dos carregamentos. A zeragem tornou-se necessária pois o resultado fornecido pelo instrumento de medição eqüivale, na verdade, à variação de carga no atuador, e não à carga aplicada no painel. A zeragem da escala foi feita anotando-se a carga indicada pelo instrumento no início da amostragem (i.e. com o avião parado) de cada vôo. Em seguida foi construída uma lista de correções contendo o número do ensaio e as pré-cargas

anotadas, a qual o módulo compilador carrega no início de cada sessão. Dessa forma, automatizou-se a correção das pré-cargas fornecidas pelos sensores. As cargas subtraídas para cada atuador em cada ensaio são apresentadas na tabela abaixo:

| Flight # | Atuador 1 (N) | Atuador 2 (N) | Atuador 3 (N) | Atuador 4 (N) |
|----------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| 1245 | 1250 | 1950 | 423 | 2585,4 |
| 1246 | 636,4 | 1898,3 | 15,8 | -11 |
| 1252 | 181,8 | 1966,1 | -50,85 | -175,8 |
| 1310 | 954,5 | 1457,6 | -1912,3 | -1174,4 |
| 1314 | 295,4 | 1000 | -2200 | -1558,14 |
| 1315 | -244,2 | 162,8 | -2309 | -2111,1 |
| 1318 | 0 | -48,8 | -8206,9 | -2143 |
| 1320 | 618,63 | 883,7 | -2072,7 | -1407 |
| 1323 | -8000 | -24,4 | -12000 | -2728,4 |

A utilização de arquivos binários permitiu a criação de funções mais eficientes dentro da DLL. Isso resultou em uma grande diminuição do código em VBA para a tarefa de filtragem de dados. Consequentemente, o tempo de implementação e execução também foi reduzido.

Em seguida, um módulo de geração de gráficos, não presente no sistema Emb, foi implementado no DataMgr. O motivo da criação desse módulo foi a necessidade de gerar uma grande quantidade de dados para testar as diversas correlações.

Pressão Dinâmica nos painéis – DataMgr 2

Para ser possível verificar contribuições de outros fatores senão o da velocidade aos carregamentos aplicados no sistema de flape da ERJ-145, foi necessário parametrizar os carregamentos medidos nos atuadores. Para tanto, foi calculada a pressão dinâmica causada pela velocidade do vento (i.e. velocidade da aeronave) contra os painéis de flape.

De modo a inserir essa característica no sistema, foi alterado o módulo compilador do DataMgr; após o carregamento dos arquivos, o sistema foi alterado de modo a incluir uma nova coluna de dados contendo a pressão dinâmica. A pressão foi calculada segundo a equação

$$PDIM = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot v^2$$

onde v é a velocidade equivalente (vide apêndice B) e ρ_0 é a densidade de ar ao nível do mar. Note que não foi necessário utilizar a velocidade real (TRUE AIR SPEED) nem a densidade do ar à altitude de medição da velocidade pois a correção da velocidade equivalente (EQUIVALENT AIR SPEED) para a velocidade real é feita pela densidade de ar. De fato, a correlação

$$\rho_0 \cdot v_{EAS}^2 = \rho \cdot v_{TAS}^2$$

justifica a utilização da EAS para o cálculo da pressão dinâmica. Dessa forma foram evitadas contas de correções desnecessárias, as quais prejudicariam o desempenho do sistema, já que a correção teria que ser feita dezenas de milhares de vezes por vôo (dada a taxa de amostragem utilizada na redução).

O sistema DataMgr atualizado foi renomeado para DataMgr 2.

G2.xls

A atualização do módulo compilador para inserir a coluna contendo a pressão dinâmica no arquivo binário levou a necessidade de atualizar o módulo gerador de gráficos do DataMgr 2.

A demanda de novas funcionalidades para o módulo gerador de gráficos resultou na criação de um novo sistema, batizado de G2. A opção de criar um novo sistema foi feita para não sobrecarregar as funcionalidades do DataMgr 2. Praticamente todo o código do DataMgr 2 referente à criação de gráficos foi exportado para o G2. Já a interface gráfica foi remodelada para permitir maior flexibilidade.

A principal diferença entre o sistema gerador de gráfico do DataMgr 2 e o G2 é um analisador léxico simplificado destinado a prover as quatro operações matemáticas elementares entre parâmetros componentes das ordenadas.

As particularidades dos sistemas DataMgr 2 e G2 estão descritas no apêndice C.

4.3.3 Análise dos dados processados

4.3.3.1 Cargas presentes no Sistema de Flape da Aeronave ERJ-145

Analizando os dados provenientes dos ensaios em vôo realizados de acordo com a orientação da equipe multidisciplinar, constatou-se que as cargas suportadas pelos atuadores do sistema podem ser divididas em algumas categorias, conforme esperado.

As categorias identificadas nos dados dos ensaios foram as seguintes:

Cargas devido à variação de temperatura: estas cargas aumentam com a diminuição da temperatura local do sistema. As asas da aeronave são compostas de alumínio e os painéis de flape são compostos principalmente de fibra de carbono, apresentando portanto diferentes coeficientes de dilatação.

Com a diminuição da temperatura local, as folgas laterais existentes entre os painéis e os trilhos fixos nas asas tendem a diminuir, o que provoca aumento de atrito podendo chegar ao travamento dos painéis em um caso extremo. Além disso, ocorre também o aumento da viscosidade dos lubrificantes utilizados nos componentes mecânicos do sistema. Este aumento de viscosidade aumenta a resistência à movimentação do sistema. Este efeito pode ser melhor observado nos lubrificantes utilizados nos atuadores, constituídos principalmente de graxas.

Cargas Aerodinâmicas: estas cargas são cargas intrínsecas à operação de uma aeronave. Estas cargas tendem a aumentar com o quadrado da velocidade da aeronave, já que são cargas resultantes do fluxo de ar que passa pelas asas da aeronave. A carga aerodinâmica nos painéis internos mostrou ser influenciada também pela posição dos trens de pouso principais, que no caso da aeronave considerada se situam logo à frente dos painéis internos quando baixados. Nesta situação os trens formam um obstáculo para o escoamento, diminuindo o fluxo de ar que se choca contra os painéis internos quando os trens estão recolhidos.

Cargas devido a erros de Montagem: Estas cargas são funções de desvios na montagem e da própria posição instantânea dos painéis. Os desvios na montagem são definidos como erros no ajuste da posição 0° dos painéis. De acordo com o procedimento padrão utilizado na linha de montagem, a posição 0° é obtida movimentando-se o painel até o batente mecânico junto à estrutura da asa, anotando-se a posição do fuso dos atuadores e então girando-se o atuador de uma volta no sentido da extensão. Em qualquer uma destas ações adicionam-se desvios na montagem, mas tais desvios devem estar dentro de

limites aceitáveis. Pode-se dizer que as cargas devido aos erros de montagem são diretamente proporcionais à magnitude dos erros introduzidos. Conforme citado, tais cargas também são função da posição dos painéis num dado instante, sendo que apresentam sua maior criticalidade próximo à posição de 45°, devido à curvatura acentuada presente nos trilhos, que atua como um amplificador das tensões originadas por erros de alinhamento dos painéis, pois provoca uma torção acentuada nos mesmos. Por não se ter um modelo representativo destas cargas, e devido ao fato de os ensaios em vôo do sistema de número 1314, 1315, 1318 e 1320 terem mostrado que a magnitude destas cargas no sistema é desprezível, esta categoria de cargas não será tratada neste trabalho.

Carga devido ao peso próprio dos painéis: Esta carga é função da posição instantânea dos painéis. Da posição 0° até a posição 22°, esta carga é praticamente nula. A partir daí, até a posição 45°, a cinemática dos painéis apresenta a característica de uma curvatura acentuada dos trilhos, o que provoca uma rotação dos painéis consideravelmente superior do que a translação, ao contrário do que ocorria até então. Isto acarreta o fato de que a 45°, o peso dos painéis fica em sua maior parte suportado pelos atuadores, o que provoca um aumento sensível dessa carga, apesar de que dentro do universo das cargas do sistema de flape, esta categoria pode ser considerada desprezível. Devido a isto, esta categoria de carga não será tratada neste trabalho.

Cargas específicas do sistema a 0°: Esta categoria de cargas foi a única não prevista pela equipe de projeto do sistema. Ainda não é totalmente compreendida, mas acredita-se na hipótese que seja em parte devido à rápida

variação do centro instantâneo de rotação do sistema próximo à posição 0°. Outra possível causa seria o choque da face superior do painel com alguma superfície presente no seu em torno, como por exemplo, as superfícies dos ground spoilers no caso do painel de flape interno, ou então colisões entre regiões dos trilhos fixo e móvel. Notou-se que esta categoria de cargas ocorre geralmente durante o vôo, e que não depende do peso da aeronave nem da temperatura local.

4.3.3.2 Obtenção das Correlações

Primeiramente, os dados provenientes dos ensaios em vôo se encontravam separados por intervalos de interesse dentro de um determinado vôo, e em seqüência temporal dentro de cada intervalo. Utilizando-se os programas DataMgr 2 e G2, várias operações foram realizadas sobre estes dados constituindo uma etapa intermediária na obtenção das correlações. A primeira operação realizada sobre os dados foi retirar dos dados de carregamento nos atuadores de um determinado vôo o valor dos mesmos no início do mesmo, conforme explicado no tópico “Desenvolvimento do Software”. Com isso, eliminou-se os carregamentos devido à erros de montagem. Em seguida, reuniu-se todos os dados de cada vôo num único arquivo. Realizada essa etapa, filtros foram aplicados sobre cada arquivo. Alguns detalhes destes filtros já foram apresentados no tópico “Desenvolvimento do Software”.

O primeiro filtro aplicado teve o objetivo de retirar os dados cuja velocidade da aeronave se encontrasse abaixo de 10 knots, o que poderia levar a conclusões equivocadas no cálculo da influência da temperatura sobre o carregamento nos atuadores para essas velocidades (o motivo será

explicado em breve). Em seguida, 5 filtros com o mesmo objetivo foram aplicados sobre cada arquivo; cada um teve o objetivo de separar os dados característicos de cada posição do sistema (0° a 45°).

De posse dos arquivos de dados exclusivos de cada posição do sistema, o programa G2 disponibilizava a capacidade de gerar planilhas de dados de parâmetros que podiam ser escolhidos livremente entre os parâmetros existentes e/ou operações matemáticas simples envolvendo um ou mais parâmetros para a obtenção de um novo parâmetro.

Conforme apresentado no capítulo “Objetivos”, o usuário do produto final deste trabalho deverá fornecer as seguintes informações de vôo da aeronave no início da simulação: atitude da aeronave, velocidade da aeronave, altitude da aeronave, posições inicial e final do sistema e temperatura do ar ao nível do mar em graus Celsius. A partir destas informações, o sistema deverá compor a partir da soma das parcelas de carregamento devido à velocidade, à temperatura e à atitude da aeronave (conforme explicitado no tópico “Cargas Presentes no Sistema de Flape”), o carregamento total imposto a cada atuador do sistema.

Para que a obtenção do carregamento final em cada atuador fosse possível, um conjunto adequado de correlações obtidas de ensaios específicos teve de ser formado. Para a obtenção da parcela do carregamento devido à velocidade, a correlação carregamento em cada atuador x velocidade da aeronave (EAS) para cada posição dos painéis foi realizada a partir dos dados dos vôos 1245 e 1246, vôos cuja altitude e atitude da aeronave permaneceram praticamente constantes, e se deu ênfase à variação da velocidade da

aeronave. A conversão da velocidade fornecida pela instrumentação da aeronave (CAS) para a EAS já havia sido feita pelo programa DataMgr2.

Para a obtenção da parcela do carregamento devido à temperatura, subtraiu-se dos carregamentos dos atuadores o valor do carregamento presente nos vôos 1245 e 1246 para aquela mesma velocidade, utilizando-se para isso as correlações de carregamento x velocidade obtidas anteriormente. O ensaio 1252 foi um ensaio em que se deu ênfase na movimentação do sistema à altitudes sensivelmente distintas, procurando sempre manter as mesmas velocidades da aeronave para cada posição do sistema e também uma altitude da aeronave constante. Neste caso, correlações distintas para extensão e retração do sistema tiveram de ser realizadas devido ao efeito de histerese nas cargas dos atuadores à baixas temperaturas. Como o atrito dos painéis e diversas outras forças dissipativas aumentam, surge uma diferença acentuada nas cargas para uma mesma posição do sistema em extensão e retração. Outra observação é que como o usuário entra com altitude da aeronave, e existe um modelo que relaciona a temperatura SAT ("Static Air Temperature"), à temperatura ao nível do mar e à altitude, tal modelo deverá ser realizado; mas como o parâmetro que temos é o de TAT ("True Air Temperature"), a devida correção deverá ser realizada afim de serem utilizadas as correlações.

Finalmente, para a obtenção da parcela do carregamento dos atuadores devido à altitude da aeronave, correlações de carga nos atuadores x altitude da aeronave para os dados do ensaio 1310 foram realizadas. Como explicado no tópico "Redução dos Dados dos Ensaios em Vôo", este ensaio teve o objetivo de comandar o sistema variando intensamente a altitude da

aeronave mas mantendo a velocidade e a altitude constantes durante as movimentações do sistema.

As correlações obtidas ao final desta etapa são apresentadas em anexo.

4.4 Modelagem do Sistema de Flape

De acordo com o objetivo de obter um modelo representativo do sistema, apresenta-se a seguir a modelagem do sistema de flape da aeronave ERJ-145 realizada utilizando-se a plataforma MATLAB-Simulink. Esta etapa pode ser considerada como a aplicação de uma teoria visando cumprir um dos objetivos da pesquisa tecnológica.

4.4.1 Modelagem dos Motores Elétricos

Conforme as especificações presentes na descrição do sistema, modelaram-se os motores elétricos do sistema utilizando-se as equações que governam o comportamento dos motores DC. Tais equações são as seguintes

[fonte: Kuo]:

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{1}{Jm} * \left[Te - Bm * \frac{d\theta}{dt} - Tl \right]$$

$$Te = ki * i$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{1}{La} * \left[Va - Ra * i - kb * \frac{d\theta}{dt} \right]$$

onde:

$\theta(t)$: posição angular do rotor [rad];

$i(t)$: corrente na armadura [Amps];

$Te(t)$: torque elétrico [Nm];

- TI(t): torque na carga [Nm];
 Va(t): tensão de alimentação [Volts];
 Jm: inércia do rotor [kgm²];
 Bm: coeficiente de amortecimento [Nm/rad/s];
 Ki: coeficiente de torque [Nm/Amps];
 La: indutância da armadura [H];
 Ra: resistência da armadura [Ω];
 Kb: coeficiente de força contra eletro-motriz [Volts/rad/s].

Apresenta-se abaixo o modelo realizado para cada um dos motores

DC:

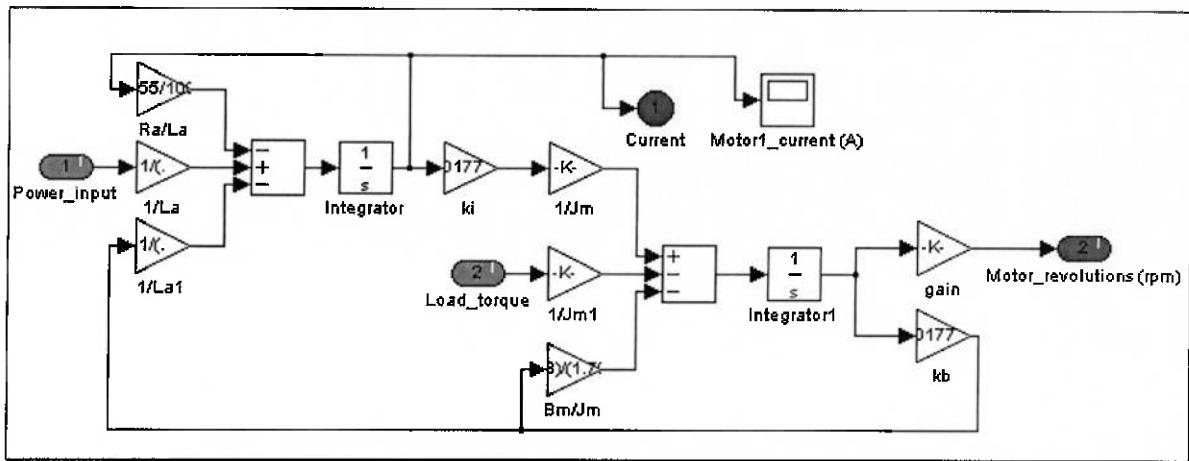


Figura 4-8: Modelo de um Motor Elétrico DC

4.4.2 Modelagem do Controle de Velocidade dos Motores

Uma forma de realizar o controle de velocidade de motores DC é variar sua tensão de entrada convenientemente. Uma maneira de se variar a tensão de entrada de um equipamento elétrico tendo-se disponível apenas uma tensão

constante, como a presente no barramento da aeronave, é utilizar um controle através da Modulação por Largura de Pulso (PWM).

No PWM, pulsos de tensão são gerados em uma freqüência constante mas com largura variável. A largura dos pulsos é determinada através da comparação de uma tensão DC com uma onda triangular cuja freqüência determinará a freqüência dos pulsos de saída. A largura dos pulsos será determinada pelo intervalo de tempo em que a tensão da onda triangular será superior à tensão DC chamada de tensão de referência. A amplitude dos pulsos de saída é constante e igual ao valor de tensão de alimentação do PWM. O valor da tensão de saída no caso da utilização do PWM em um sistema DC pode ser considerado como a razão $(T_{on}/T) * V_{alimentação}$, onde T_{on} é a largura do pulso e T é igual ao período da onda triangular.

A seguir apresenta-se a modelagem do PWM realizada considerando-se as especificações presentes na descrição do sistema:

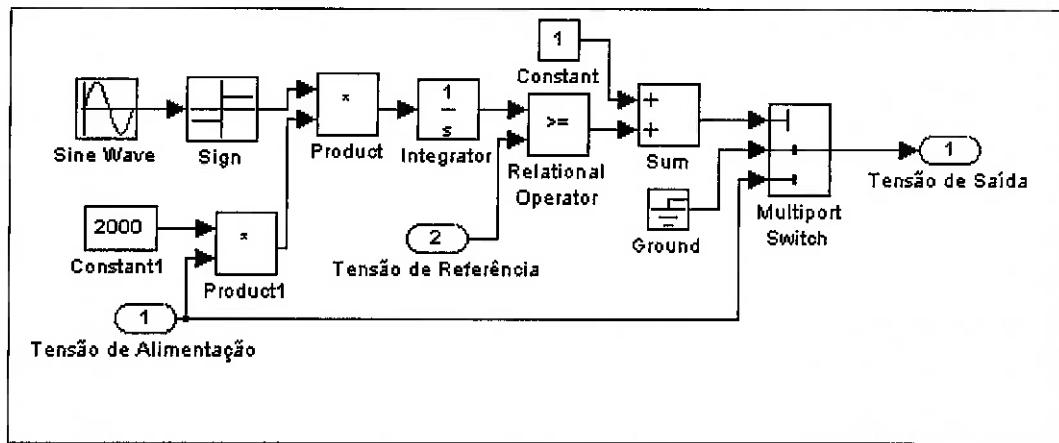


Figura 4-9: Modelo do PWM

Neste diagrama o sinal de uma onda senoidal de amplitude unitária e freqüência de 20 kHz é multiplicado pelo produto da tensão de alimentação por

uma constante, e o resultado enviado a um integrador. A constante 2000 é necessária para que o sinal resultante do integrador seja uma onda triangular de amplitude igual à da tensão de alimentação e freqüência igual à da onda senoidal. Essa onda triangular é comparada com a tensão de referência e o resultado é enviado a um chaveador, que envia para a saída 0 se a tensão da onda for menor que a tensão de referência, ou a tensão de alimentação caso contrário.

Apresenta-se a seguir o modelo do controle de velocidade dos motores em um nível mais alto, em que o PWM se encontra representado por um subsistema:

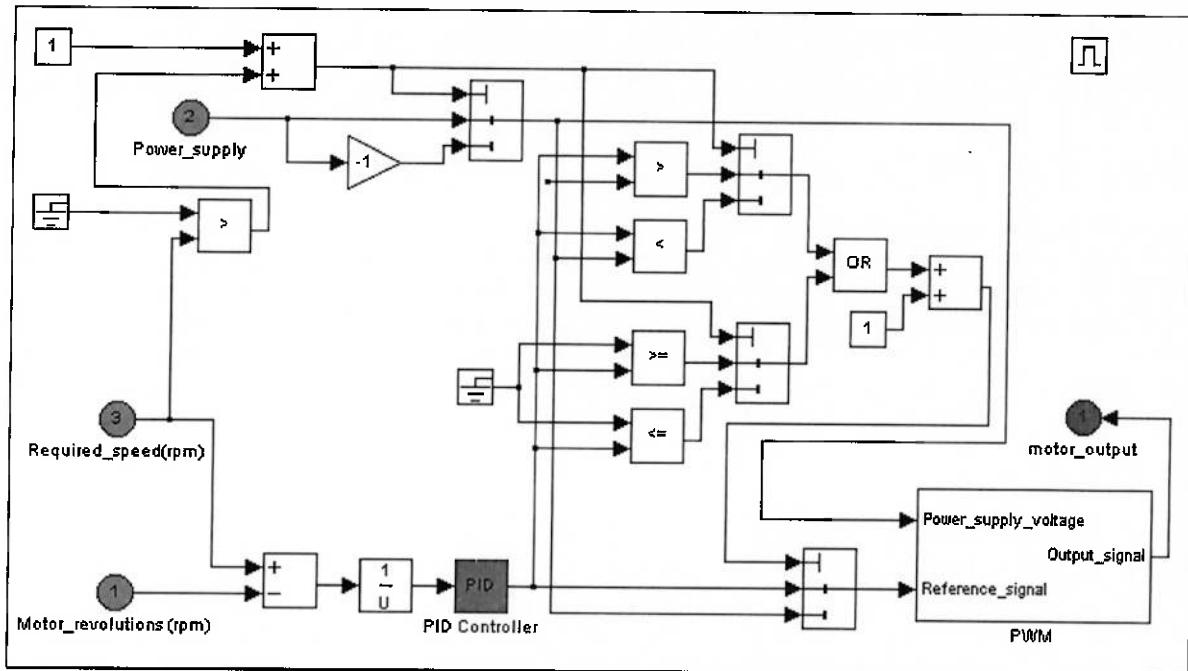


Figura 4-10: Modelo do Sistema de Controle da Velocidade dos Motores

Neste diagrama tem-se a velocidade angular de referência, que é comparada com a velocidade angular instantânea do motor. A diferença é invertida (utiliza-se o recíproco) e então enviada a um controlador PID. A saída

do PID poderia ser diretamente utilizada como a tensão de referência para o PWM, se não fosse necessário tomar-se alguns cuidados, como no caso em que o erro de velocidade angular é negativo e por isso a velocidade angular do motor se encontra acima da velocidade de referência, e por isso deve-se enviar como tensão de referência para o PWM a tensão de alimentação, e também no caso em que a saída do PID é maior que a tensão de alimentação e portanto deve-se enviar como tensão de referência para o PWM a tensão de alimentação somente.

As duas observações acima são feitas para o caso em que a velocidade angular de referência é positiva, mas a mesma lógica deve ser usada para o caso em que a mesma é negativa. Neste caso, a tensão de alimentação também se torna negativa e as observações feitas anteriormente devem ser adaptadas de acordo.

4.4.3 Modelagem do Controle de Posição

Primeiramente, deve ser observado que o modelo implementado neste trabalho assume que ao início da simulação são fornecidos valores para a posição inicial dos painéis e a posição desejada para os mesmos, sem se importar com a questão de a alavanca de comando estar ou não em uma posição válida. O valor de posição final pode ser modificado durante a simulação, pois o sistema se movimentará buscando tal posição.

O modelo do Controle de Posição implementado neste trabalho é apresentado a seguir:

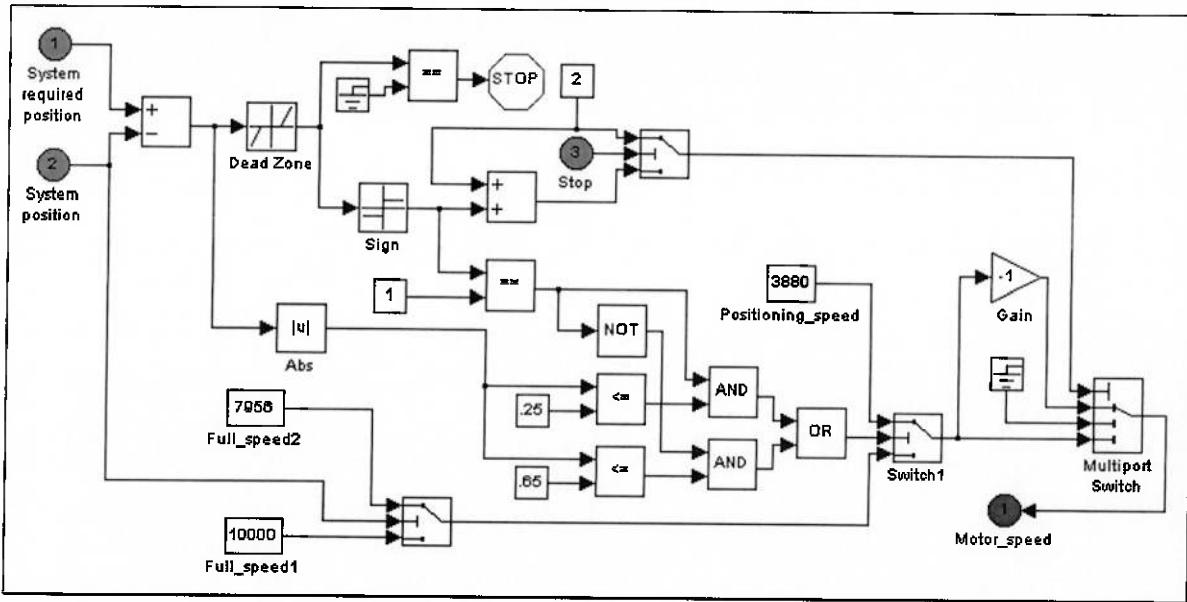


Figura 4-11: Modelo do Controle de Posição dos Painéis

Neste modelo, a posição atual dos painéis é comparada com a posição desejada para os mesmos; obtida a diferença, a direção do movimento é automaticamente determinada. Em função da posição atual dos painéis, é determinado o valor da velocidade de movimentação dos painéis. Se o erro entre as posições desejada e atual estiver dentro de um certo intervalo (representado pelo bloco “dead zone”), o valor de velocidade zero é enviado à saída 1 (motor speed) e a simulação é finalizada, fazendo com que o sistema estacione na posição atual. No presente modelo, o intervalo utilizado está sendo $[-0.2 \ 0.2]$, o qual representa o erro de posicionamento em graus do sistema. Também em função do erro entre as posições desejada e atual e a direção do movimento, é determinado o instante de aplicação da “positioning speed” (3880 rpm). A “positioning speed” é aplicada quando o erro entre as posições é de 0.25° (extensão dos painéis) ou -0.65° (retração dos painéis).

4.4.4 Modelagem do Monitoramento de Travamento do Sistema

O modelo do monitoramento de travamento do sistema foi realizado tendo em vista o comportamento descrito na caracterização deste monitoramento, localizada no apêndice A. Tal modelo é apresentado abaixo:

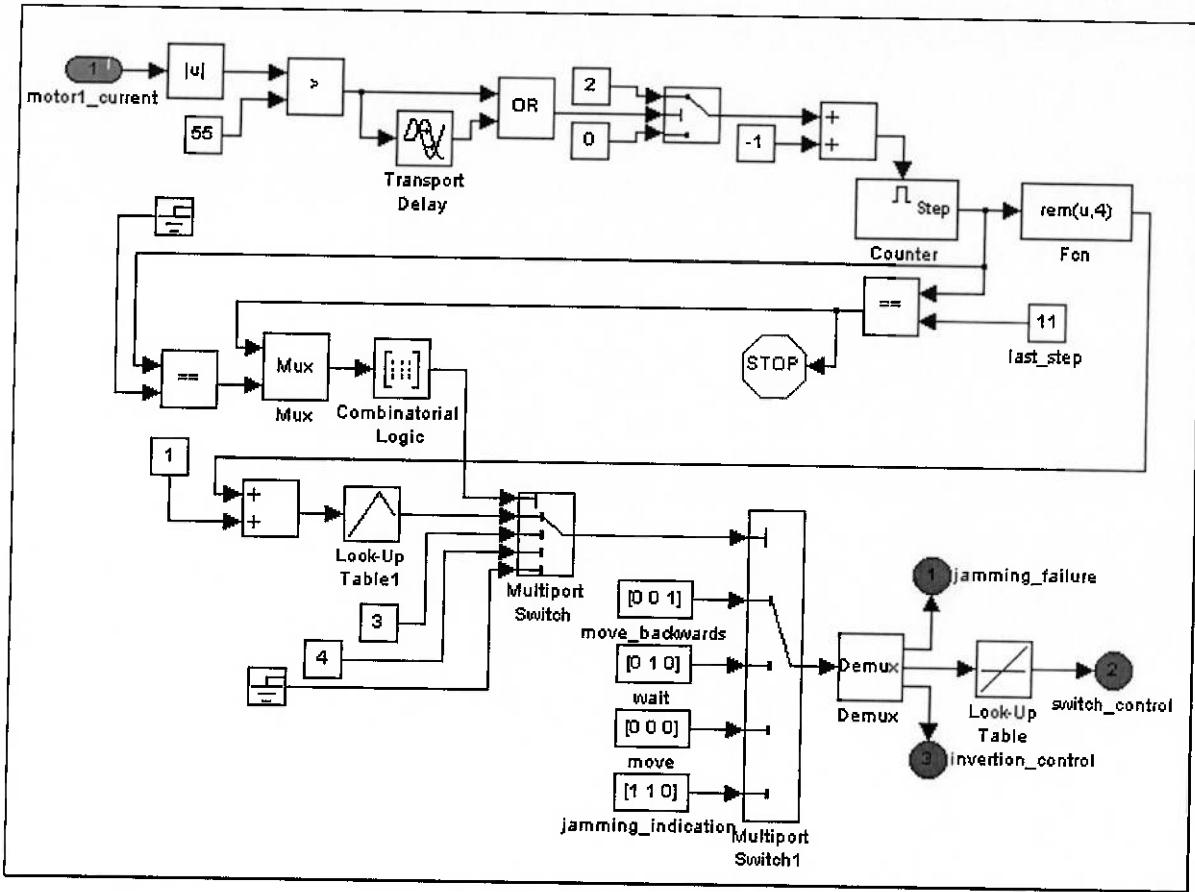


Figura 4-12: Modelo do Monitoramento de Travamento do Sistema

Neste modelo, inicialmente o módulo da corrente do respectivo motor (entrada 1) é comparado com o valor de 55 A, corrente em que é ativada a rotina de tratamento de uma situação de travamento iminente. Isto é dito

porque esta rotina tentará liberar o sistema através das várias ações citadas na descrição do sistema.

Sendo o valor do módulo da corrente maior do que 55 A, o valor presente na porta de habilitação do contador passa de -1 para 1, o que causa seu ativamento. O bloco de atraso no transporte do sinal é utilizado para que caso a corrente do motor alcance um valor em módulo menor que 55 A por menos de 640 ms, a rotina de tratamento continue habilitada (contador). Este contador conta intervalos de tempo de 500 ms iniciando no instante de sua habilitação. A cada intervalo destes o valor de sua saída Step aumenta de 1, sendo que antes de ser habilitado seu valor é 0, e no instante de sua ativação transita para 1.

Se observarmos a subrotina de tratamento presente na descrição do sistema, verificaremos que a mesma é composta de 10 passos, portanto quando o contador atinge o valor 11, o modelo termina a simulação e declara falha por travamento. Os valores binários de comparação do valor de saída do contador com os valores 11 e 0 são utilizados como variáveis de entrada numa tabela implementada pelo bloco de lógica combinatória. Esta tabela é apresentada a seguir:

| =11 | =0 | Saída |
|-----|----|-------|
| 0 | 0 | 1 |
| 0 | 1 | 2 |
| 1 | 0 | 3 |
| 1 | 1 | 4 |

A saída desta tabela é utilizada para selecionar qual das 4 entradas de um switch deve ser jogada em sua saída. A saída deste switch também é utilizada para selecionar uma entrada no próximo switch. A entrada 1 do switch se constitui de uma outra tabela, que tem como entrada o valor do resto da divisão do valor de saída do contador por quatro (número de passos de um ciclo de tratamento de travamento), acrescido de 1. Esta tabela é apresentada a seguir:

| Entrada | Saída |
|---------|-------|
| 1 | 1 |
| 2 | 2 |
| 3 | 3 |
| 4 | 2 |

Nas entradas 2, 3 e 4 do switch se encontram as constantes 3, 4 e 0 respectivamente. É claro que a entrada 4 do switch nunca será selecionada, pois a condição de a saída do contador ser ao mesmo tempo igual a 11 e 0 nunca ocorre. A quarta linha da primeira tabela e a quarta entrada do primeiro switch só existem por exigência do Simulink.

Nas quatro entradas do 2º switch estão quatro vetores 1x3, cujas componentes são enviadas às saídas 1,2 e 3 da rotina de tratamento de travamento respectivamente. Na primeira entrada deste switch está o vetor [0 0 1], o qual causa movimento do sistema na direção contrária à normal. Na segunda entrada está o vetor [0 1 0], que provoca desenergização dos motores e a espera por 500 ms. Na entrada 3 está o vetor [0 0 0] que implica em tentativa de movimento na direção normal de funcionamento para aquela

situação do sistema por 500 ms, e a entrada 4 possui o vetor $[1 \ 1 \ 0]$, que causa a declaração da falta por travamento.

Resumindo, a combinação destas duas tabelas e destes dois switches tem a função de reproduzir toda a seqüência de ações para destravamento do sistema apresentada no Apêndice A.

Modelagem de um Canal da FECU

A modelagem simplificada de um canal da FECU foi realizada neste trabalho como exibida na figura abaixo:

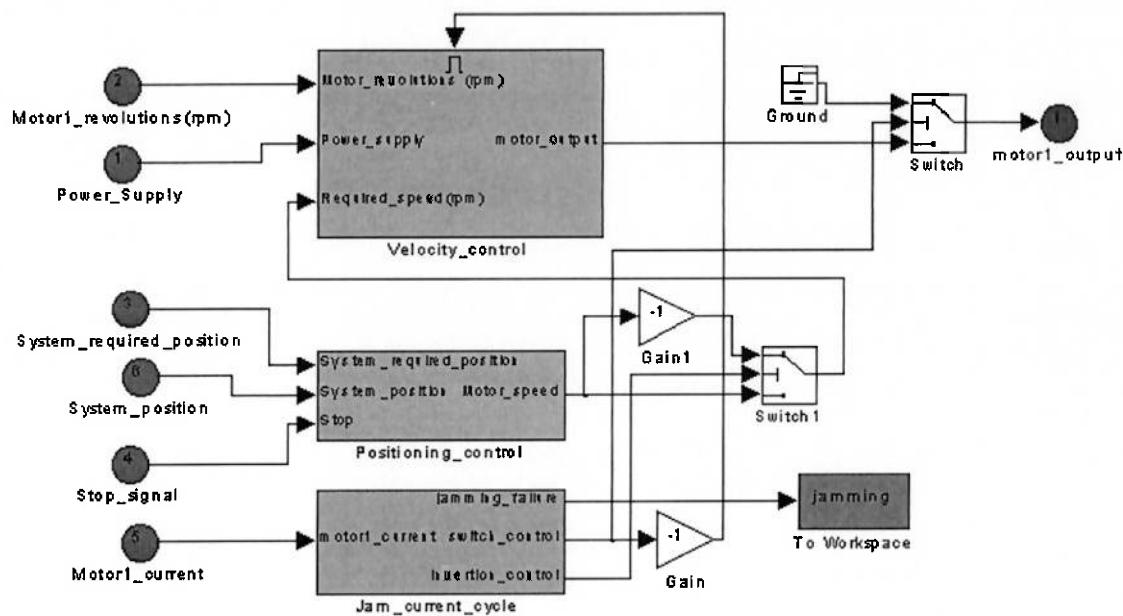


Figura 4-13: Modelo de um Canal da FECU

No modelo da figura anterior, ocorre um monitoramento contínuo da corrente do motor. Enquanto a corrente do motor estiver abaixo de 55 A, o monitoramento de travamento do sistema permite que o controle de posição movimente o sistema, ditando para o controle de velocidade do motor a velocidade desejada. Quando a corrente supera os 55 A, o controle de

travamento assume o sistema, desativando o controle de velocidade e enviando alimentação nula para o motor quando o sistema deve estar em espera segundo o ciclo de tratamento de travamento apresentado anteriormente, ou então invertendo o sinal da velocidade desejada para o sistema quando o sistema deve se movimentar no sentido contrário ao corrente de acordo com o mesmo ciclo. Nas etapas do ciclo em que o sistema deve se movimentar na direção corrente, o tratamento de travamento permite o funcionamento normal dos controles de posicionamento e velocidade.

Modelagem da FECU

O seguinte modelo foi realizado para a FECU:

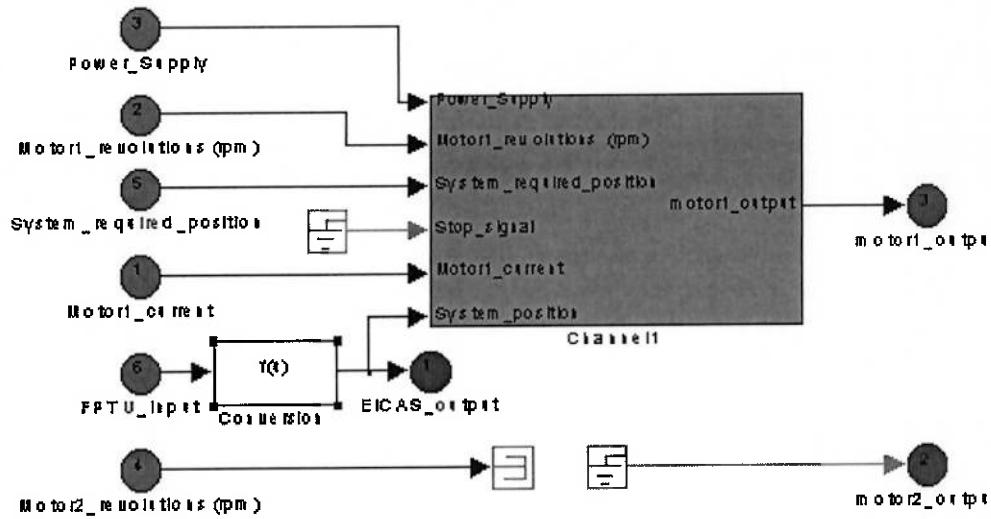


Figura 4-14: Modelo da FECU

Neste modelo, o ideal seria que houvessem sido modelados os dois canais da FECU, mas por motivos de desempenho do modelo como um todo e da pequena importância da modelagem integral da FECU, composta por dois

idênticos, optou-se neste trabalho pela modelagem de somente um dos canais, como apresentado no item anterior. Neste modelo, a saída do FPTU é enviada para a entrada de um bloco de função, que faz a conversão do ângulo do FPTU para a posição dos painéis, conforme a seguinte função fornecida na referência “Flap Control System Description”:

$Y=2e-6*x^3-0.0004*x^2+117*x-2.8646$. O valor assim calculado é utilizado como posição dos painéis para o restante do modelo.

4.4.5 Modelagem da FPTU (transdutor de posição)

De acordo com as características do FPTU presentes na descrição do sistema, foi realizado o modelo apresentado abaixo:

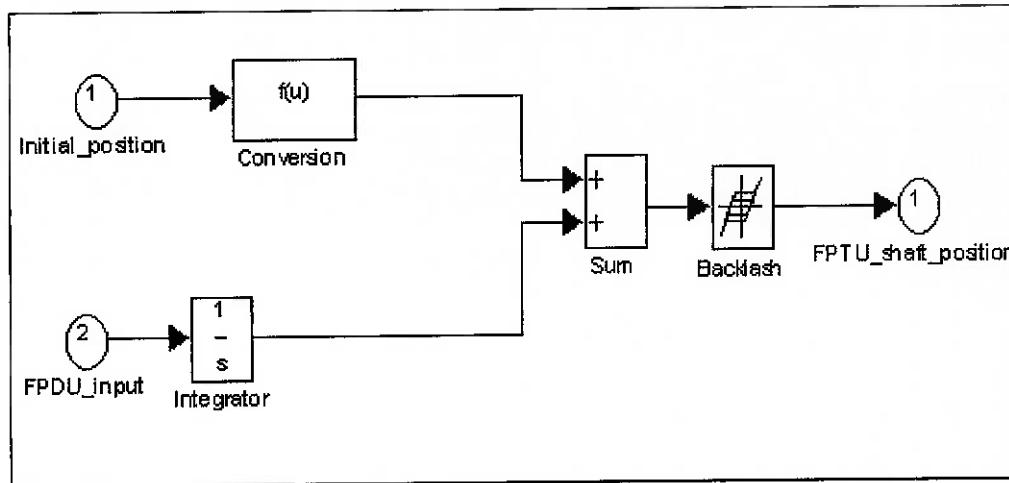


Figura 4-15: Modelo do Transdutor de Posição (FPTU)

Neste modelo simples, o funcionamento é o seguinte: a partir da entrada 1, é fornecido o valor em graus da posição do sistema no início da simulação. Tendo este valor, é feita a conversão para a posição dos resolvers no início da simulação. A partir da entrada 2, fornece-se a velocidade angular

atual do eixo dos resolvers em graus. Esta velocidade angular é integrada no tempo, obtendo-se assim o deslocamento angular dos resolvers desde o início da simulação.

A posição inicial dos resolvers e seu deslocamento angular são somados, obtendo-se assim a posição atual dos resolvers. Sobre essa posição, é aplicada a incerteza de 0.75° como se fosse uma folga no sistema, e o resultado é então enviado para a saída 1. Este é um modelo de alto nível, com complexidade suficiente para atender as necessidades de modelagem do sistema no presente trabalho.

4.4.6 Modelagem da FPDU (Caixa de Redução)

De acordo com o presente na descrição do sistema, foi realizado o seguinte modelo funcional da FPDU:

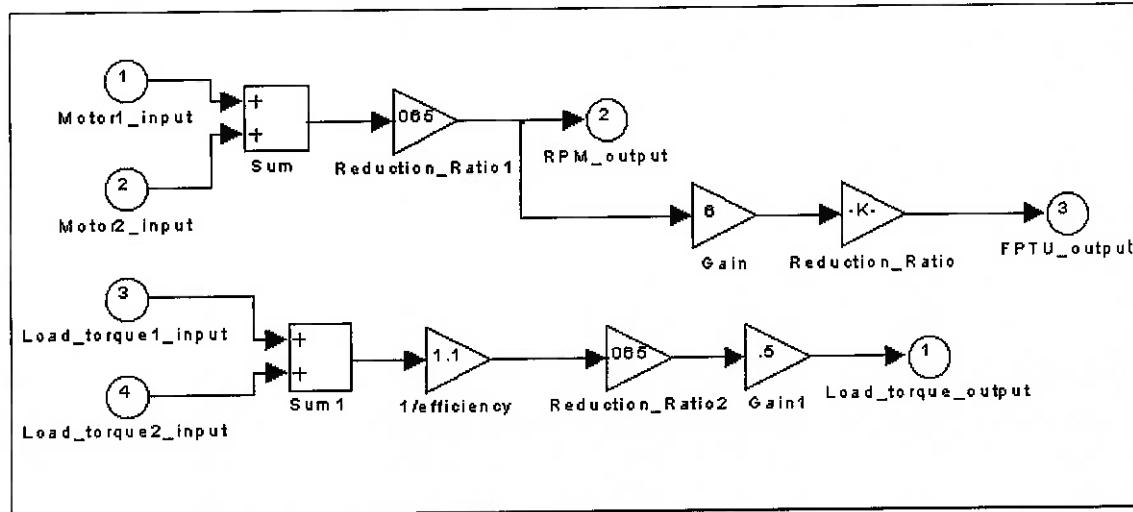
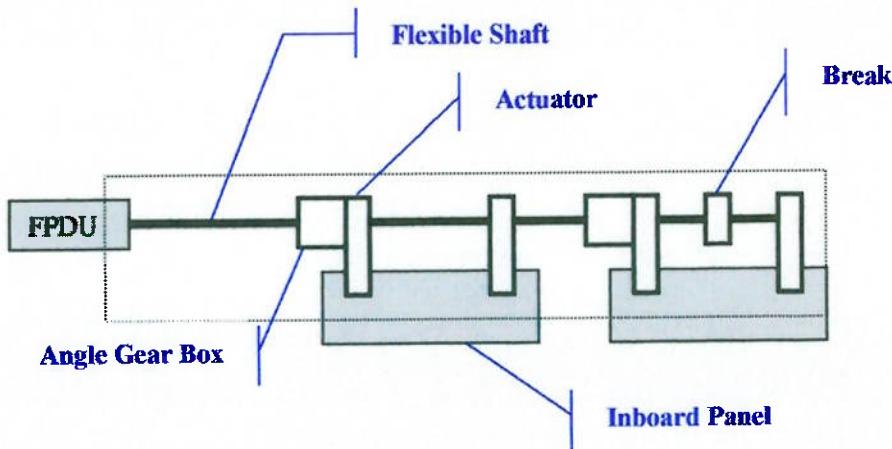


Figura 4-16: Modelo da Caixa de Transmissão (FPDU)

Neste modelo estão representadas as funções de soma das velocidades angulares dos dois motores (entradas 1 e 2), redução e saída para as semi-asas (saída 2); transformação da saída para as semi-asas em graus/segundo e a redução para a saída própria para o FPTU (saída 3); soma dos torques provenientes das duas semi-asas (entradas 3 e 4), aplicação da ineficiência da transmissão (que tende a aumentar o torque exigido dos motores) que é estimada em cerca de 10 %, aplicação da redução e ajuste para o valor de torque a ser fornecido por cada motor (saída 1).

4.4.7 Modelagem da linha de ativação

A linha de ativação consiste em todos os elementos a jusante da FPDU que são responsáveis por transmitir o movimento destinado à movimentação dos painéis de flape. A modelagem da linha de ativação restringe-se a situações de movimentação dos painéis. Nessas condições, o freio do 4º eixo flexível está aberto. Assim, considerou-se no modelo um engastamento a montante (FPDU) e extremidade livre a jusante.



O modelo da linha de atuação é composto, seqüencialmente por:

Flexible Shaft 1

Angle Gear Box 1

Actuator 1 (inner inboard panel)

Flexible Shaft 2

Actuator 2 (outer inboard panel)

Flexible Shaft 3

Angle Gear Box 2

Actuator 3 (inner outboard panel)

Flexible Shaft 4

Actuator 4 (outer outboard panel)

Interface FPDU – Linha de ativação

A comunicação entre a linha de ativação e a parte elétrico/eletrônico do sistema de flape é feita pela FPDU.

Acionada pelos motores elétricos, a FPDU fornece movimento ao modelo mecânico na forma de RPM. A informação de RPM é transformada em posição angular variando no tempo, o que coloca todo o sistema mecânico em atividade.

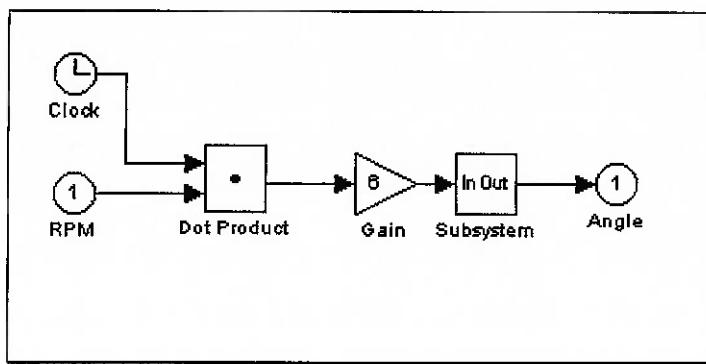


Figura 4-17: Conversor RPM - Angulo (Posição)

Em atividade, a linha de ativação gera carregamentos em forma de torque à FPDU que, por sua vez, os transfere aos motores elétricos que respondem com aumento ou diminuição da corrente. Em virtude disso, a linha de ativação é responsável em fornecer um sinal de torque à FPDU.

De modo a fornecer o torque à FPDU, o modelo da linha de ativação recebe outros parâmetros operacionais para o cálculo do torque no sistema.

O principal fator gerador de torque vem da pressão aerodinâmica nos painéis do flape. Essa pressão é função da velocidade da aeronave e da posição dos painéis de flape. Como o controle de posição é feito pela FECU, um sinal de posição proveniente dessa foi utilizado para alimentar o modelo da linha de ativação para o cálculo.

Outros fatores que contribuem para a variação de torque são o ângulo de ataque e a temperatura de operação. O sinal do ângulo de ataque é

fornecido diretamente. Já o sinal da temperatura de operação é obtido indiretamente pela temperatura ao nível do mar e altitude da aeronave.

Dessa forma, são fornecidos ao subsistema da linha de ativação (nomeado subsistema “Wing” no modelo por representar os elemertos de uma semi asa):

Velocidade corrigida – “EAS”

Ângulo de ataque – “Alpha”

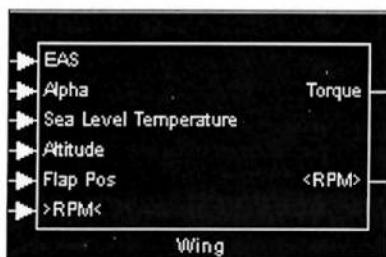
Temperatura ao nível do mar – “Sea Level Temperature”

“Altitude”

Posição dos painéis de flape – “Flap Pos”

“RPM”

A figura abaixo representa a caixa preta da linha de ativação com os respectivos sinais de entrada e saída. O sinal de saída “<RPM>” não possui funcionalidade no modelo, servindo apenas para monitorar o prosseguimento da simulação.



A figura abaixo representa o subsistema da linha de ativação com todos seus elementos internos:

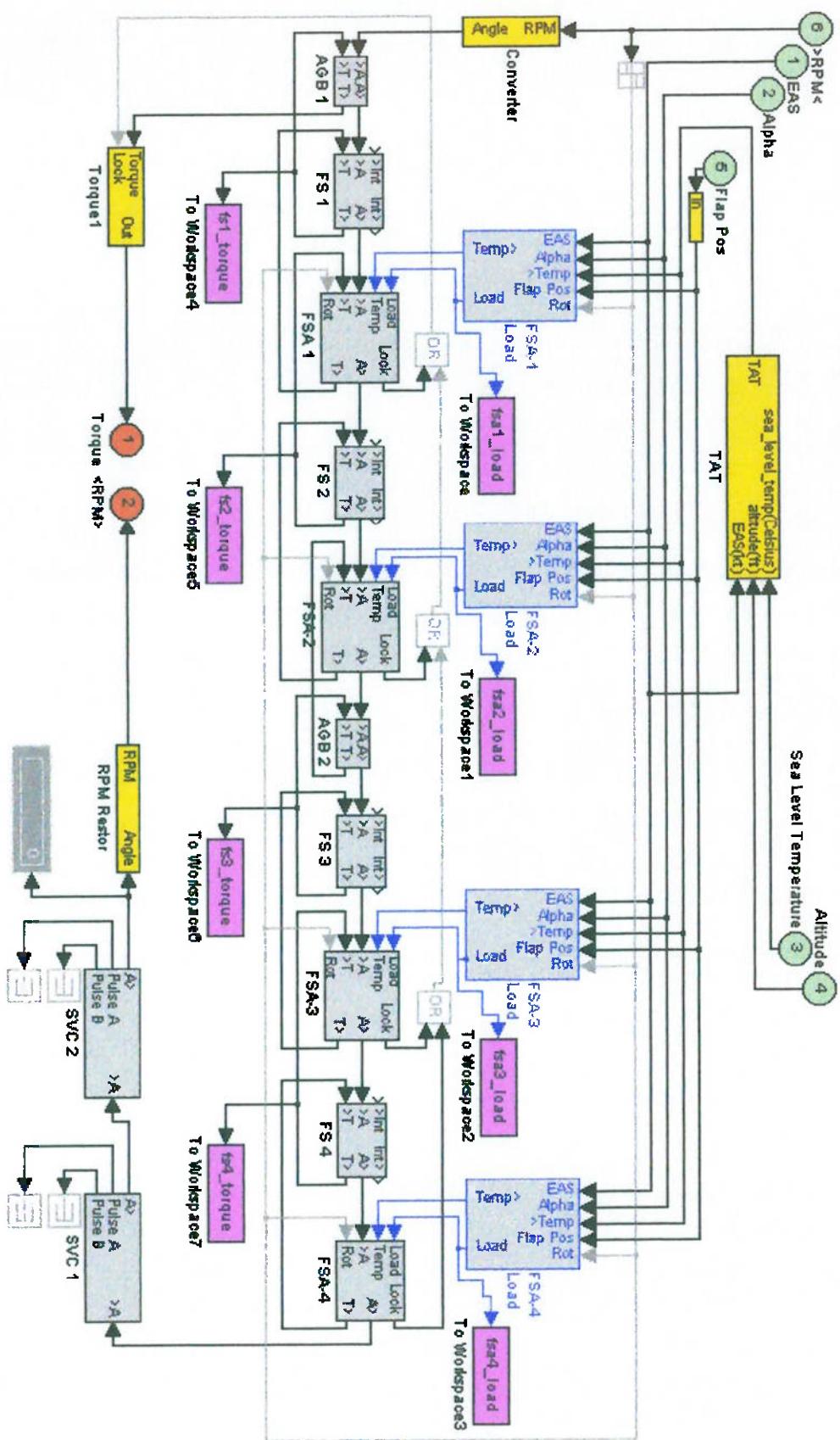


Figura 4-18: Subsistema da Linha de Ativação

Modelagem do eixo flexível

O eixo flexível é o meio de transmissão de movimento da FPDU para os painéis. Existem 4 eixos flexíveis por asa: o primeiro vai da FPDU ao atuador 1, o segundo, terceiro e quarto vão do atuador 1 ao 2, do 2 ao 3 e do 3 ao 4 respectivamente.

No modelo “engastamento a montante, eixo livre a jusante”, o torque proveniente das cargas nos atuadores devido à pressão aerodinâmica propaga-se sempre a montante, resultado em torque mínimo na extremidade da asa e máximo na FPDU.

Segue abaixo o subsistema referente ao modelo do eixo flexível:

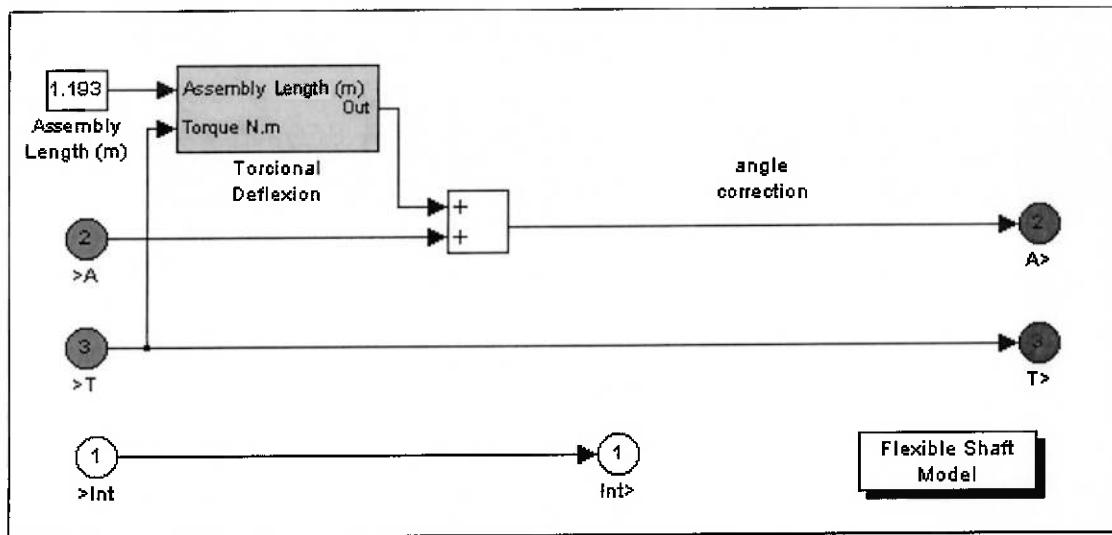


Figura 4-19: Modelo do Eixo Flexível

Nesse diagrama, o eixo recebe informação de posição e torque instantâneos, representados por “>A” e “>T” respectivamente. Nesse modelo, foram desconsideradas perdas na magnitude do torque devido a atritos ou

dobras (presente no caso real). Já, o posicionamento sofre um efeito mola que é função do comprimento do eixo flexível e torque no mesmo.

Segue abaixo o diagrama de correção do posicionamento devido ao efeito mola.

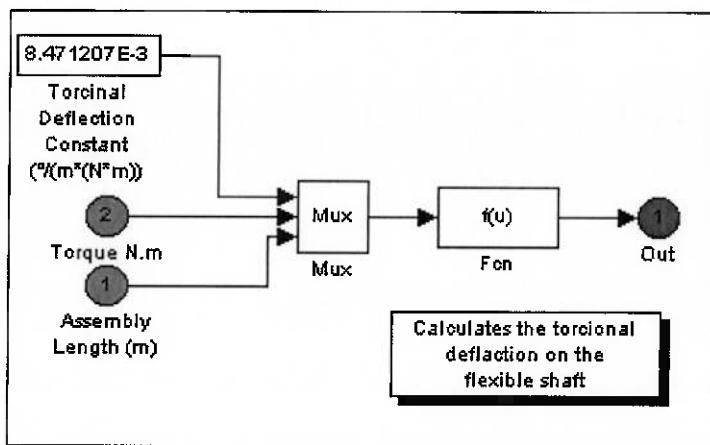


Figura 4-20: Modelo da Elasticidade dos Eixos Flexíveis

Modelagem dos Atuadores (“Flap Screwjack Actuators”)

Os atuadores do sistema são os principais responsáveis em fornecer torque aos eixos flexíveis. Além da função de movimentação dos painéis, é no atuador que o limitador de torque está instalado. Na verdade, o limitador de torque é parte integrante do atuador, sendo uma única peça.

No modelo, o atuador foi separado em três subsistemas – um que recebe (indiretamente) o carregamento devido à pressão aerodinâmica, um que transforma o carregamento da pressão em torque para o sistema e um que corresponde ao limitador de torque.

O subsistema responsável pelo carregamento funciona como um tradutor das condições de operação em forças aplicadas ao sistema. Dessa forma, ele não representa nenhum componente real. Segue abaixo o modelo

desse subsistema, que pode ser identificado no subsistema da linha de ativação como “FSA-1 Load” (os subsistemas para os atuadores 2, 3 e 4 são análogos, mudando apenas nas tabelas internas utilizadas para o cálculo do carregamento).

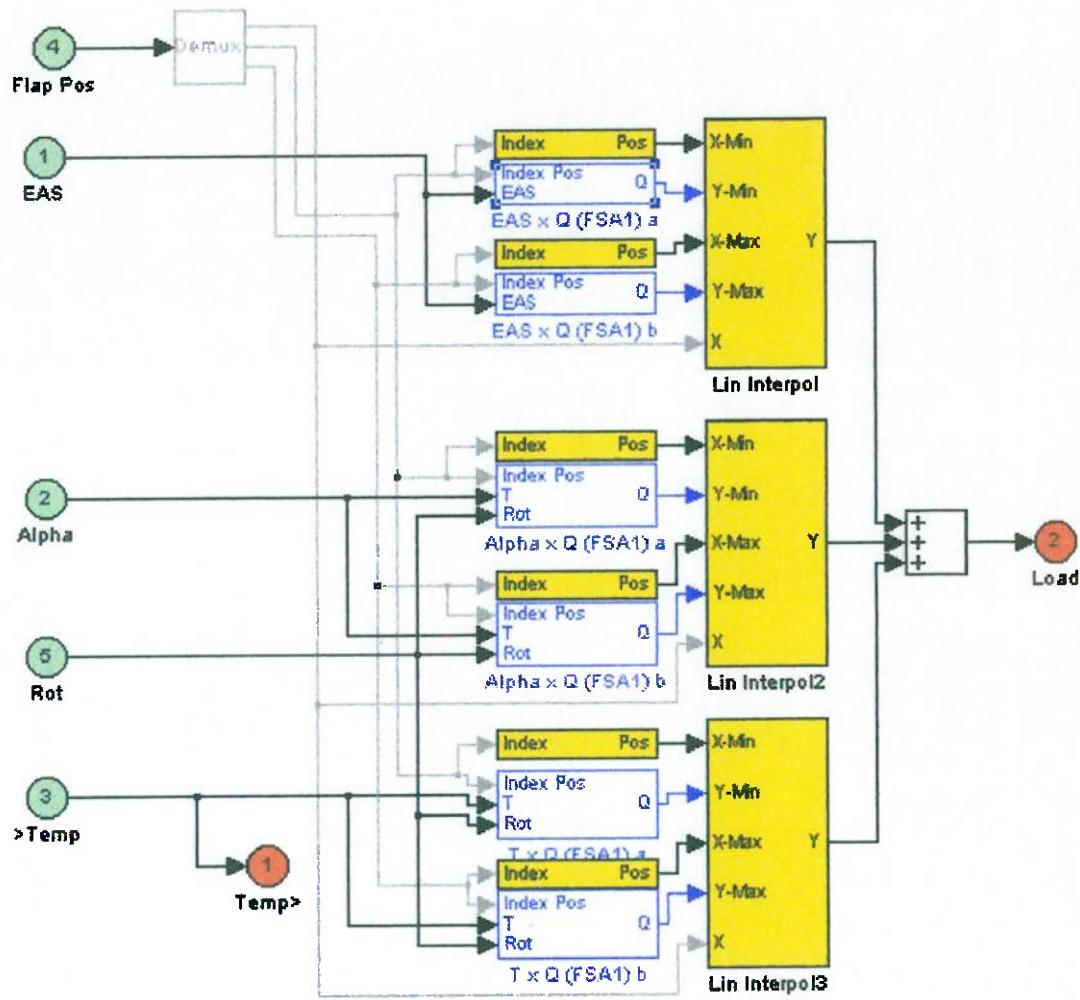


Figura 4-21: Modelo da Carga em cada atuador

Nesse subsistema, entram os valores representados as condições de operação, que são utilizadas para calcular cada contribuição específica ao carregamento final, que é obtido pela somatória.

Os subsistemas de cálculo contém curvas relativas à posições definidas de posição de flape (0, 9, 18, 22 e 45 graus) e por isso devem ser interpoladas. O cálculo de uma posição intermediária é feito mediante interpolação linear. Para fazer isso, duplicou-se o subsistema de cálculo, cada qual recebendo posições adjacentes conhecidas (i.e. 0-9, 9-18, 18-22, 22-45) as quais são entregues ao interpolador.

A saída desse sistema alimenta o subsistema que representa o atuador real representado abaixo (FSA-1 no subsistema da linha de ativação).

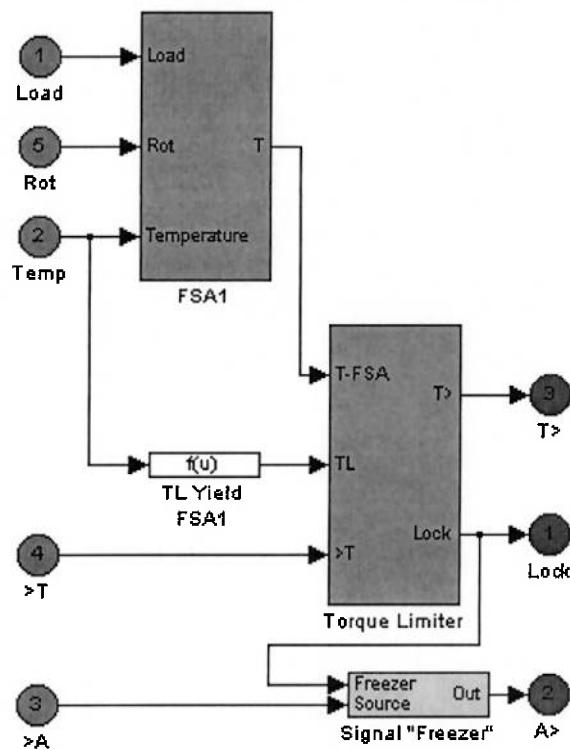


Figura 4-22: Modelo do atuador completo (incluindo limitador de torque)

Esse subsistema contém os dois restantes “pedaços” dos atuadores.

O primeiro, nomeado FSA1, é responsável pela conversão do carregamento fornecido pelos subsistemas “FSA-X Load” em torque. Ele representa o atuador propriamente dito. De acordo com a descrição fornecida no apêndice A, o seguinte modelo para os atuadores foi implementado:

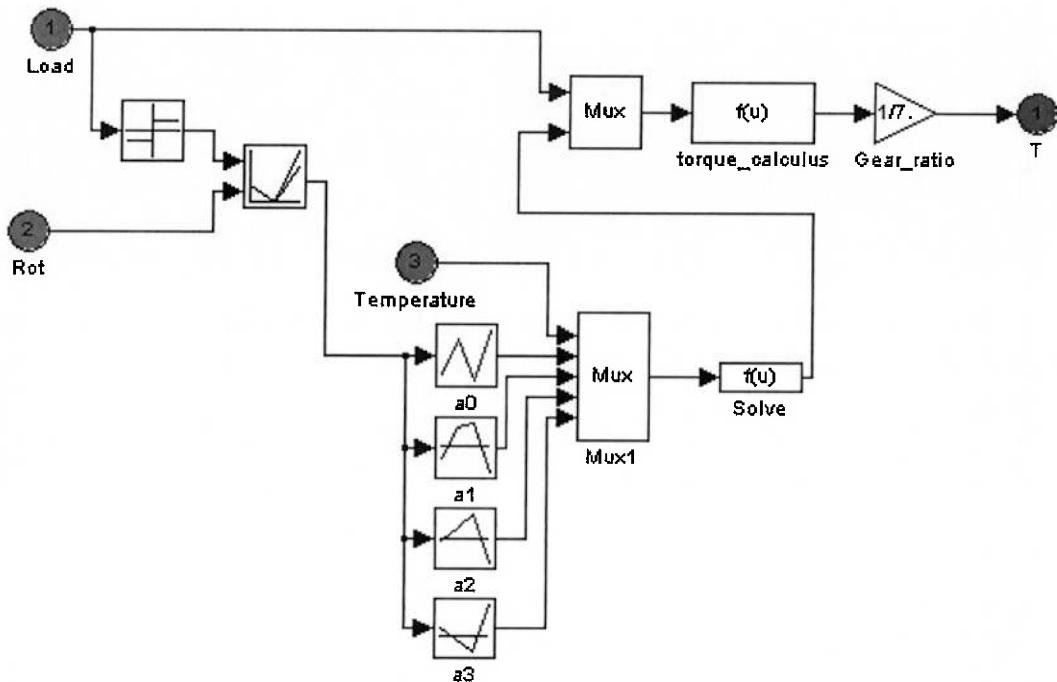


Figura 4-23: Modelo dos Atuadores

Neste modelo temos a entrada 1 denominada “load” que informa a carga solicitante ao fuso do atuador, a entrada 2 denominada “Rot” que fornece o sinal da velocidade da linha de eixos flexíveis, a entrada 3 de temperatura e a saída 1 que devolve o torque resultante devido ao atuador a ser suportado pela linha de eixos flexíveis.

Cada atuador possui curvas de eficiência que são função da temperatura, uma para cada um dos casos a seguir:

Extensão compressiva: quando o atuador movimenta a carga contrária ao sentido do movimento linear de extensão;

Retração compressiva: quando o atuador movimenta a carga favorável ao sentido do movimento linear de retração (movimentação linear contrária ao caso anterior);

Retração em tração: quando o atuador movimenta a carga contrária ao sentido do movimento linear de retração (este caso idealmente não deveria existir em um sistema de flape);

Extensão em tração: quando o atuador movimenta a carga favorável ao sentido do movimento linear de extensão (situação rara de funcionamento do sistema).

A partir da referência “Reports from Suppliers” volume 10 conseguiu-se o valor da eficiência de cada atuador para quatro temperaturas (-54°C, -40°C, 20°C e 71°C) nos casos de extensão compressiva e retração em tração. Para o caso retração compressiva consideraram-se os inversos dos valores fornecidos pelo caso extensão compressiva e para o caso extensão em tração o inverso dos valores do caso retração em tração. De posse dos quatro valores de cada caso ajustou-se polinômios aos mesmos, obtendo-se assim as curvas utilizadas no modelo. As curvas obtidas são fornecidas em anexo.

O modelo deve considerar todas estas situações possíveis e poder distinguir entre as mesmas. Devido a isso é identificado o sinal da entrada 1 e de acordo com a combinação deste sinal com a entrada 2 é selecionada a curva de eficiência em função da temperatura adequada. De acordo com o

valor da tabela mais superior, valores para a0, a1, a2 e a3 são determinados pelas tabelas seguintes de mesmo nome. Estas variáveis correspondem aos coeficientes de um polinômio do terceiro grau, sendo a0 o termo de grau 0. Os valores dos coeficientes são enviados pelo Mux juntamente com o valor da temperatura TAT para o bloco solve onde a eficiência do atuador é calculada. O valor de eficiência para a situação de funcionamento é então enviada juntamente com o valor de carga solicitante ao atuador para o bloco torque_calculus.

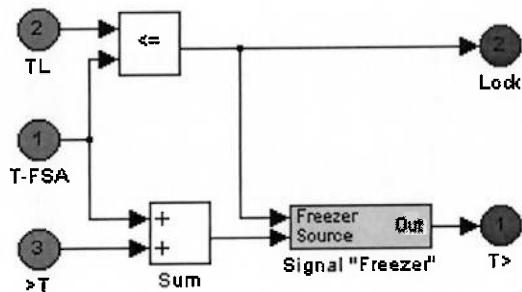
Neste bloco, é realizada a operação
$$\frac{-Load * \frac{diam.fuso}{2} * passo}{\pi * diam.fuso * eficiencia}$$
, e o

resultado fornecido em sua saída. De acordo com a referência “Fundamentals of Machine Component Design”, esta expressão fornece o valor do torque necessário no fuso para a movimentação da carga “Load”. O sinal negativo se faz presente somente por uma questão de notação utilizada no presente trabalho. É importante salientar que as curvas de eficiência utilizadas fornecem a eficiência do atuador como um todo, e não somente do fuso. Por isso, neste caso, está sendo considerada a eficiência total deste subsistema, incluindo a eficiência do engrossamento posterior ao fuso.

Por fim, aplica-se a redução característica de cada atuador no bloco “Gear Ratio”, obtendo-se assim o torque necessário na entrada do atuador para a movimentação da carga. Nota-se que se considerou o engrenamento ideal, com eficiência de 100%, pelo motivo explicado no parágrafo anterior.

Compondo o terceiro elemento do modelo dos atuadores, o limitador de torque (modelo abaixo) possui a função de propagar o torque da linha de jusante a montante. É nele que o torque resultante das condições de operação

no atuador é adicionado à linha de eixos flexíveis. No sistema real, ainda existiriam carregamentos e consequentemente torques que não foram considerados no modelo atual.



O modelo do limitador de torque é bastante simples: ele compara o valor do torque gerado pelo carregamento com uma curva característica de atuação, dadas as condições de operação. Em caso de sobre-torque, o sistema engaja, congelando a magnitude do torque transmitido a montante no instante do percalço.

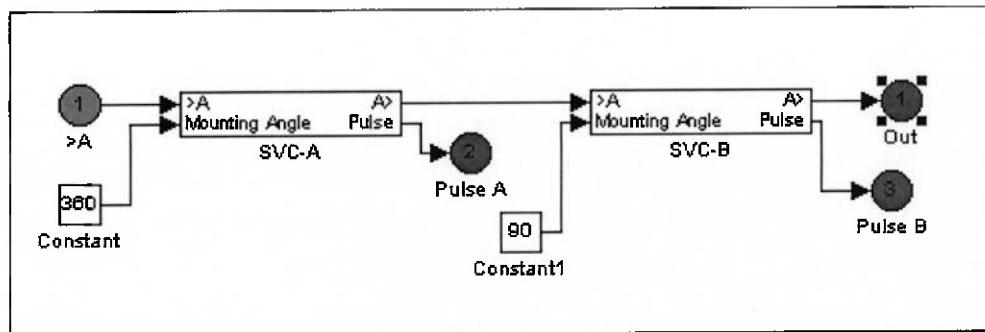
O torque proveniente do atuador em que o limitador está acoplado é somado ao torque proveniente do eixo flexível a jusante.

Modelagem do Sensor de Velocidade

No final da linha de atuação existe um sensor de velocidade que realimenta a FECU para controle de assimetria dos painéis entre as asas direita e esquerda. O sensor é composto por dois pares de bobinas defasadas em 90 graus. Cada par alimenta um canal da FECU.

Na modelagem do sensor foi considerado o design original, mas foi implementado apenas um par. Um segundo par de bobinas pode ser facilmente adicionado caso haja a necessidade de uma replica mais fiel do sistema real.

Segue abaixo o diagrama do modelo de velocidade.



Cálculo da Temperatura TAT

Como descrito no capítulo “Desenvolvimento do Trabalho”, foi necessária a conversão da temperatura SAT para a temperatura TAT, fornecida pela instrumentação da aeronave. Essa temperatura corresponde à temperatura das superfícies da aeronave sujeitas ao fluxo direto do ar.

De acordo com o descrito no apêndice B, o seguinte modelo foi realizado para executar essa conversão:

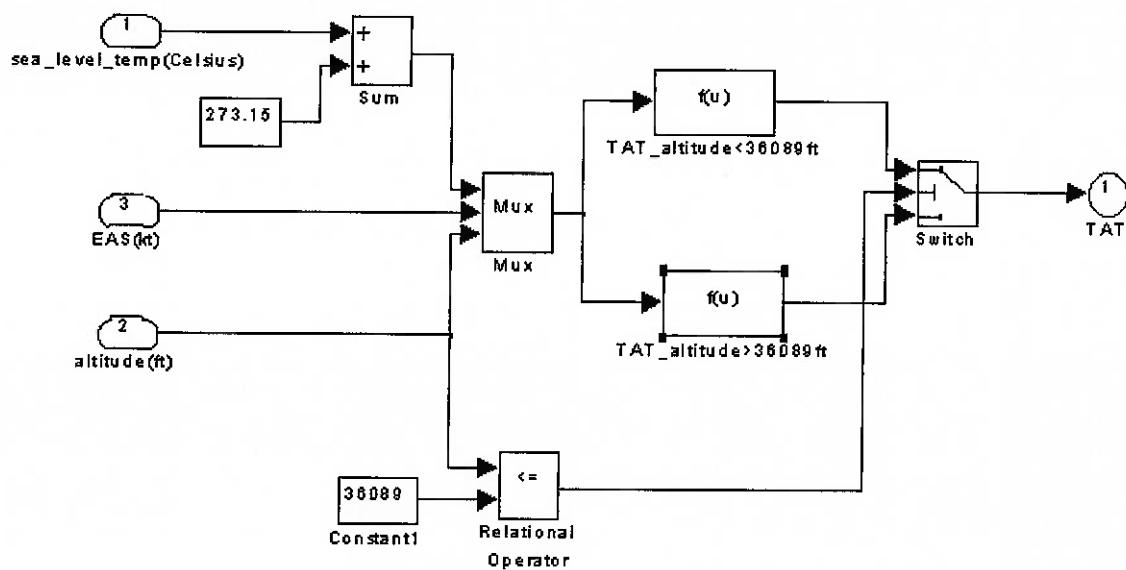


Figura 4-24: Modelo para Cálculo da Temperatura TAT

Neste modelo, a temperatura SAT em graus Celsius é convertida para a escala kelvin, que juntamente com a velocidade EAS (kt) e a altitude (ft), é enviada para o calculo da temperatura TAT em graus Celsius. O cálculo é realizado levando em conta o valor da altitude, conforme descrito no apêndice B.

5 Simulações e Resultados

Para a obtenção de resultados a partir do modelo em Simulink, algumas ações são necessárias. Terminada a simulação, o modelo está carregando todas as variáveis monitoradas (tempo, posição do sistema, corrente do motor, uma variável binária indicativa de travamento do sistema, cargas nos atuadores e torques nos eixos flexíveis) no workspace do MATLAB. Portanto faz-se necessário realizar o salvamento em arquivo dessas variáveis. Assumindo que o PATH do MATLAB se encontre no diretório onde os dados devem ser salvos, são executados os seguintes comandos no ambiente MATLAB:

```
table = [time flap_pos motor_amp jamming fsa1_load fsa2_load
fsa3_load fsa4_load fs1_torque fs2_torque fs3_torque fs4_torque];
wk1write('nome do arquivo',table);
```

onde o primeiro comando gera uma tabela em que as colunas são as variáveis monitoradas e o segundo comando gera um arquivo em formato de planilha Lotus 1-2-3 que pode ser aberto em Excel, obtendo-se assim uma planilha com todas as variáveis no tempo. A partir dessa planilha, podem ser traçados os gráficos apresentados a seguir.

Para realizar a validação, foi proposto que se realizasse a simulação de algumas situações consideravelmente distintas de um vôo baseline (vôo padrão), no caso o vôo 1246. De posse de seus dados, tanto das condições de vôo em cada situação (posição inicial e final do sistema, velocidade, altitude, temperatura ao nível do mar e atitude) como do valor de grandezas internas ao sistema (corrente dos motores, carregamento nos atuadores, torque nos eixos

flexíveis), pode-se entrar com o valor das condições de vôo para cada situação e então, terminada a simulação, verificar se os valores das grandezas internas ao sistema se encontram dentro do valor medido nos ensaios mais um erro aceitável para mais ou para menos.

É importante salientar que devido à utilização de interpolação linear para os carregamentos entre as posições nominais do sistema, os valores retornados pelo modelo, tanto para carregamentos quanto para todas as grandezas internas do sistema, provavelmente não se comportam como na realidade, geralmente devido à própria cinemática dos painéis em seu percurso pelos trilhos, os quais possuem curvas que não permitem uma linearidade no carregamento dos atuadores, além de outros fatores, como o atrito entre os roletes e os trilhos, que também prejudicam essa linearidade.

Portanto, só os valores calculados nas posições nominais do sistema é que devem ser consideradas na validação do modelo. Considera-se neste trabalho que desvios de até 10% nos resultados são aceitáveis ou toleráveis, principalmente devido à variabilidade que alguns parâmetros monitorados nos vôos demonstraram em situações aparentemente idênticas ou muito semelhantes. Entre estes parâmetros se destacam as próprias cargas nos atuadores.

5.1 Especificação das Condições de Teste

Foram especificadas 4 situações do vôo 1246 para o teste do modelo:

Climb Out: Etapa de vôo que se inicia após a decolagem da aeronave, sendo caracterizada pela mudança de configuração aerodinâmica da aeronave

do recolhimento dos trens de pouso e recolhimento dos flapes. Também se caracteriza pela determinação de um ângulo positivo de subida, determinado pela capacidade ótima do sistema de pressurização da aeronave, até a obtenção do nível de cruzeiro pré-determinado. Associada esta subida, poderão estar conjugados comandos da aeronave nos 3 eixos.

Performance Approach: Etapa de voo caracterizada pela mudança de atitude da aeronave da condição de voo nivelado e potência de cruzeiro para uma razão de descida estabelecida. Adicionalmente estará associada redução de potência dos motores e mudança da configuração aerodinâmica através de um flape de descida que proporcione a obtenção da posição aproximada de pouso.

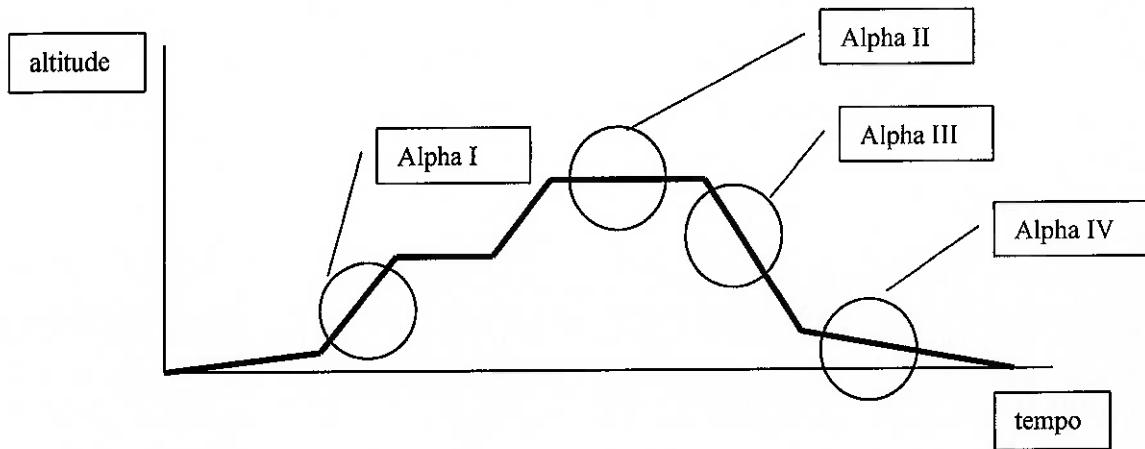
Approach: Etapa caracterizada pela definição final da configuração aerodinâmica da aeronave para a condição final de pouso. São requeridas as configurações finais de flape e trem de pouso definindo um novo escoamento do fluxo aerodinâmico. Da mesma forma as alterações / correções de potência podem ser efetuadas.

Landing: Extensão da etapa anterior, basicamente caracterizando-se pelas alterações bruscas de atitude, altitude e potência dos motores, em função das instruções do controle operacional do aeródromo e das condições metereológicas presentes no campo de pouso.

Estão apresentadas abaixo as condições de voo de cada situação especificada:

| | I (Climb Out) | II (Performance Approach) | III (Approach) | IV (Landing) |
|--------------|------------------|------------------------------|-------------------|-----------------|
| Flap | 9 – 0 | 9 – 22 | 22 – 45 | 22 – 45 |
| Temp | 20°C | 11°C | 7,5°C | 19°C |
| Speed | 180 kt | 200 kt | 145 kt | 136 kt |
| Alt | 3000 ft | 10.000 ft | 10.000 ft | 2310 ft |
| Alpha | 2,3° | -6,3° | -1,5° | -1,9° |
| T | 1404 s | 1836 s | 3032 s | 5152 s |

Abaixo apresenta-se uma representação das várias situações durante



o ensaio 1246:

5.2 Resultados

Os resultados a seguir foram obtidos amostrando-se os valores das devidas variáveis do sistema numa freqüência de 10 Hz, ao invés de 20 Hz utilizada na amostragem dos parâmetros de vôo.

5.2.1 Climb Out

Abaixo apresentam-se os gráficos obtidos a partir dos dados retornados pelo modelo para a simulação com os dados de entrada especificados para a situação de Climb Out (temperatura ao nível do mar de 21.3 graus Celsius):

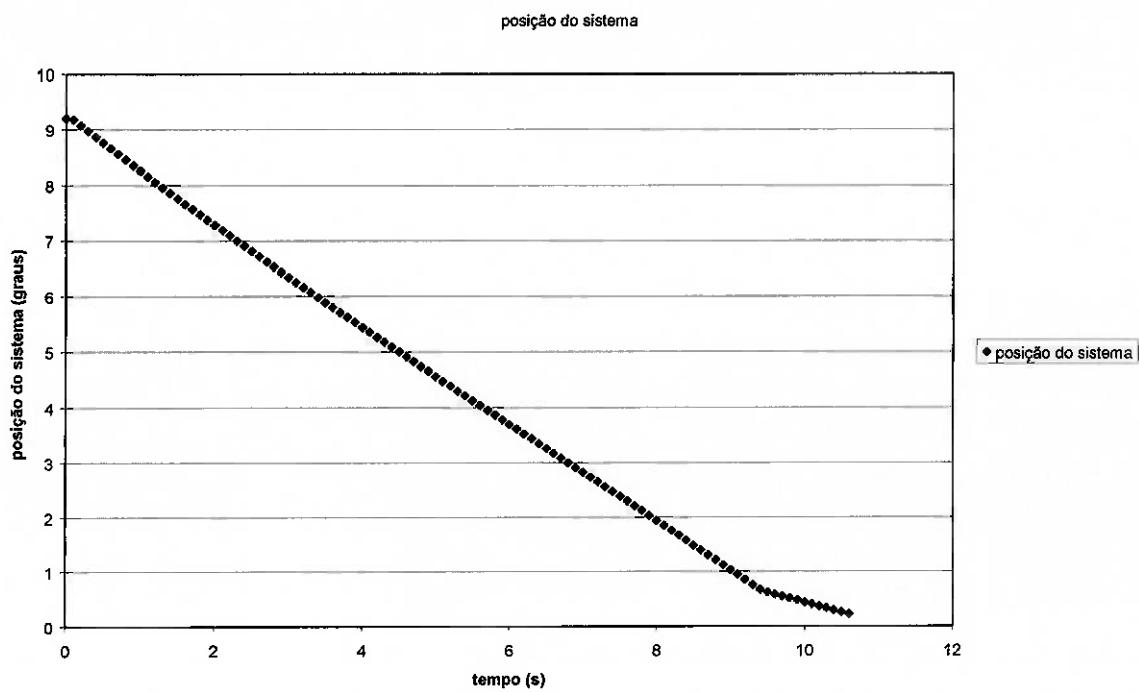


Figura 5-1: Gráfico de Posição do Sistema x Tempo, Trecho Climb Out

O tempo de operação do sistema de 9° para 0° pode variar entre 9.8s e 11.9s. Portanto o comportamento do modelo está dentro do esperado. Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente no motor x posição do sistema obtido a partir do modelo:

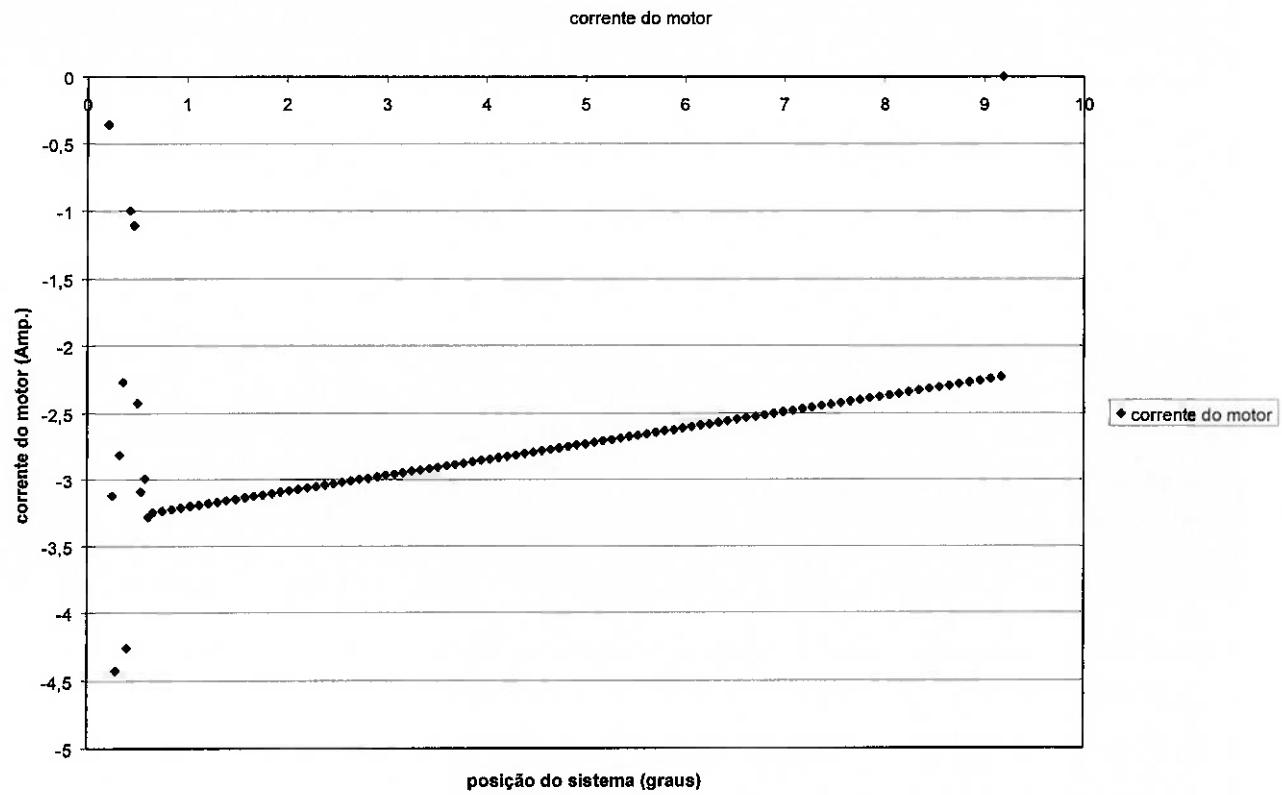
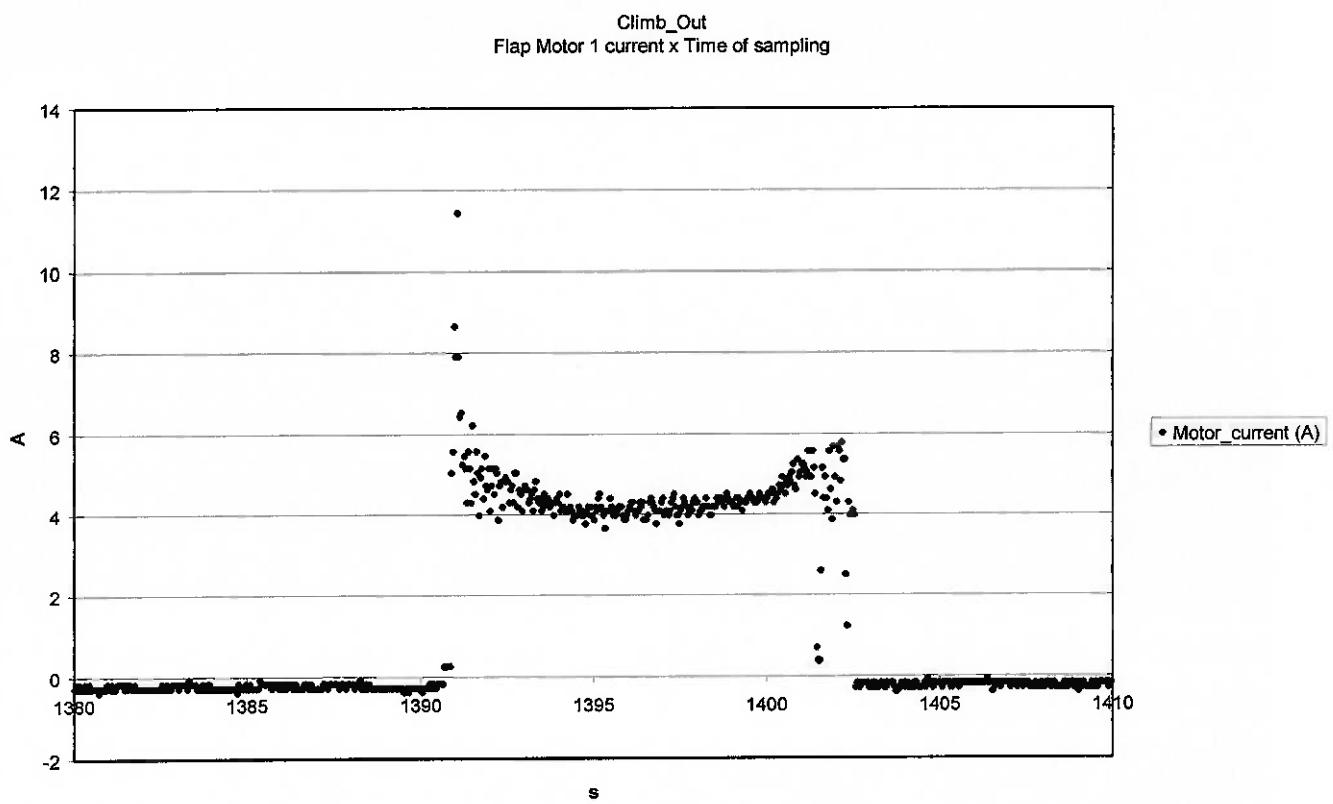


Figura 5-2: Gráfico de Corrente do Motor x Posição do Sistema; Trecho Climb

Out

Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente do vôo 1246 contendo o ponto escolhido para representar este instante de vôo:



Pode-se notar que o modelo, para as posições extremas de 9° e 0° apresenta valores de 2,25 A e 3,25 A respectivamente (o sinal é somente uma convenção, indicando que o motor está girando num sentido que provoca a retração dos painéis), enquanto que nos dados experimentais o valor medido foi de 5 A em média. Tal desvio pode ser explicado pela retirada das cargas presentes no início do vôo 1246 dos dados de ensaio durante o processamento dos dados, gerando correlações livres desses carregamentos. Portanto, a parcela de corrente que seria devida a esses carregamentos não está presente na saída do modelo. A corrente aumenta em módulo durante a movimentação porque o carregamento aerodinâmico que age no sentido do movimento diminui durante a retração dos painéis, o que acaba por aumentar ligeiramente o torque demandado dos motores.

Abaixo apresenta-se o gráfico das cargas geradas no modelo a partir das correlações:

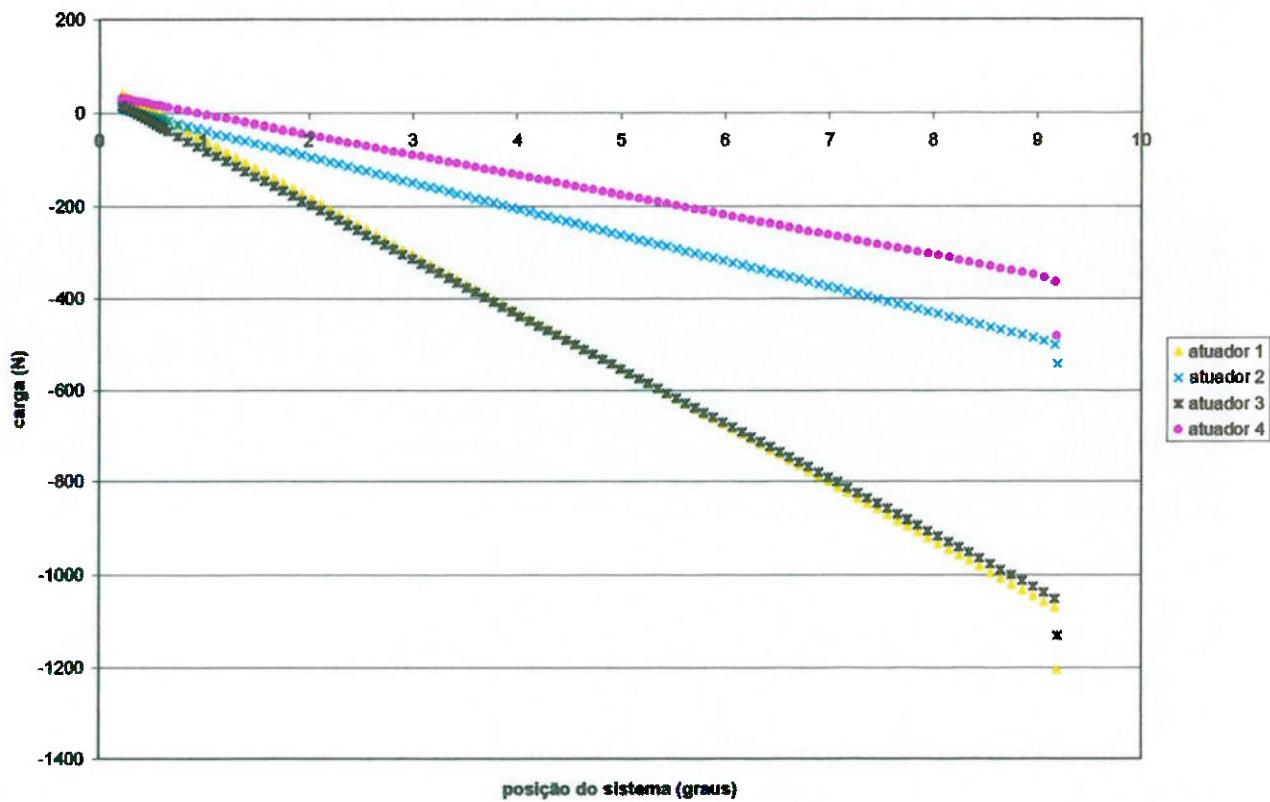
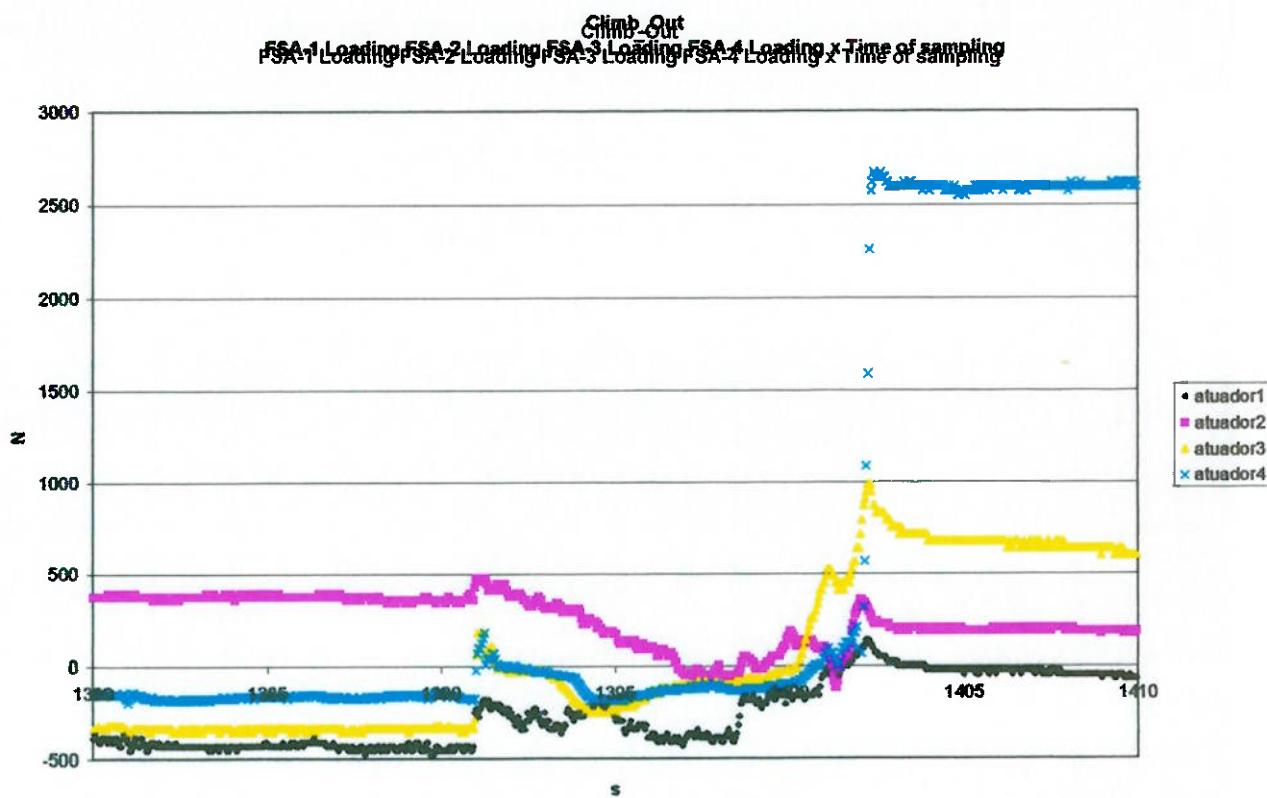


Figura 5-3:Gráfico de Carga nos Atuadores x Posição do Sistema, Trecho Climb Out

Abaixo apresenta-se o gráfico de carga nos atuadores para o intervalo considerado do vôo 1246:



Nota-se que o modelo está retornando um comportamento mais esperado do sistema do que o obtido no ensaio 1246. Os dados mostram carregamentos de tração para o sistema a 9° no atuador 2 e para todos os atuadores a 0° . Isto não é esperado, principalmente quando se nota que as cargas de tração encontradas são de magnitude considerável. O modelo está concordando com os dados experimentais quando se compara os módulos das cargas e vê-se por exemplo que o atuador 1 é o mais solicitado em compressão.

A seguir, apresenta-se o gráfico dos torques nos eixos flexíveis x posição do sistema obtido a partir do modelo:

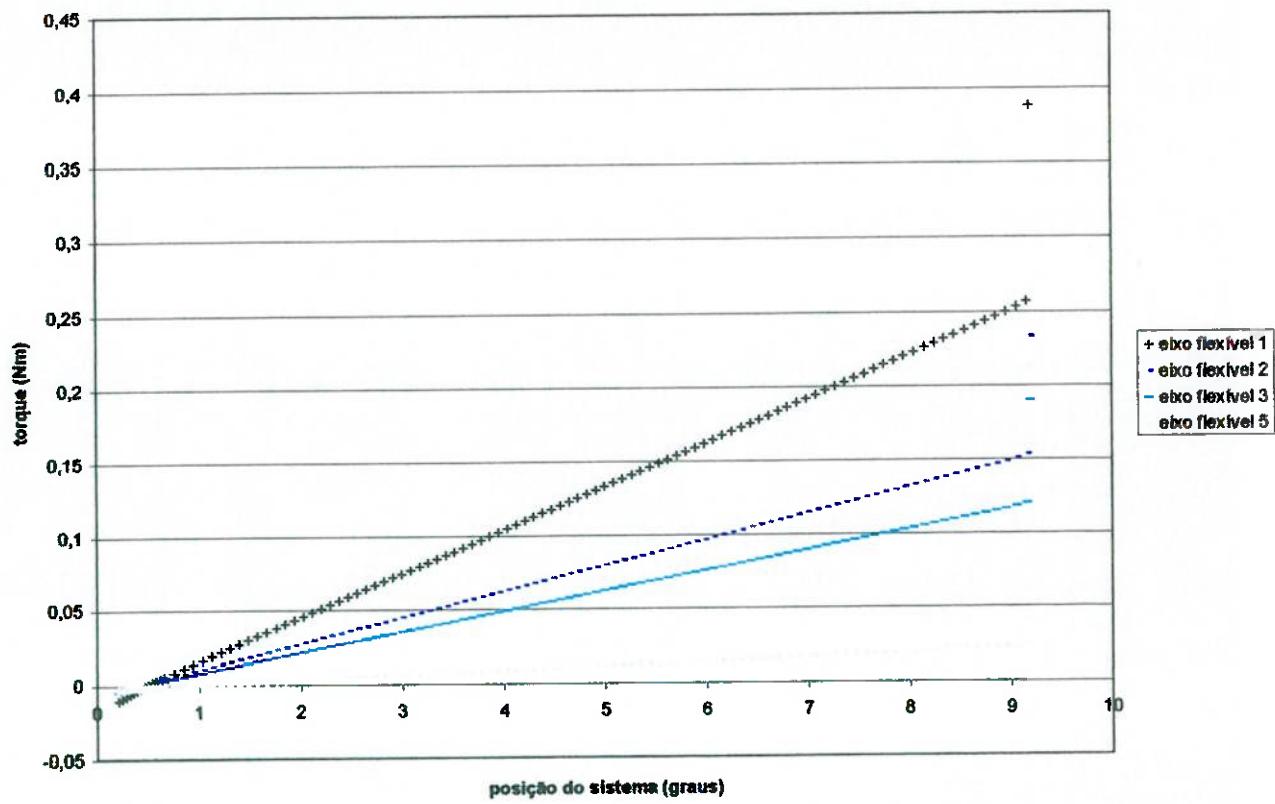
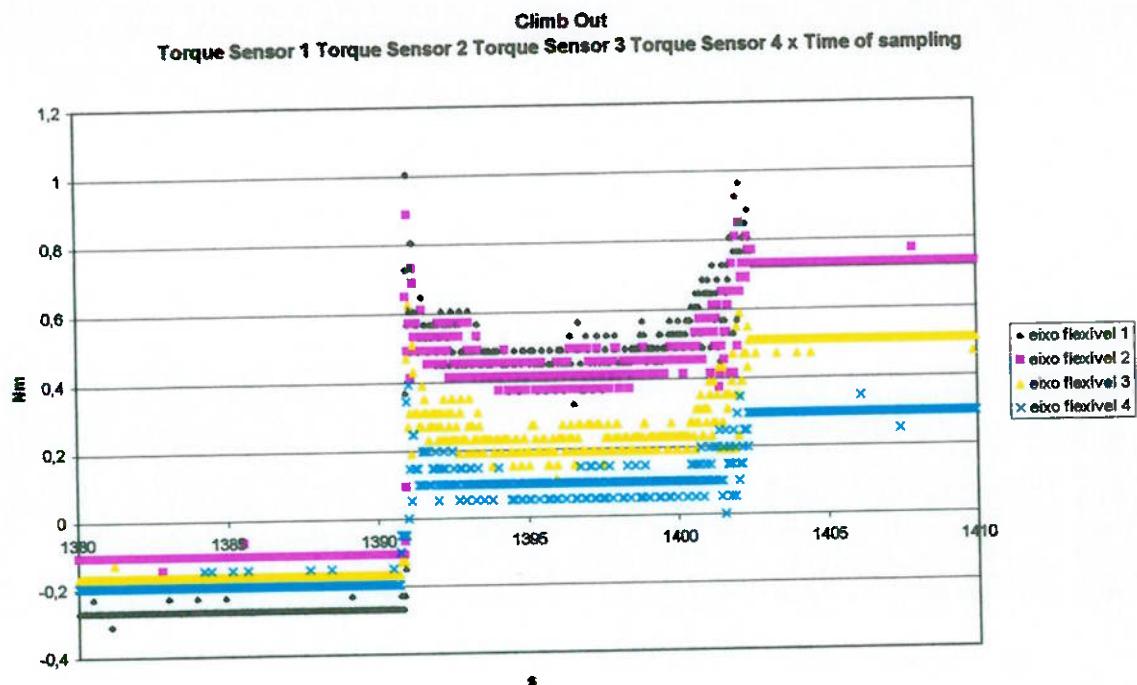


Figura 5-4: Gráfico de torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, Trecho Climb Out

Apresenta-se abaixo o gráfico de torque nos eixos flexíveis x tempo obtido a partir dos dados do ensaio 1246 para o intervalo considerado:



Devido ao problema nas cargas do sistema a 0° , o gráfico anterior também não pode ser utilizado para a validação do modelo, pois os torques nessa posição aumentaram exageradamente devido ao degrau de carga ocorrido. Pode-se dizer que para a carga de trabalho normal do sistema os torques ficam por volta dos valores retornados pelo modelo.

5.2.2 Performance Approach

Abaixo apresentam-se os gráficos obtidos a partir dos dados retornados pelo modelo para a simulação com os dados de entrada especificados para a situação de Performance Approach (temperatura ao nível do mar de 23.694 graus Celsius):

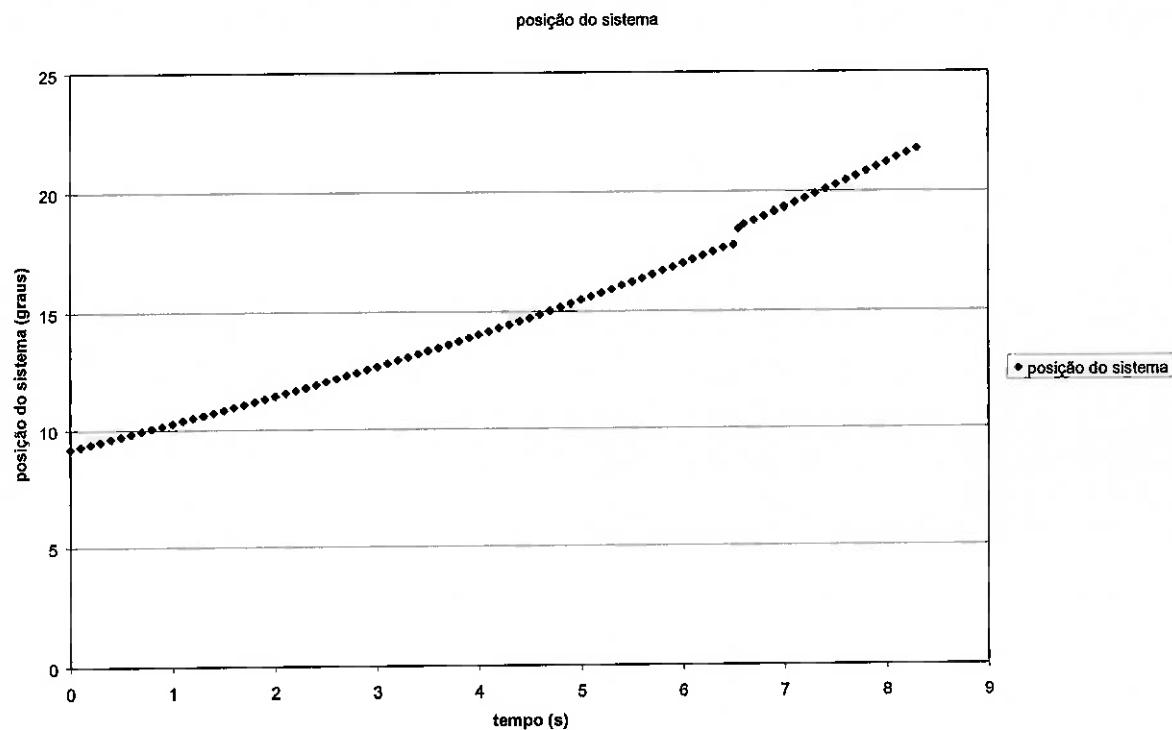


Figura 5-5:Gráfico de posição do sistema x tempo, Trecho Performance Approach

O movimento do sistema entre 9° e 22° pode durar entre 8.2s a 10.1s.

Portanto o comportamento do modelo está dentro do esperado. Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente no motor x posição do sistema obtido a partir do modelo:

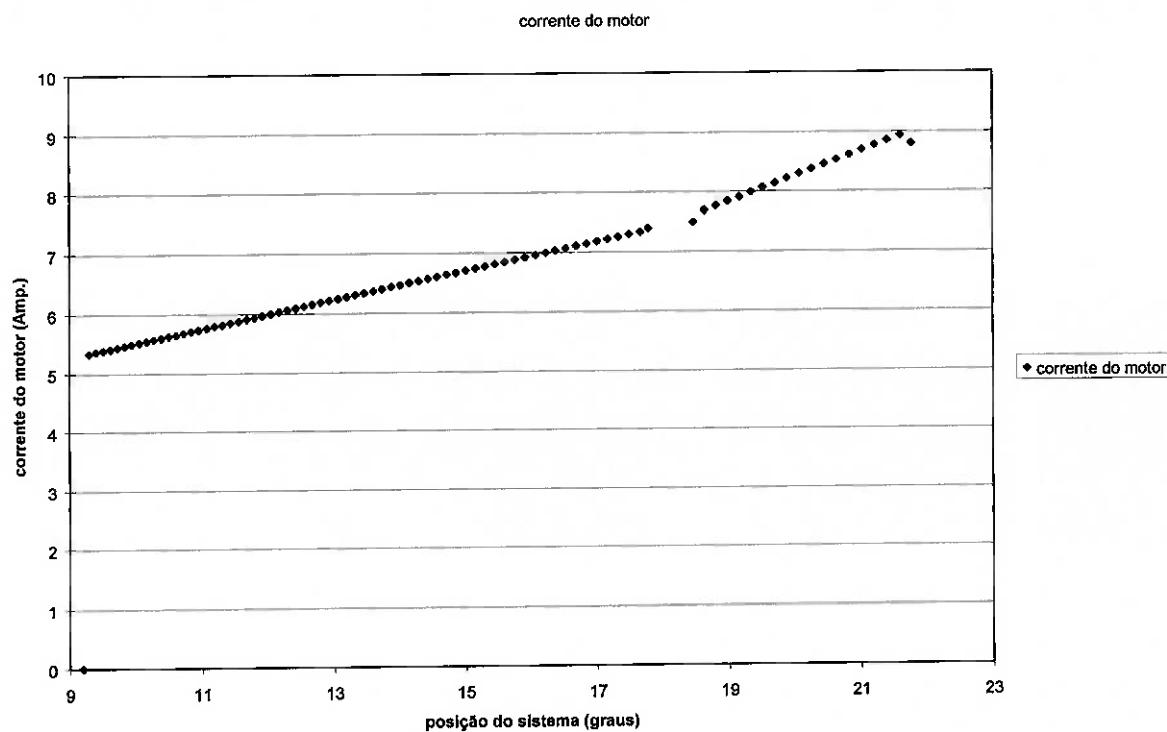
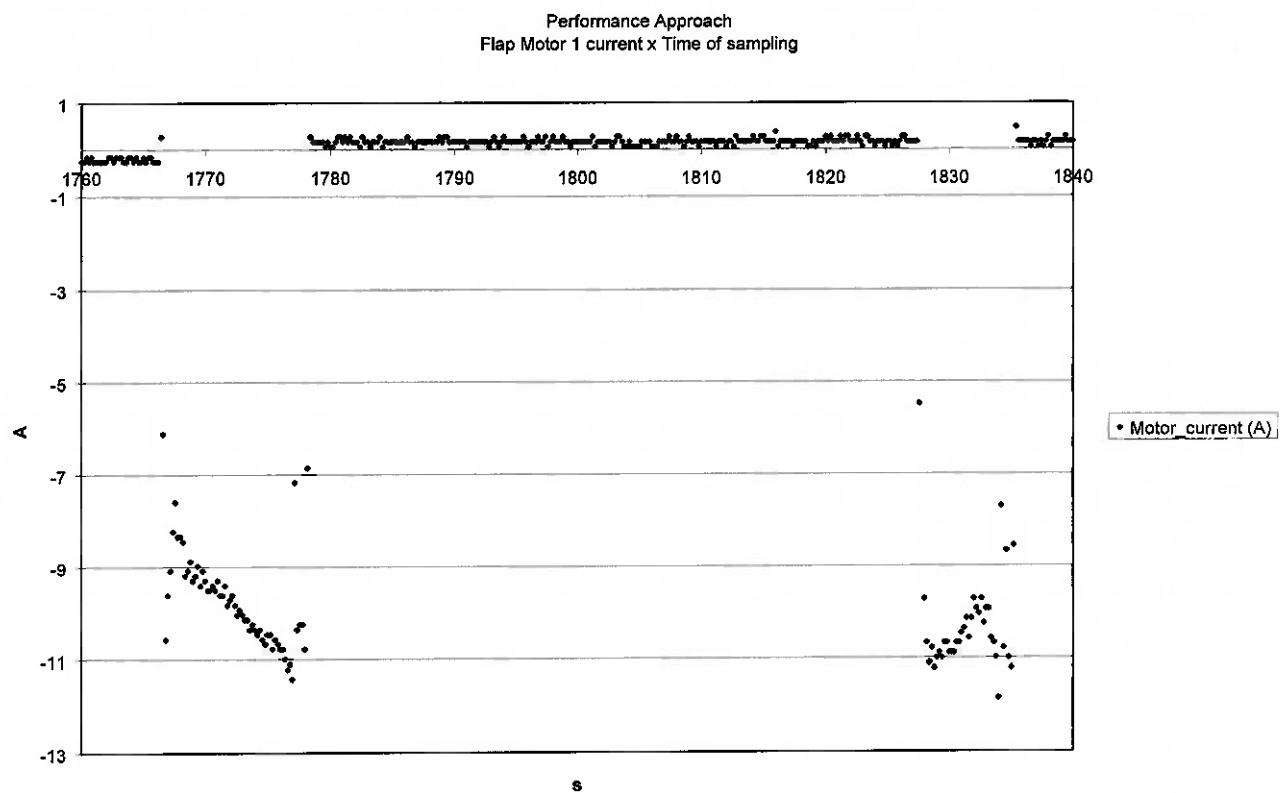


Figura 5-6: Gráfico de corrente no motor x Posição do Sistema, Trecho Performance Approach

Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente no motor x tempo para o intervalo contendo o ponto representativo dessa condição de vôo:



Observa-se nesse gráfico que a corrente varia de 9 A a 11 A para o movimento de 9° a 18° e se mantém em média no mesmo nível para o resto do movimento. A discrepância em relação ao retornado pelo modelo se deve tanto à retirada das cargas iniciais do ensaio quanto por diferenças em relação às cargas obtidas à partir das correlações e as cargas reais encontradas durante o ensaio.

Abaixo apresenta-se o gráfico das cargas geradas no modelo a partir das correlações:

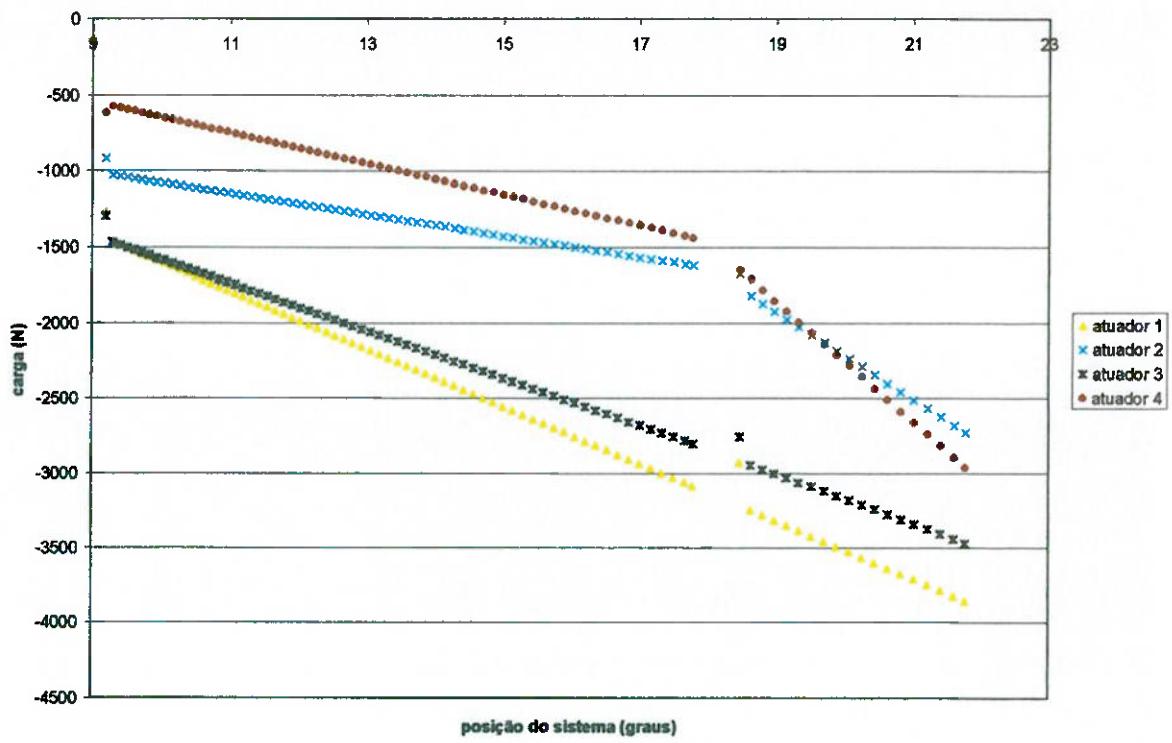
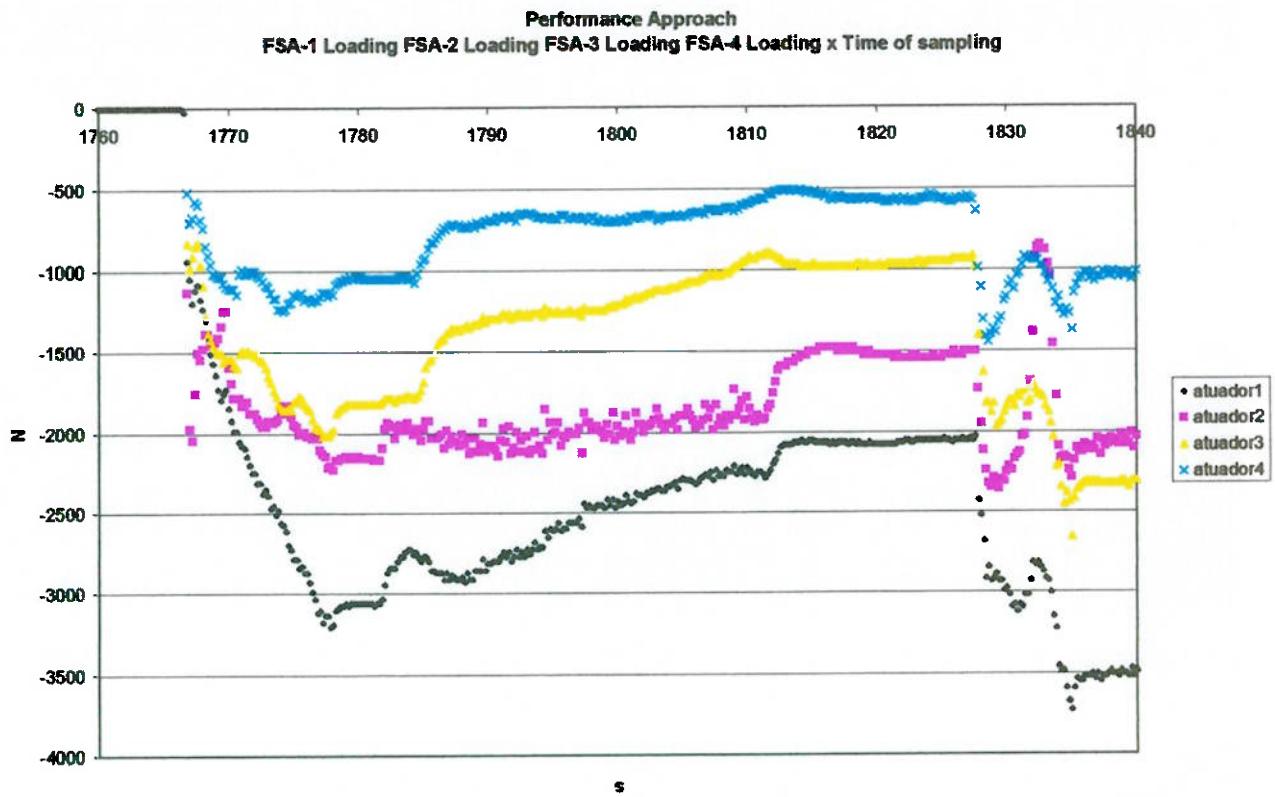


Figura 5-7: Gráfico de carga nos atuadores x Posição do sistema, Trecho Performance Approach

Abaixo apresenta-se o gráfico de carga nos atuadores para o intervalo considerado do vôo 1246:



Observa-se nos gráficos anteriores uma certa correspondência entre os valores retornados pelo modelo e os valores obtidos no ensaio menos as cargas iniciais retiradas desses dados para a obtenção das correlações. Observa-se também que durante o intervalo de tempo em que o sistema se manteve parado houve uma diminuição nos carregamentos nos atuadores, fazendo com que no início da segunda parte do movimento os carregamentos fossem ligeiramente menores do que no final da primeira parte. O modelo não prevê esse tipo de comportamento.

A seguir, apresenta-se o gráfico dos torques nos eixos flexíveis x posição do sistema obtido a partir do modelo:

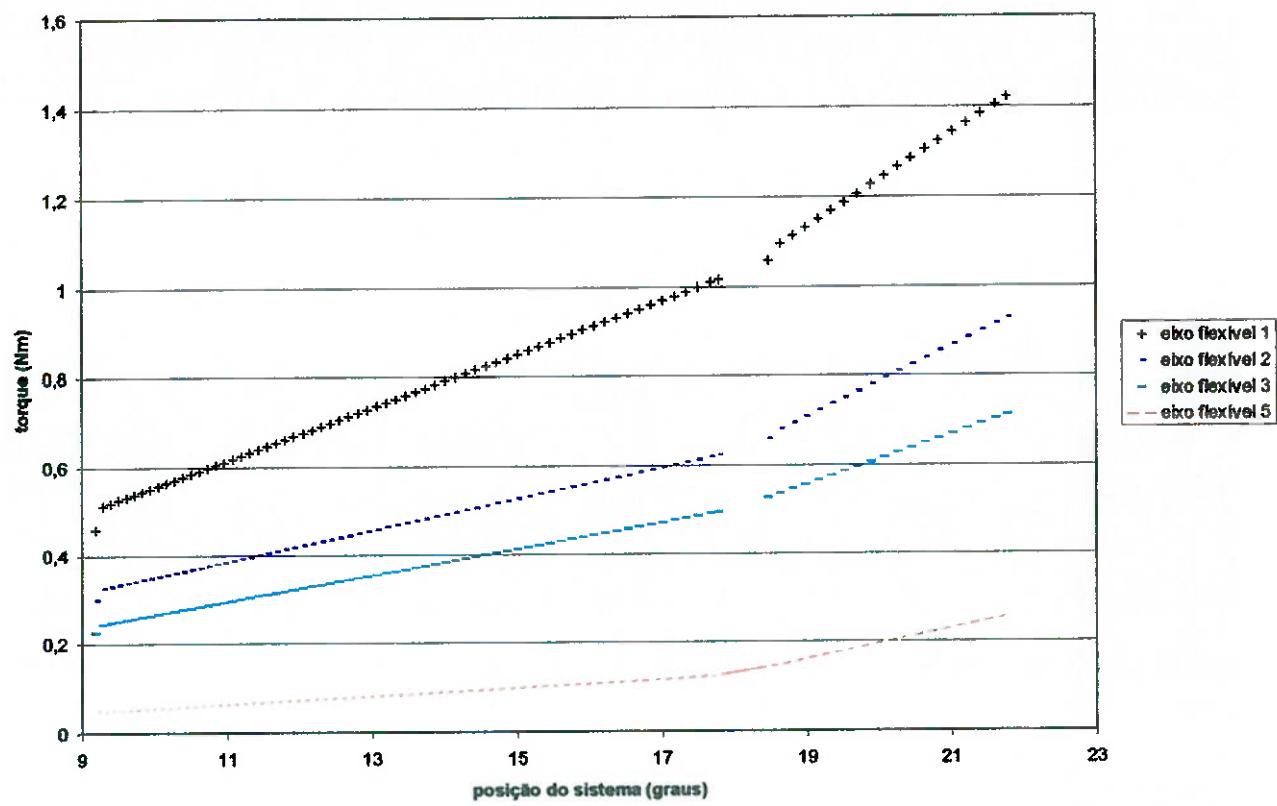
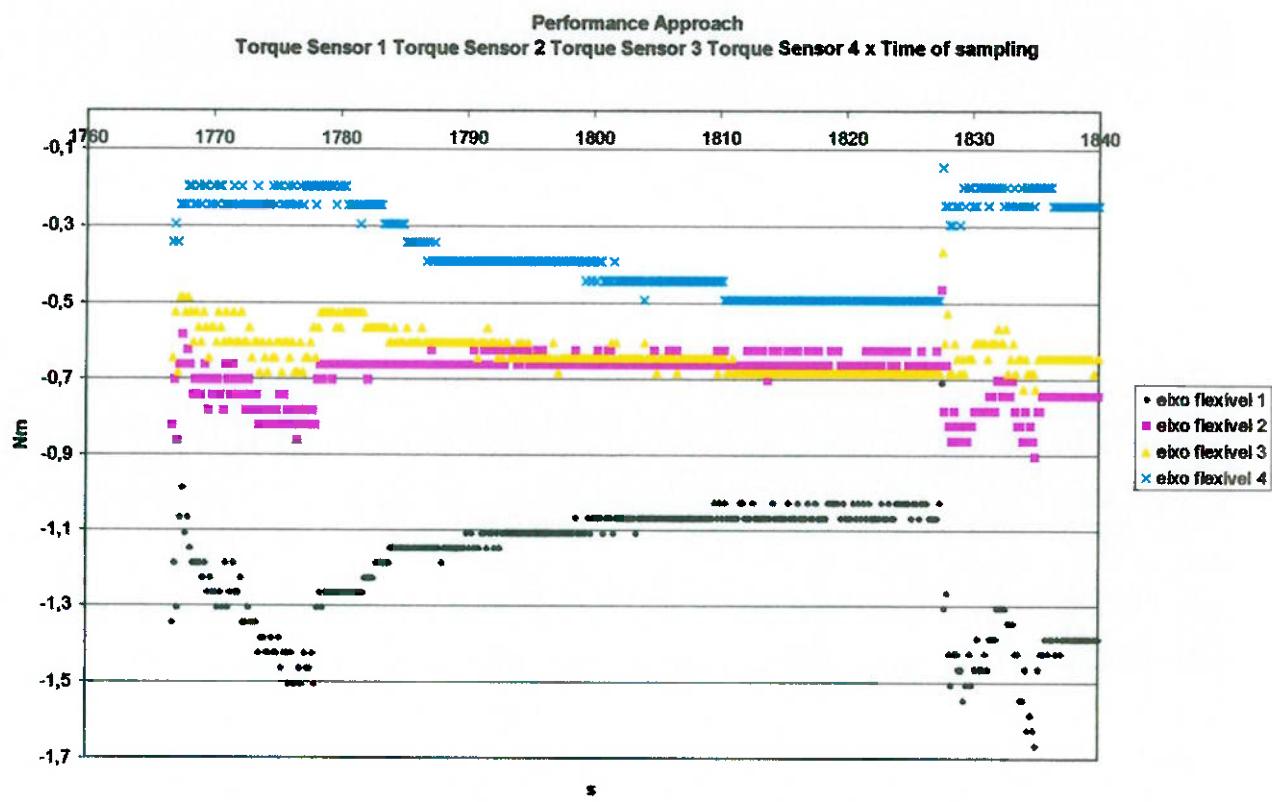


Figura 5-8: Gráfico de torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, trecho Performance Approach

Apresenta-se abaixo o gráfico de torque nos eixos flexíveis x tempo obtido a partir dos dados do ensaio 1246 para o intervalo considerado:



O modelo está retornando valores de torque nos eixos flexíveis abaixo do esperado. Deve ser necessária uma revisão no modelo dos atuadores.

5.2.3 Approach

Abaixo apresentam-se os gráficos obtidos a partir dos dados retornados pelo modelo para a simulação com os dados de entrada especificados para a situação de Approach (temperatura ao nível do mar de 23.569 graus Celsius):

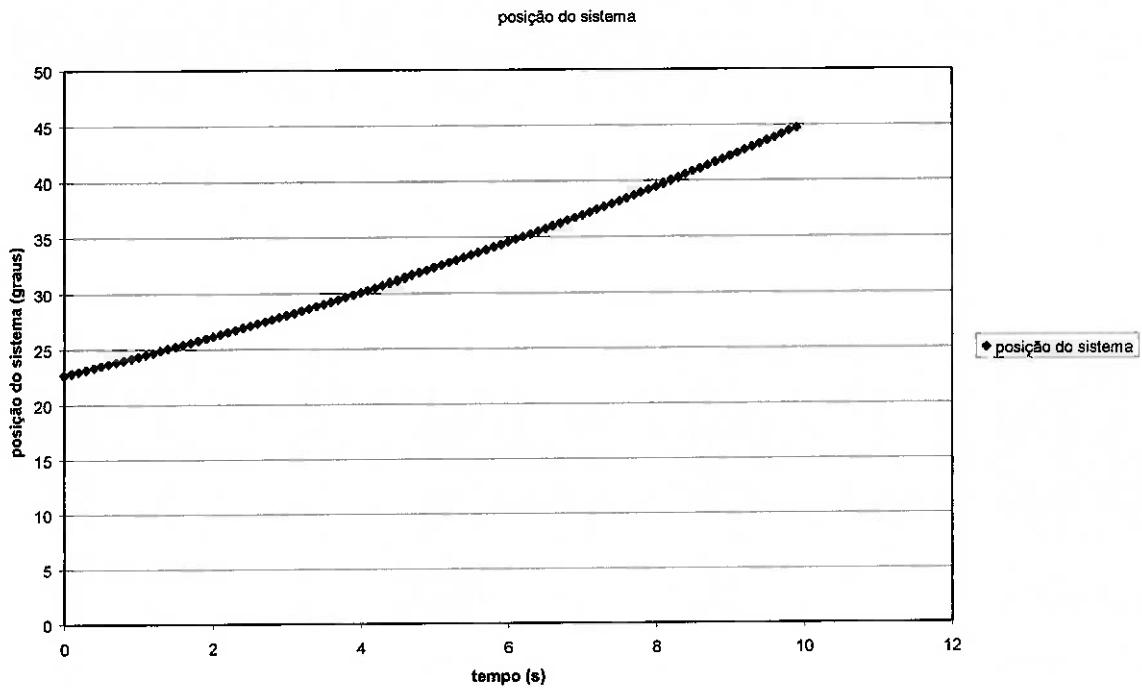


Figura 5-9: Gráfico de posição do sistema x tempo, trecho Approach

O movimento do sistema de 22° para 45° pode levar entre 9.0s e 11.0s.

Portanto o comportamento do modelo está dentro do esperado. Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente no motor x posição do sistema obtido a partir do modelo:

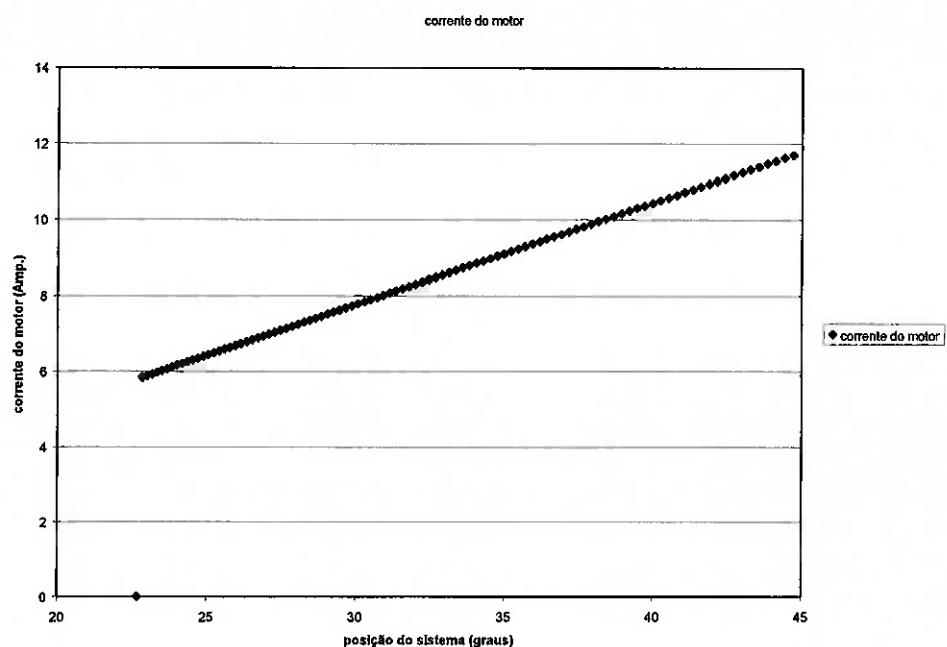
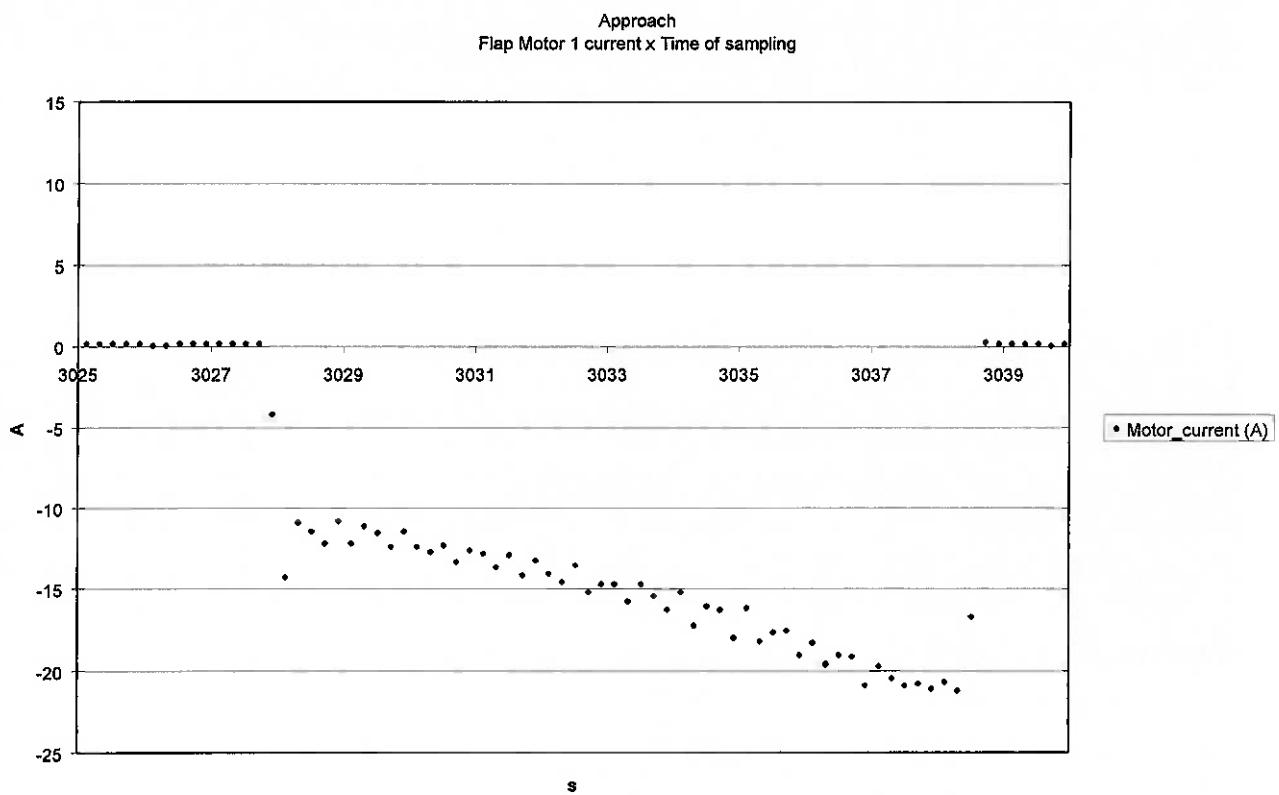


Figura 5-10: Gráfico de corrente do motor x posição do sistema, trecho Approach

Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente x tempo do intervalo representativo desta situação de vôo:



Nota-se no gráfico anterior que a corrente no motor varia de 10 A para 22° até cerca de 20 A para 45°. O desvio em relação ao fornecido pelo modelo neste caso é bastante significativo, se devendo tanto aos fatores já comentados nas situações anteriores (retirada das cargas iniciais do ensaio e diferença entre as cargas obtidas a partir das correlações e as presentes durante o voo) quanto à uma possível deficiência na modelagem dos atuadores, pois os torques gerados para esta situação estão abaixo do esperado, como comentado mais à frente.

Abaixo apresenta-se o gráfico das cargas geradas no modelo a partir das correlações:

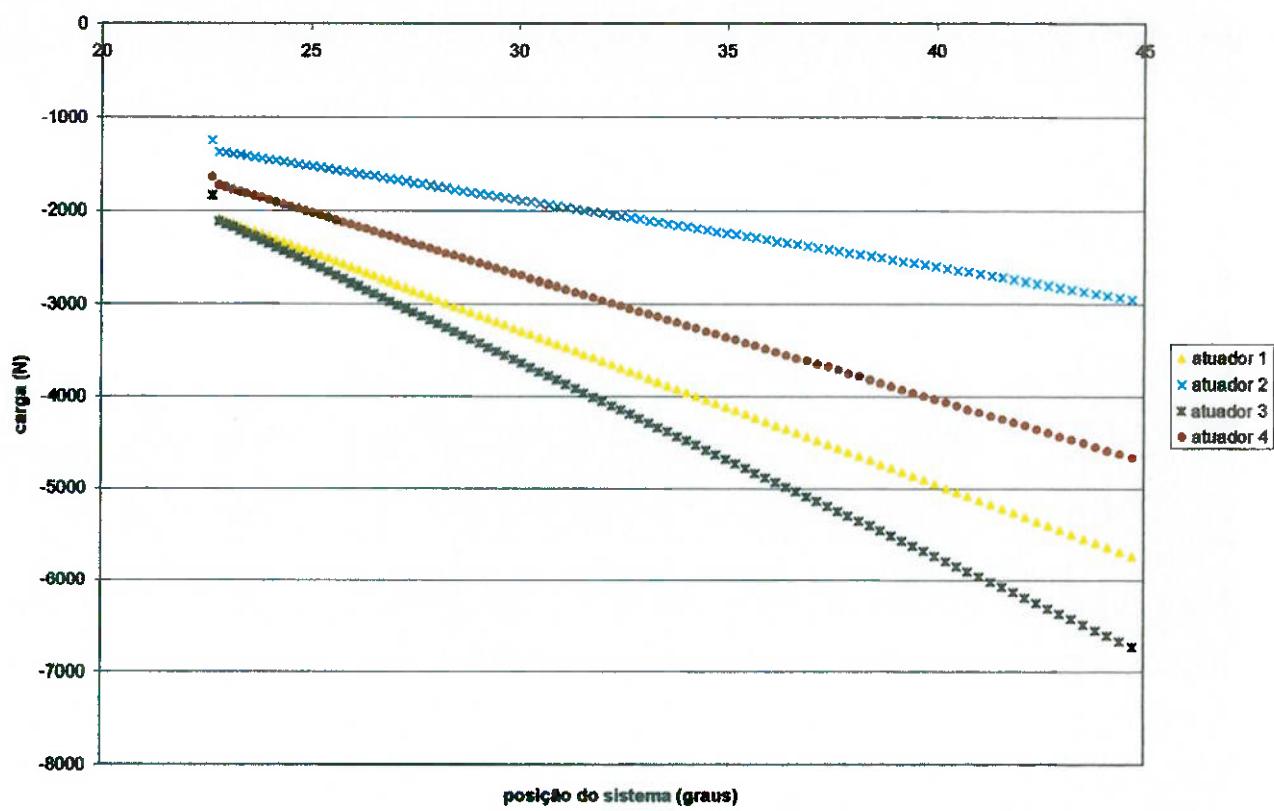
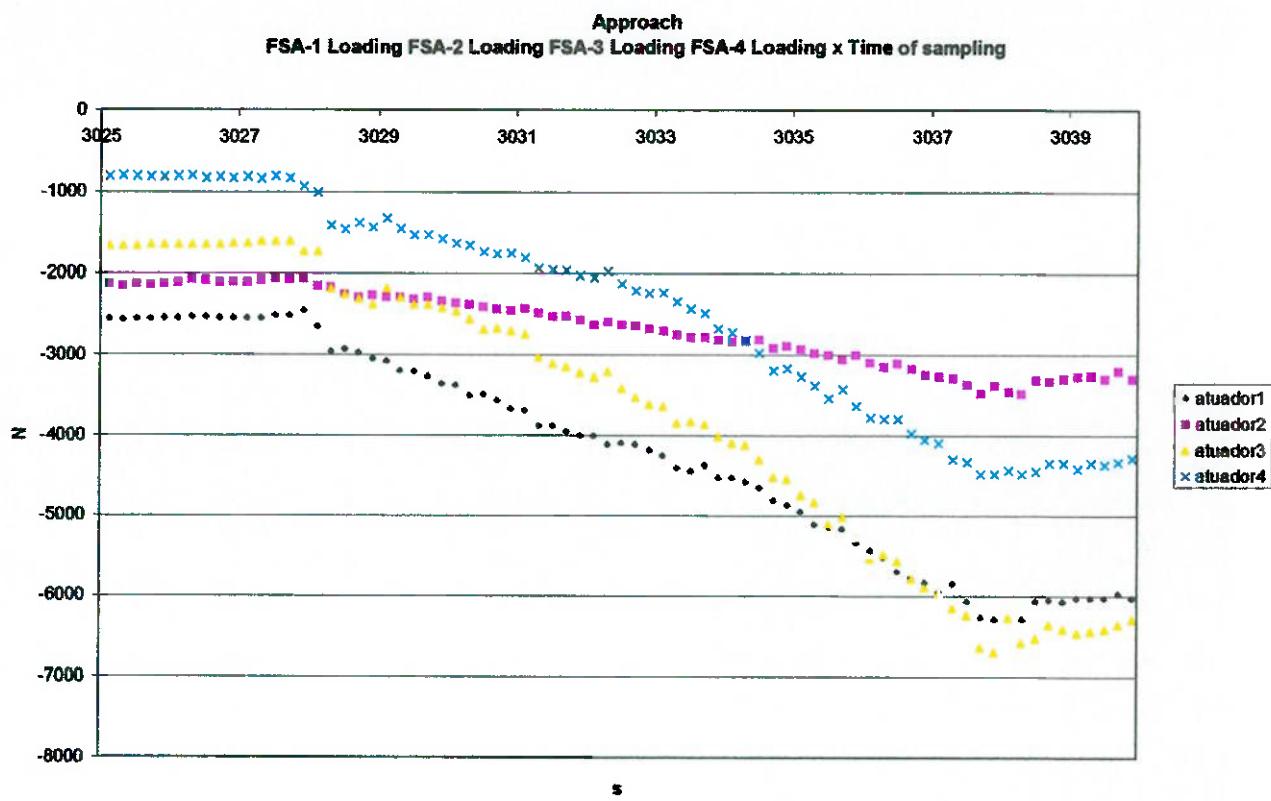


Figura 5-11: Gráfico de carga x posição do sistema, trecho Approach

Abaixo apresenta-se o gráfico de carga nos atuadores para o intervalo considerado do vôo 1246:



Observa-se nos gráficos de carga anteriores que existe grande semelhança entre os valores iniciais e finais nos dois gráficos, o que considerando a retirada das cargas iniciais que são de tração conforme a tabela apresentada em “Desenvolvimento do Trabalho”, confere ao modelo um erro dentro do aceitável (cerca de 10%).

A seguir, apresenta-se o gráfico dos torques nos eixos flexíveis x posição do sistema obtido a partir do modelo:

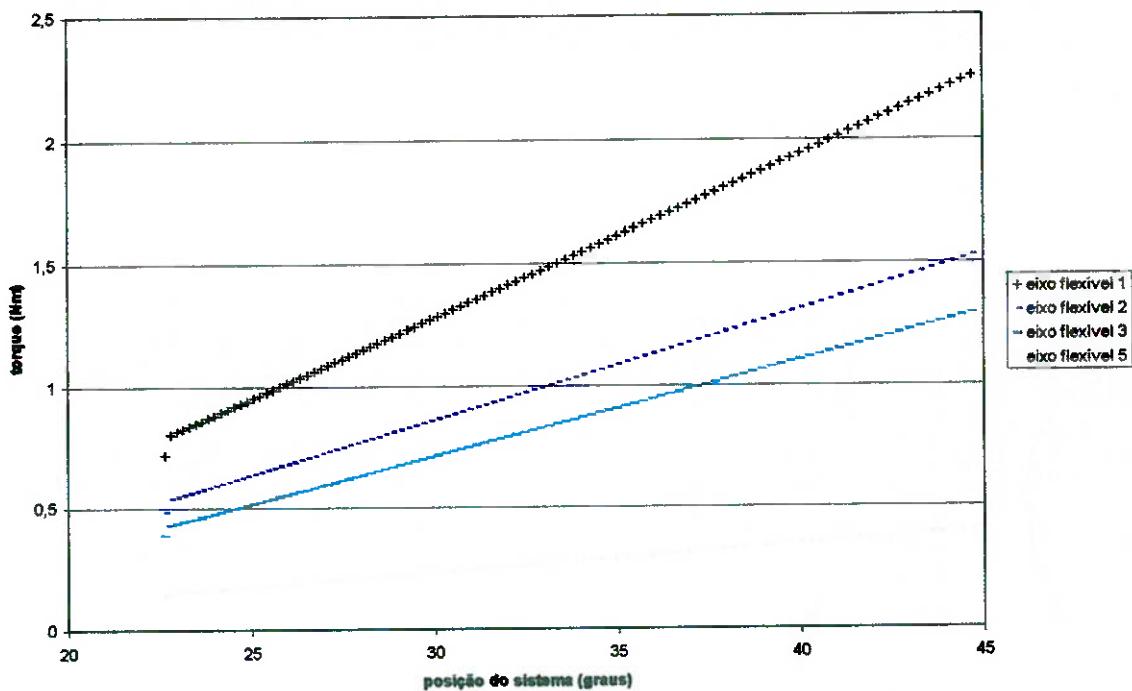
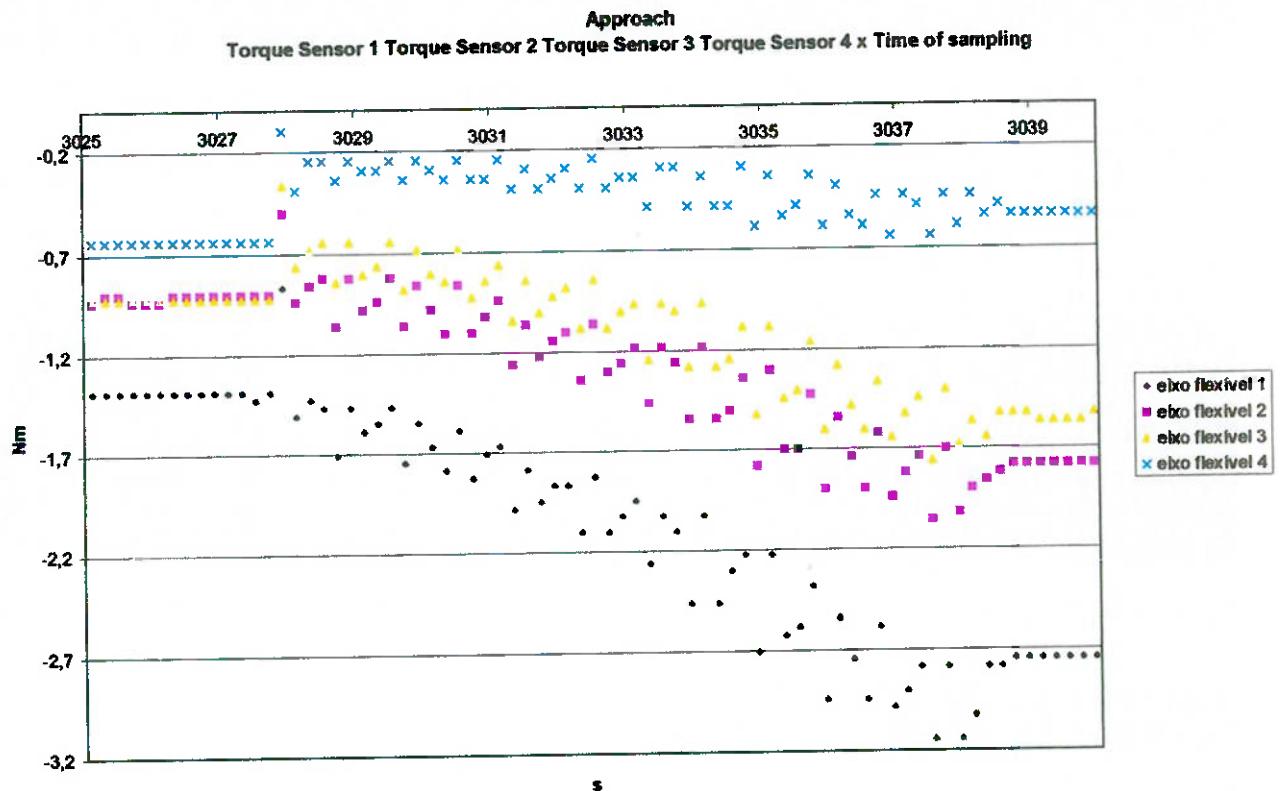


Figura 5-12: Gráfico de torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, trecho Approach

Apresenta-se abaixo o gráfico de torque nos eixos flexíveis x tempo obtido a partir dos dados do ensaio 1246 para o intervalo considerado:



As mesmas observações apresentadas para os gráficos de torque no intervalo anterior podem ser aqui utilizadas.

5.2.4 *Landing*

Abaixo apresentam-se os gráficos obtidos a partir dos dados retornados pelo modelo para a simulação com os dados de entrada especificados para a situação de Landing (temperatura ao nível do mar de 20.98 graus Celsius):

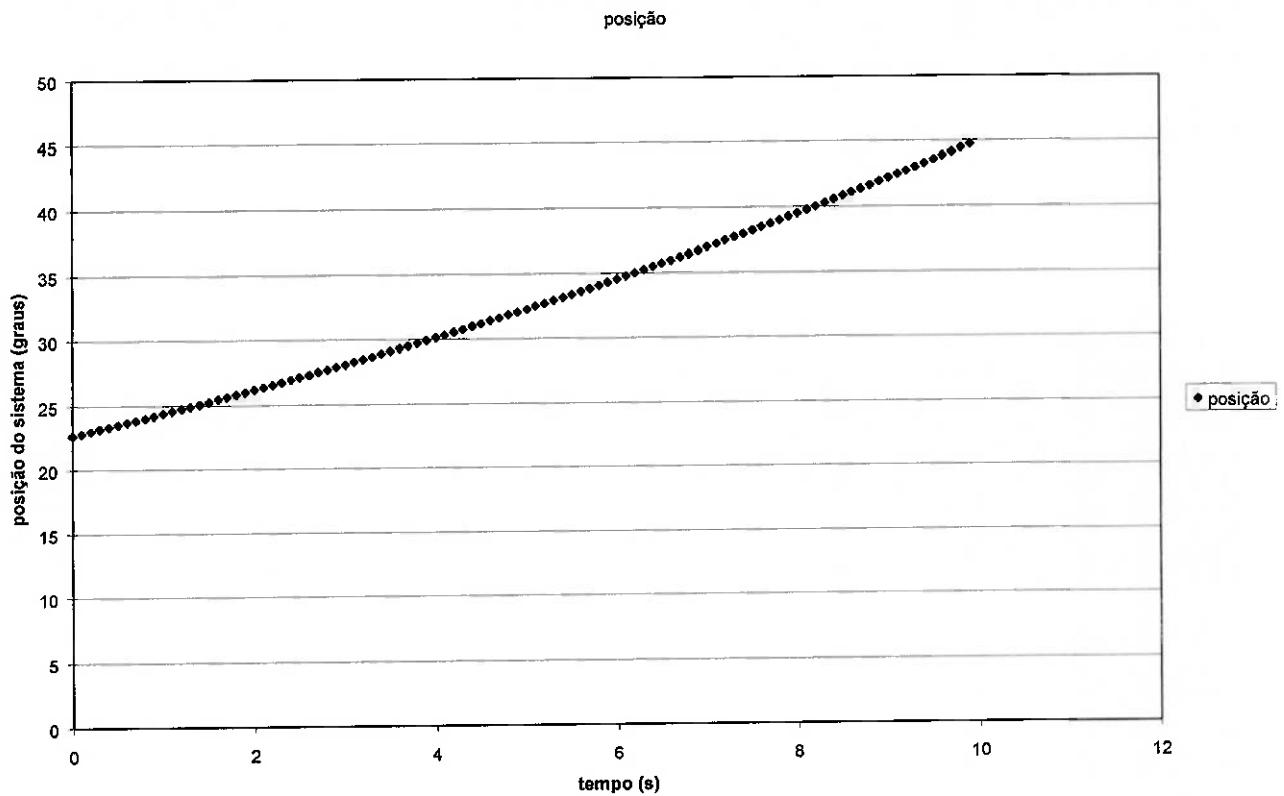


Figura 5-13: Gráfico de posição do sistema x tempo, trecho Landing

O movimento do sistema de 22° para 45° pode levar entre 9.0s e 11.0s.

Portanto o comportamento do modelo está dentro do esperado. Abaixo apresenta-se o gráfico de corrente no motor x posição do sistema obtido a partir do modelo:

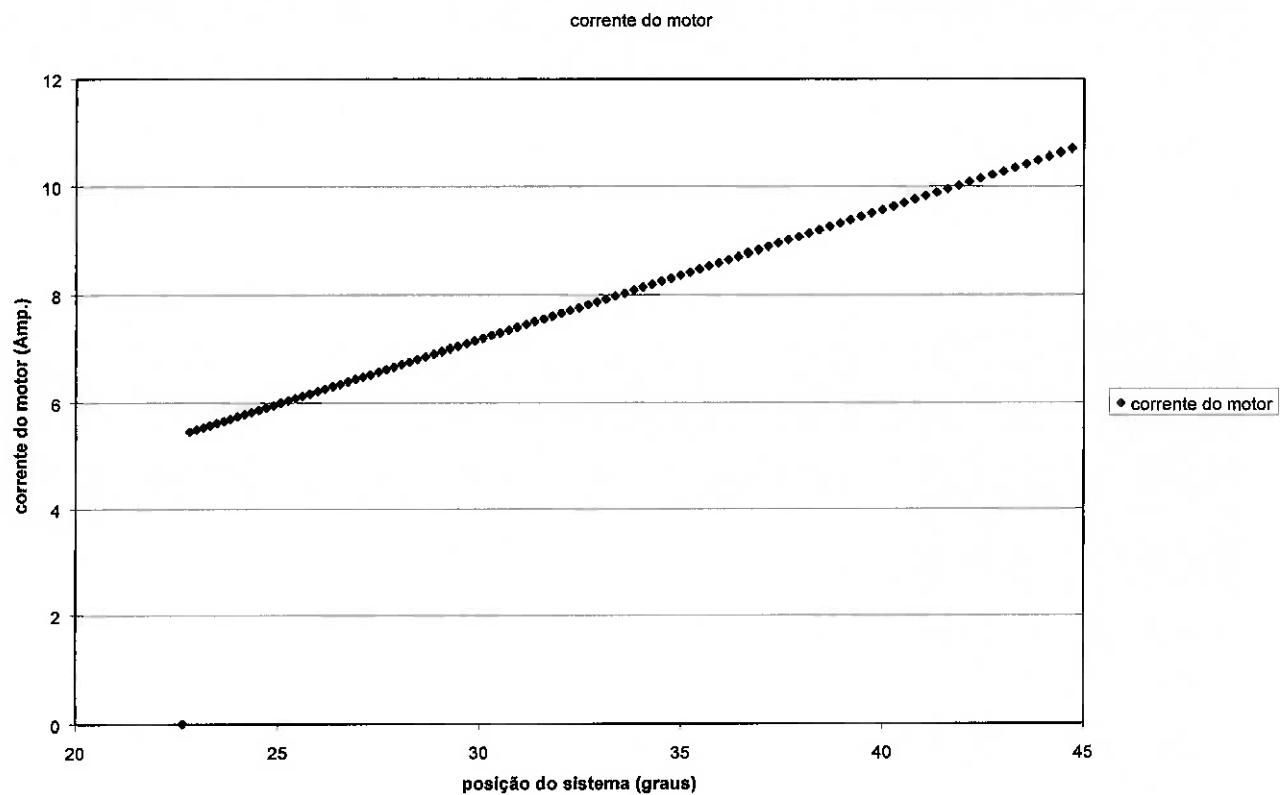
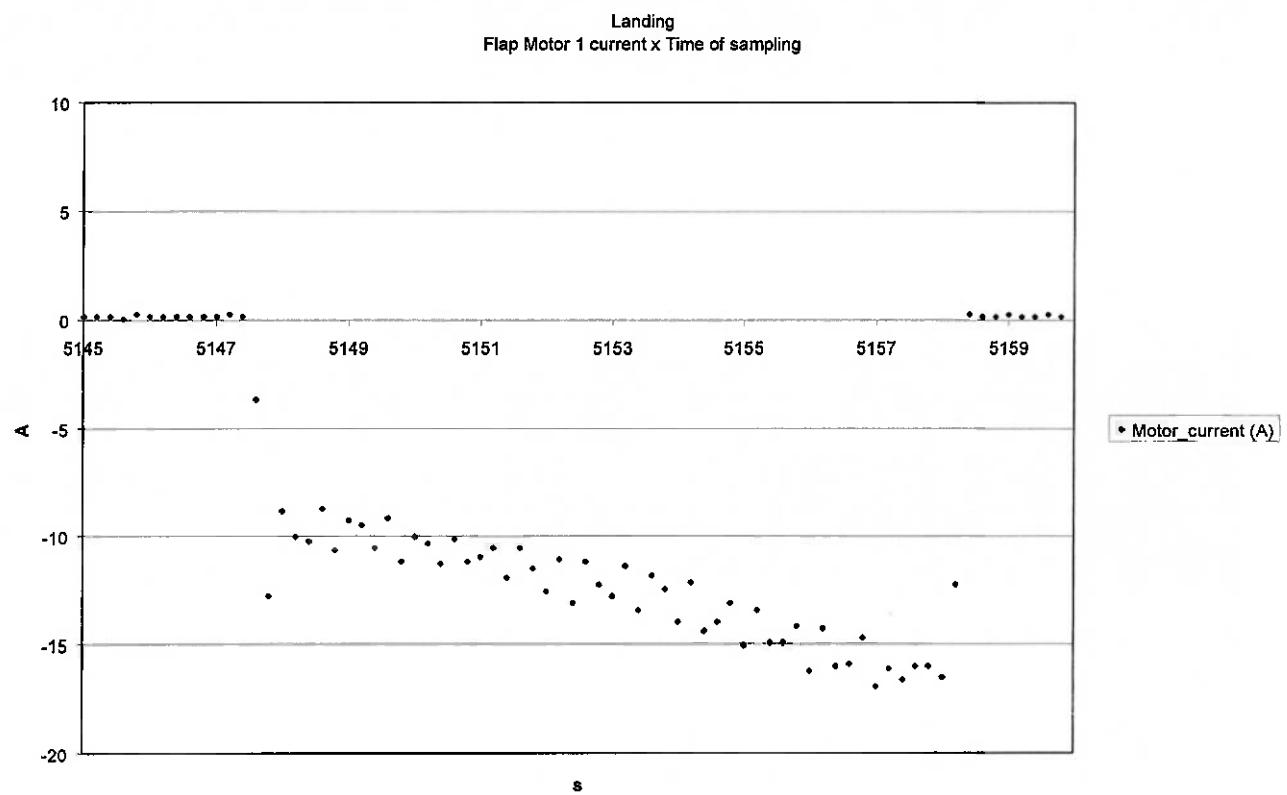


Figura 5-14: Gráfico de corrente do motor x posição do sistema, trecho Landing

Abaixo apresenta-se o gráfico da corrente no motor x tempo para o intervalo do vôo 1246 aqui considerado:



Observa-se no gráfico anterior que a corrente varia de cerca de 10 A até cerca de 17 A, o que demonstra uma grande discrepância em relação aos resultados do modelo. As observações feitas para os gráficos de corrente da situação anterior podem ser aplicadas também neste caso.

Abaixo apresenta-se o gráfico das cargas geradas no modelo a partir das correlações:

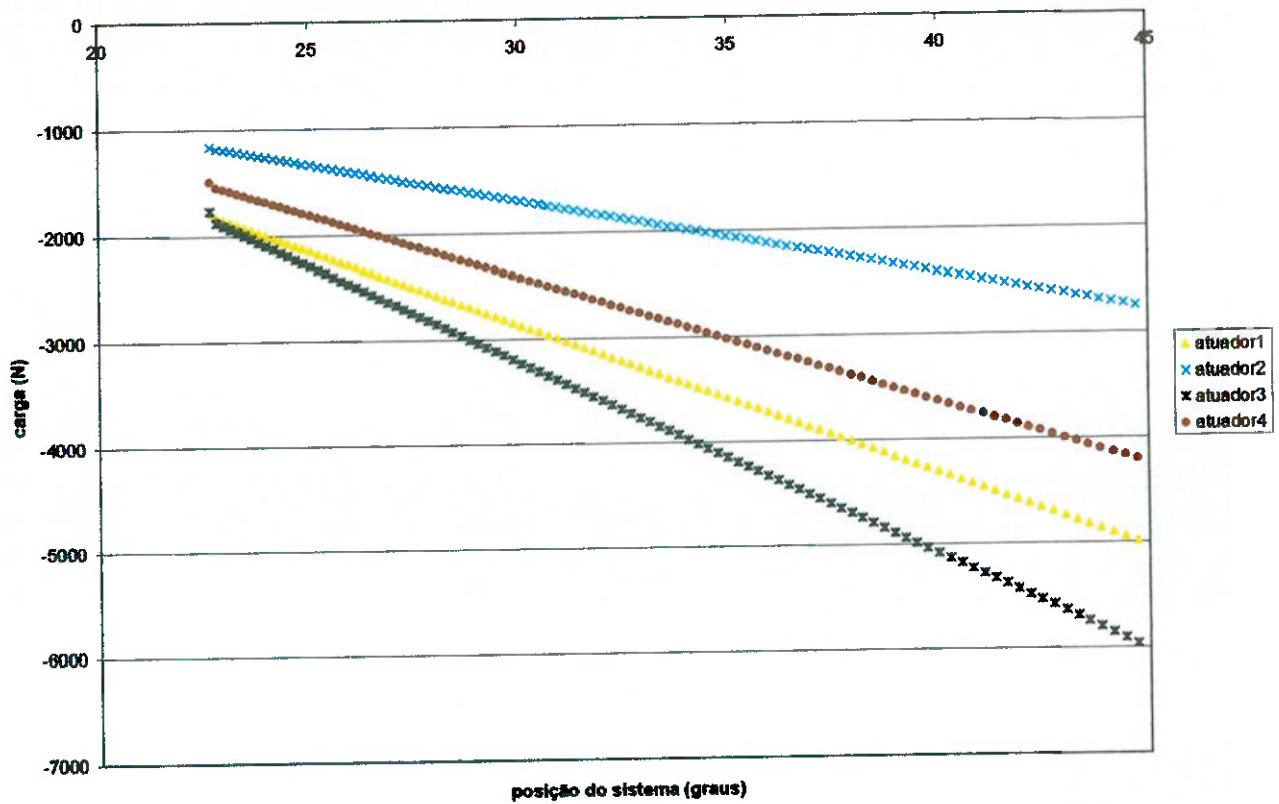
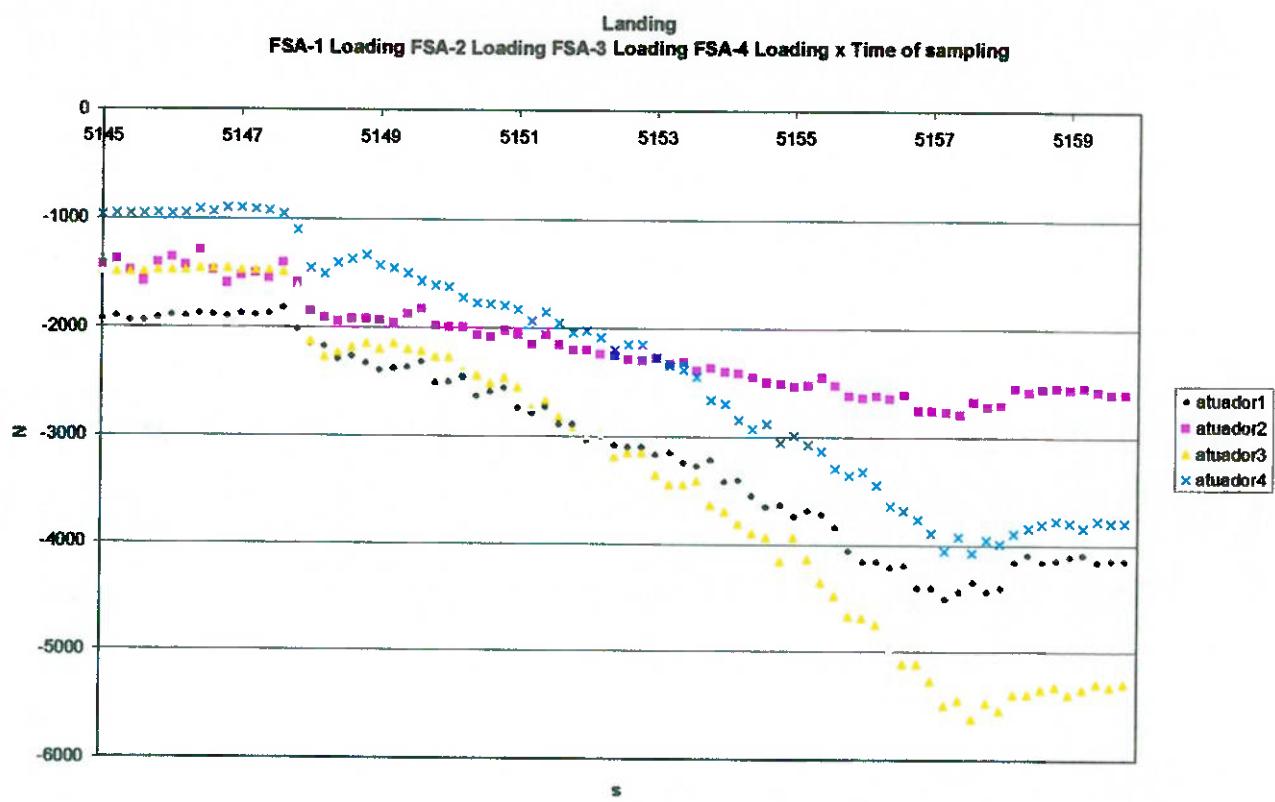


Figura 5-15: Gráfico de carga nos atuadores x posição do sistema, trecho Landing

Abaixo apresenta-se o gráfico de carga nos atuadores para o intervalo considerado do vôo 1246:



Novamente observa-se nos gráficos de carga anteriores que existe grande semelhança entre os valores iniciais e finais nos dois gráficos, o que considerando a retirada das cargas iniciais, confere ao modelo um erro dentro do aceitável (cerca de 10%).

A seguir, apresenta-se o gráfico dos torques nos eixos flexíveis x posição do sistema obtido a partir do modelo:

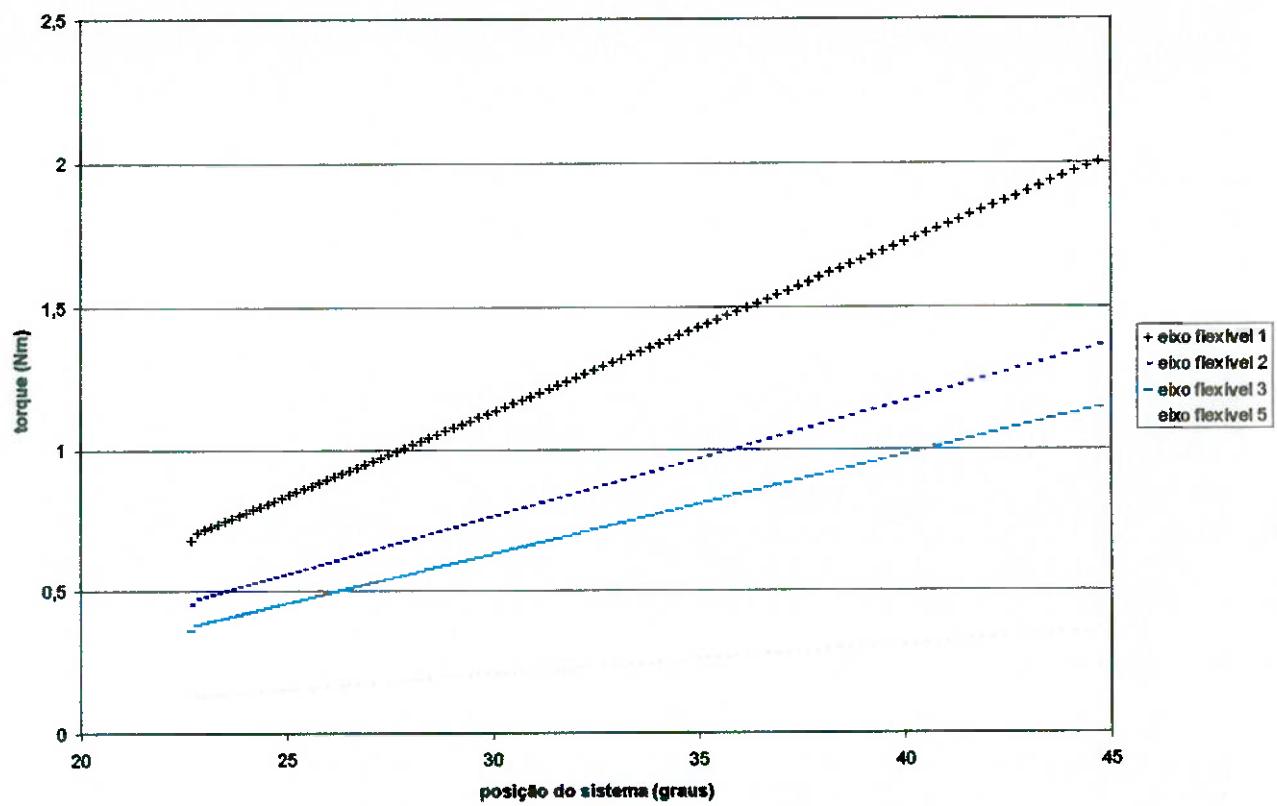
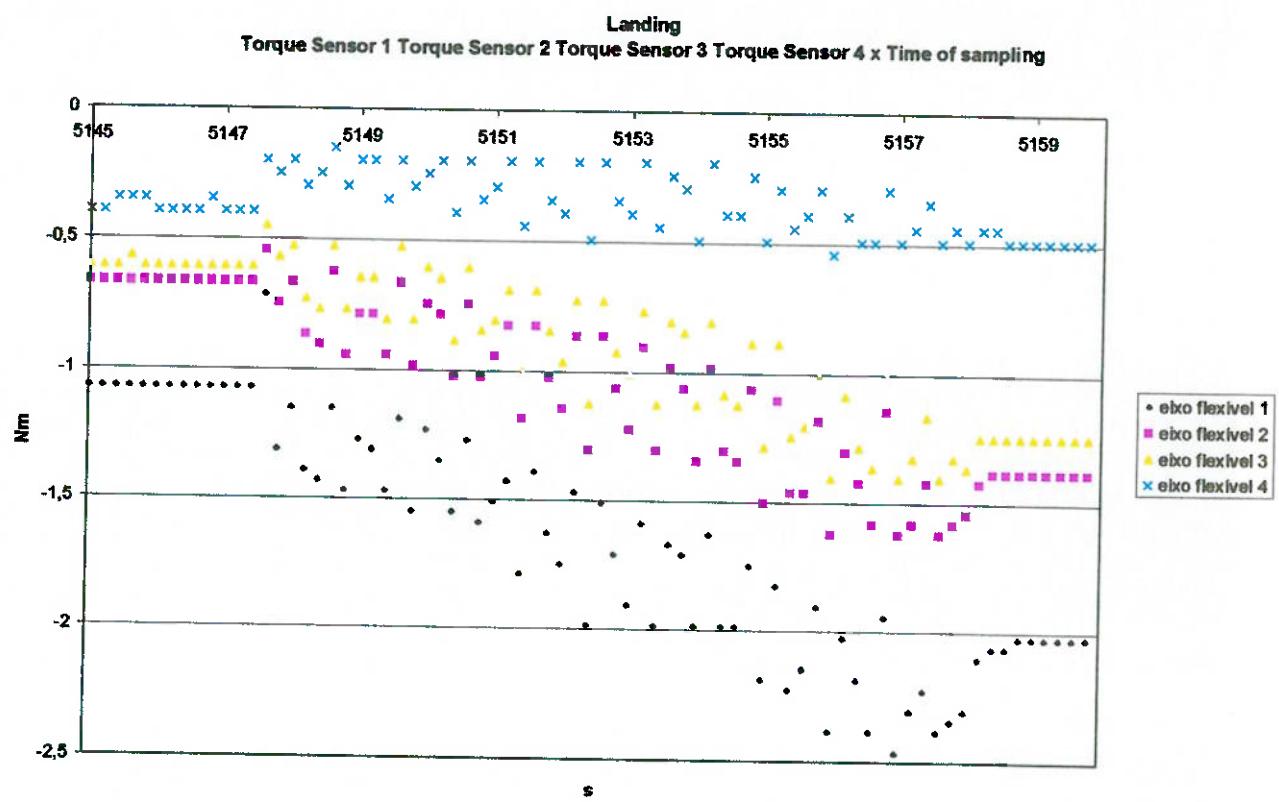


Figura 5-16: Gráfico de Torque nos eixos flexíveis x posição do sistema, trecho Landing

Apresenta-se abaixo o gráfico de torque nos eixos flexíveis x tempo obtido a partir dos dados do ensaio 1246 para o intervalo considerado:



As mesmas observações apresentadas para os gráficos de torque no intervalo Performance Approach podem ser aqui aplicadas.

6 CONCLUSÕES

O modelo resultante divergiu consideravelmente da versão originalmente especificada. Partes das alteração foi feita para retirar porções de pouquíssima ou nenhuma utilidade, como a simulação de ruptura forçada de um ou mais eixos flexíveis. Nesse caso, essa função tinha a finalidade de testar o modelo do sistema de controle (FECU) o qual não era o objetivo do trabalho (cujo foco foi o comportamento de cargas nos componentes mecânicos). Também foi retirado o subsistema de rompimento dos eixos, que dificultaria a obtenção de resultados, como, por exemplo, picos de carga (que não ocorreriam por interrupção da movimentação do sistema).

Também foi retirado o controle de assimetria, que jamais interromperia o sistema no paradigma adotado, pois as distribuições de cargas das duas semi-asas seriam absolutamente idênticas, gerando deflexões iguais, resultando em perfeita sincronismo de funcionamento. O resultado direto dessa alteração foi a duplicação dos sinais de uma semi-asa para alimentar a FPDU, evitando assim, a duplicação de um subsistema “pesado” no que se refere a desempenho, cujos dados seriam, novamente, idênticos.

Dessa forma, as divergências às especificações originais foram simplificações do sistema para enquadrar-se nos específicos estados os quais o modelo atuaria. De fato, generalizações só complicariam o modelo, resultando em baixo desempenho graças a subsistemas inativos e uma série de duplicações desnecessárias. As diferenças, então, caracterizam uma evolução do modelo primitivo.

Contudo, foram mantidas as entradas e saídas dos subsistemas para posterior atualização do modelo para simulação de situações mais globais, caso torne-se necessário no futuro.

O modelo está apresentando um comportamento qualitativo bom. Quantitativamente, pode-se observar que além da modelagem das cargas não ser perfeita, a modelagem dos atuadores também necessita de uma revisão, pois está gerando torques nos eixos flexíveis abaixo dos esperados, o que está se refletindo na obtenção de correntes nos motores também abaixo das esperadas. Já que a modelagem dos atuadores foi realizada a partir de dados fornecidos pelo fabricante e não por constatações experimentais nos ensaios, este fato nos leva a crer que os atuadores não estão se comportando exatamente como reportado pelo fabricante, constituindo motivo para um estudo posterior.

Pode-se dizer que logicamente o modelo está correto. Alguns ajustes se fazem necessários, como o citado anteriormente. Outra medida necessária é a adoção de outras estratégias na modelagem das cargas, como a consideração das cargas no início dos vôos e a utilização dos dados encontrados durante a movimentação do sistema ao invés da utilização somente dos dados do sistema estático e a interpolação entre esses dados estáticos.

Outra característica que pode ser melhorada é o fato de que no modelo atual somente a posição do sistema varia com o tempo, os outros parâmetros de entrada permanecem constantes. Seria útil que o modelo também considerasse a variação desses outros parâmetros, como atitude da aeronave e velocidade da mesma.

Essas modificações serão realizadas no futuro, visto que a motivação que levou à execução deste trabalho está cada dia mais acentuada na Embraer.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Livros

- ROSKAM, Jan. Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems. 2.ed. Lawrence, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1989. Cap. 4, p.274-280: High Lift Control Systems.
- KUO, B.C. Automatic Control Systems. 7.ed. Prentice-Hall, 1995. Cap. 3, p.135-148: Modeling Dynamic Systems.
- RASHID, Muhammad H. Eletrônica de Potência: Circuitos, Dispositivos e Aplicações. 1.ed. MAKRON Books, 1999. Cap. 5, p.213-216: Retificadores Controlados.
- BAZZO, Walter Antonio ; PEREIRA, Luiz Teixeira do Vale. Introdução à Engenharia. 3.ed. Editora da UFSC, 1993. Cap. 2: Pesquisa Tecnológica.
- JUVINALL, Robert C. ; MARSHEK, Kurt M. Fundamentals of Machine Component Design. 2.ed. John Wiley & Sons, 1991. Cap. 10, p.345-353: Power Screws.

Materiais Especiais (Embraer)

- ANDRADE, Donizeti de. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica. São Paulo, 1999. 254p. Apostila de notas de aula.
- EMBRAER. ERJ-145 Flap Control System Description. São José dos Campos, 1994. 107p. Documento Técnico.
- EMBRAER. Fluxo de Informações para Redução de Dados em Ensaio. São José dos Campos. 59p. Apostila de treinamento.
- EMBRAER. Technical Report nº145-FC-56 Flap Control Systems – Reports from suppliers Volume 2. Coletânea de relatórios dos fornecedores
- EMBRAER. Technical Report nº145-FC-56 Flap Control Systems – Reports from suppliers Volume 3. Coletânea de relatórios dos fornecedores
- EMBRAER. Technical Report nº145-FC-56 Flap Control Systems – Reports from suppliers Volume 10. Coletânea de relatórios dos fornecedores

APÊNDICES

A DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE FLAPE DA AERONAVE ERJ-145 [fonte: ERJ-145 Flap Control System Description]

O sistema de flape utilizado na aeronave ERJ-145 é um sistema de atuação mecânica, mas que é alimentado por energia elétrica e que utiliza sinais eletrônicos para comando e controle. É um sistema projetado para garantir uma movimentação segura e confiável dos painéis de flape ao comando do piloto.

Existem dois painéis em cada asa, sendo um interno e outro mais externo, e ambos são localizados no bordo de fuga das asas. Cada painel é movimentado por dois atuadores constituídos por parafusos sem fim, cada um localizado nas extremidades de cada painel. Todos os painéis da aeronave são movimentados sincronizadamente graças à utilização de segmentos de eixos flexíveis que percorrem ambas as asas, ao longo de seu comprimento até atingirem os atuadores mais externos em cada asa.

O sistema possui uma alavanca de comando (**FSL**) através da qual o piloto determina a posição desejada para os painéis. Esta alavanca se comunica com a unidade eletrônica de comando e controle do sistema (**FECU**), responsável pela implementação do procedimento necessário para o posicionamento dos painéis na posição indicada pela alavanca de comando. A **FECU** é constituída por dois canais idênticos e independentes, responsáveis pelo comando e controle dos procedimentos. Durante a operação normal do sistema, ambos os canais são operados simultaneamente. Cada canal é composto de sensores dedicados, eletrônica de controle e motores elétricos

DC sem escovas. A eletrônica constituinte de ambos os canais se encontra selada dentro da unidade FECU.

Cada um dos canais da FECU possui uma configuração que incorpora duas seções: uma controladora e outra monitora. Estas seções realizam uma malha fechada e uma avaliação de falhas baseando-se em suas entradas que são o sinal de comando e os sinais de realimentação. As duas seções de cada canal são sincronizadas pelos dados de comando e estado do sistema que exigem uma concordância antes que sejam comandados os motores elétricos. Qualquer uma das duas seções pode interromper a movimentação do motor elétrico respectivo àquele canal desativando os respectivos relês de comando.

Cada um dos dois motores DC sem escovas (**FDMU**) é comandado e controlado por um canal distinto pertencente à FECU. Cada canal da FECU implementa um controle de velocidade sobre o respectivo motor DC.

Os dois motores elétricos são acoplados a uma caixa redutora (**FPDU**), que soma as velocidades dos dois motores e aplicando uma relação de redução, fornece a velocidade resultante para eixos flexíveis que irão transmiti-la, juntamente com o torque resultante, para todos os 8 atuadores dispostos ao longo da asa. Cada um dos motores fornece dados de posição para o respectivo canal através de um resolver (**FPTU**); estes dados são enviados para o sistema de informação do piloto (**EICAS**) e para o sistema de proteção contra stall (**SPS**). Além disso, cada um dos motores possui um freio normalmente fechado (**MTB**) que impede o rotor dos mesmos de girar quando não estiverem sendo comandados.

Conectados aos atuadores mais externos em cada asa, existem sensores de velocidade (**FVS**) que enviam dados para a FECU (ambos os

sensores enviam dados para os dois canais da FECU). A partir destes dados a FECU conclui se todos os eixos flexíveis estão operando corretamente ou se algum deles rompeu.

Quando o sistema de flape não está sendo atuado, sua posição é mantida através da ação de um freio normalmente aplicado (**FTB**), que ao ser alimentado libera os eixos flexíveis e os mesmos podem girar acionando os atuadores. Estes freios (um em cada asa) se localizam entre os atuadores dos painéis externos.

Conectados à entrada dos atuadores mais internos de cada painel existe um componente (**FAGB**) que visam atenuar a curvatura imposta aos eixos flexíveis. Constitui-se de caixas de transmissão por engrenagens cuja relação de transmissão é unitária e que mudam a direção do eixo de rotação em 50° para os FAGB acoplados aos atuadores dos painéis mais internos e em 30° para os acoplados aos atuadores dos painéis mais externos.

Acoplados ao eixo de entrada de cada atuador, existe um dispositivo que limita o torque transmitido aos eixos flexíveis, visando evitar a sobrecarga do respectivo atuador e consequentemente da própria estrutura da aeronave.

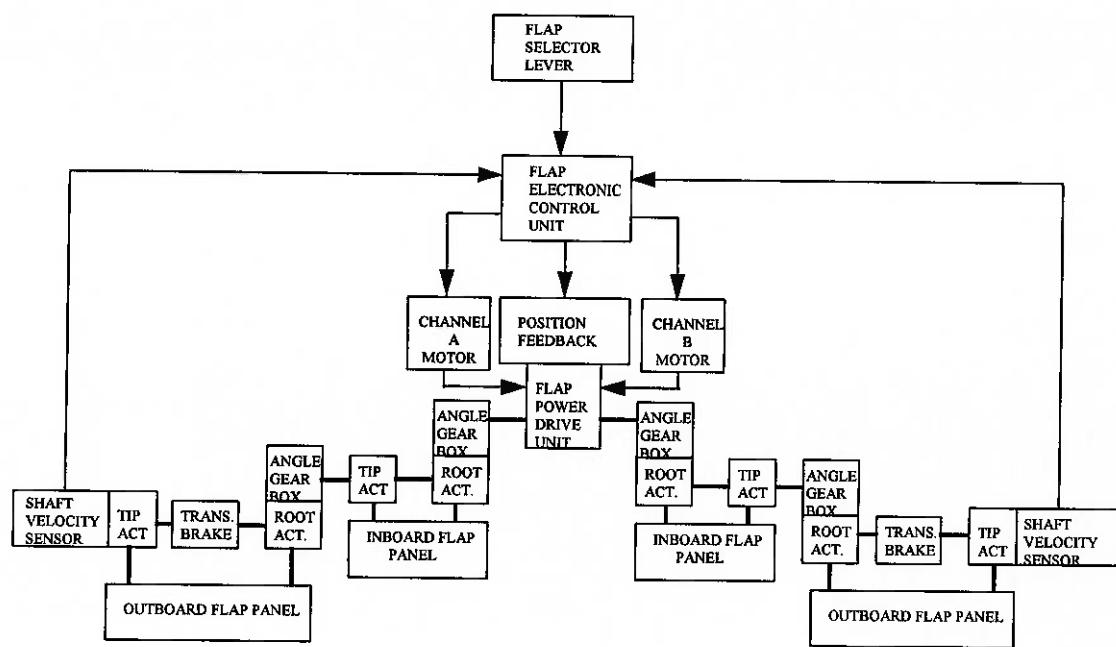


Figura A-1: Diagrama de Blocos do Sistema de Flape da Aeronave ERJ-145

A.1 Descrição dos Componentes

Motores Elétricos (FDMU)

Conforme citado anteriormente, os dois motores utilizados no sistema de flape são motores elétricos DC brushless. Como tais utilizam imãs permanentes associados ao rotor e utilizam um resolver para realizar o controle da comutação e da velocidade dos motores. Neste caso específico são utilizadas três fases para o enrolamento do estator. Motores brushless são utilizados porque são classificados para operação em ambientes explosivos.

A seguir são apresentados alguns parâmetros dos motores DC:

Resistência entre os dois terminais: $0,1 \Omega \pm 12,5\%$;

Indutância entre os dois terminais: $0,055 \text{ mH}$;

Constante de Força Contra-eletromotriz: $0,0177 \text{ V/rad/s}$;

Coeficiente de amortecimento: $0,00312 \text{ Nm/rad/s}$;

Inércia do rotor: $1,554\text{e-}5 \text{ kgm}^2$.

Transdutor de Posição (FPTU)

Como já citado, o FPTU é responsável pela indicação da posição do eixo de saída da FPDU. O mesmo é conectado à FPDU a partir de uma caixa de transmissão auxiliar, com características que lhe garantem um mínimo de folga. É composto por dois brushless resolvers, sendo um para cada canal da FECU. Como características relevantes, podem ser citadas a relação de transmissão entre o eixo de saída da FPDU e o mesmo como sendo 810.67:1 (redução interna à FPDU), e a acurácia de sua indicação, que é de 0.75° . O

mesmo fornece à FECU um sinal de tensão analógico que é proporcional à posição angular do eixo de saída da FPDU. A relação entre a posição dos resolvers e a posição dos painéis pode ser representada através da seguinte expressão:

$$y = 0,0022*x^3 - 0,2621*x^2 + 13,17*x + 24,427$$

onde a variável x representa a deflexão dos painéis em graus e y a posição dos resolvers também em graus.

Caixa de Redução (FPDU)

A FPDU se constitui de uma caixa de engrenagens cuja função é somar as velocidades angulares provenientes dos dois motores e sobre o resultado aplicar uma redução, fornecendo o torque e a velocidade angular resultantes para as duas saídas, uma para cada semi-asa. As duas saídas são solidárias, pois um único eixo é responsável por seu acionamento.

Estas características garantem que o sistema continue operacional no caso de uma falha de qualquer um dos motores. Neste caso, o sistema simplesmente se movimenta com a metade da velocidade nominal.

Como características relevantes para o presente trabalho, podem ser citadas a relação de transmissão entre a soma das velocidades angulares dos motores elétricos e a velocidade angular do eixo de saída, que é de 15.385:1, e a ineficiência da transmissão, que é de cerca de 10%.

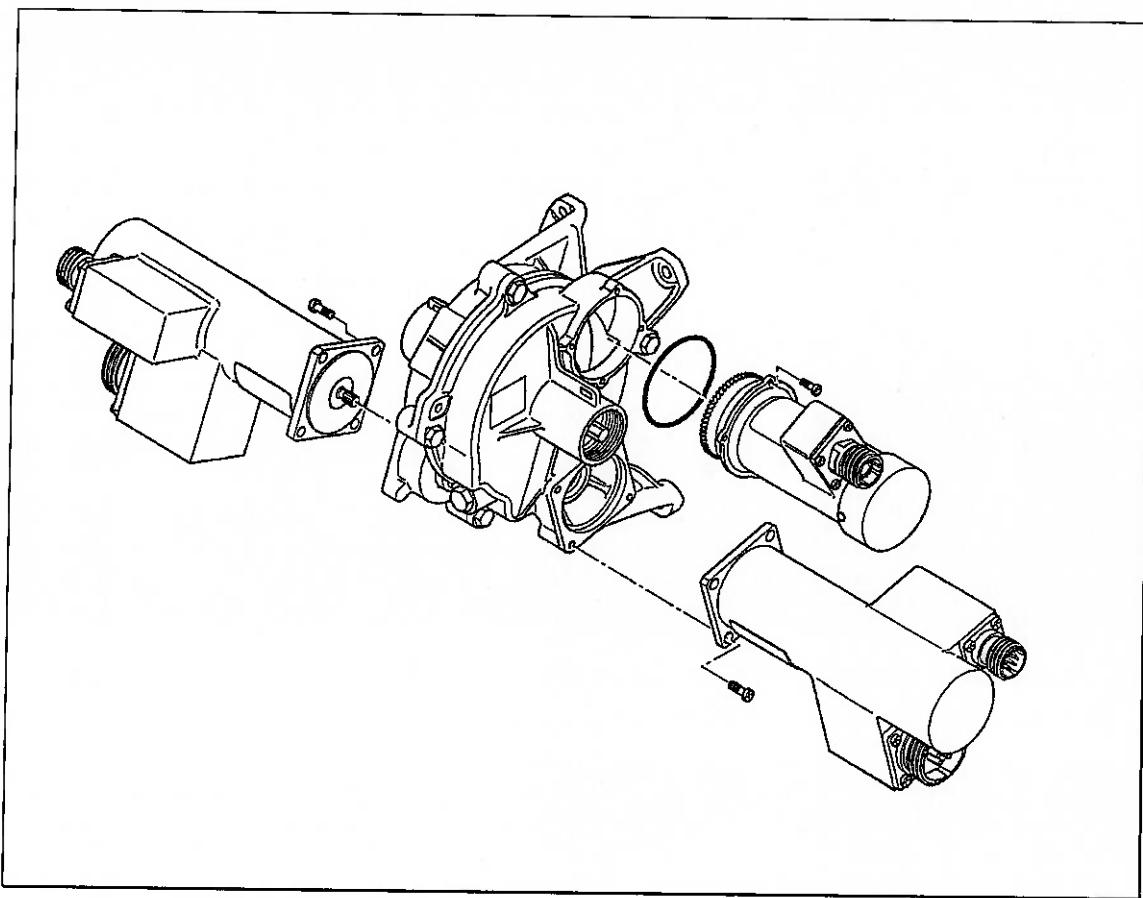


Figura A-2: Esquema de Montagem da FPDU (Centro), Motores Elétricos e Transdutor de Posição

Flap Screwjack Actuators (FSA)

Os atuadores do sistema de flape da aeronave ERJ-145 são atuadores mecânicos compostos basicamente por um fuso de esferas acoplado a uma redução. Os fusos são conectados aos respectivos painéis através de um elemento denominado “gimbal”. A conexão do “gimbal” com o fuso possui múltiplos circuitos independentes de esferas. O diâmetro das esferas é de 3.5 mm em todos os atuadores.

À saída da redução é aplicado um limitador de torque cuja função é impedir que um comando inadvertido do sistema movimente os painéis para uma posição imprópria para determinada velocidade da aeronave, o que poderia resultar em danos ao sistema e à própria estrutura da aeronave. Os

atuadores são movimentados pela FPDU, através de uma linha formada por segmentos de eixos flexíveis e os próprios atuadores localizados à montante.

Cada um dos dois painéis por semi-asa possui dois atuadores, cada um localizado num dos extremos do painel. O atuador mais à raiz da asa é classificado como atuador 1. Este número aumenta em direção à ponta da asa. Os atuadores para as mesmas posições em cada semi-asa são intercambiáveis, ou seja, são idênticos. Todos os atuadores possuem a mesma filosofia de projeto, procurando a máxima comunalidade entre seus componentes. As diferenças principais entre os atuadores de uma mesma semi-asa são o curso do fuso, o comprimento do fuso, a redução, eficiência e o valor ajustado para a limitação de torque.

A tabela abaixo mostra os valores de redução, curso, diâmetro do fuso e o passo da rosca para cada um dos atuadores:

| Actuator | FSA 1 | FSA 2 | FSA 3 | FSA 4 |
|---------------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| Jack Head Ratio | 1:7.681 | 1:11.527 | 1:7.637 | 1:11.100 |
| Nominal Stroke (mm) | 394.82 | 263.09 | 397.09 | 273.21 |
| Screw Diameter (mm) | 20.0 | 20.0 | 20.0 | 20.0 |
| Screw Pitch (mm) | 5.0 | 5.0 | 5.0 | 5.0 |

Apresenta-se abaixo uma figura de um atuador do sistema de flape da aeronave ERJ-145:

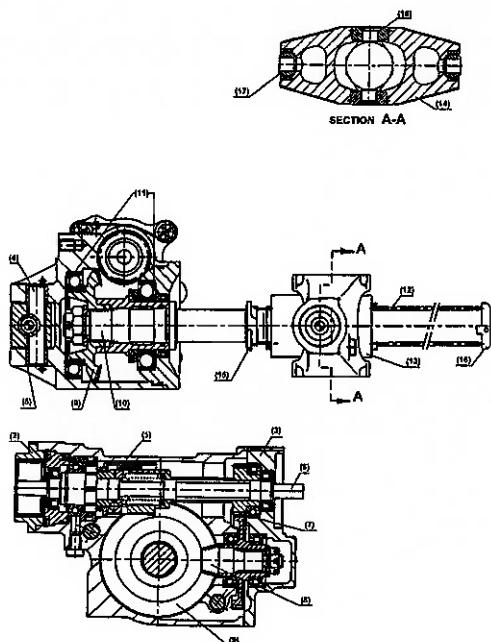


Figura A-3: Flap Screwjack Actuator

Limitadores de Torque

Um sistema de flape deve ser capaz de atuar sob as mais severas condições de operação. Portanto a potência disponibilizada pelo sistema está consideravelmente acima da potência requerida por cada um dos atuadores separadamente. Quando ocorre um travamento em algum dos atuadores, este passa a consumir localmente uma potência muito maior do que a especificada, podendo ocasionar danos ao próprio atuador ou mesmo à estrutura da aeronave.

A função do limitador de torque é travar o eixo de entrada do atuador quando a diferença entre os torques de entrada e saída do atuador ultrapassa um certo valor determinado. A determinação deste valor é simples: existe um valor de carga que o atuador deve suportar por requisito (“minimum stall load”). Este valor deve ser alcançado mesmo na condição de pior eficiência do atuador. A eficiência dos atuadores é função da temperatura, pois está

diretamente ligada à variação da viscosidade dos lubrificantes presentes tanto internamente ao “bloco” do atuador quanto internamente ao acoplamento entre fuso e gimbal.

Conhecendo-se a situação em que se dá a pior eficiência do atuador, determina-se o torque requerido pelo para suportar a carga requisitada. Este valor de torque passa a ser então o valor ajustado para este equipamento. É claro que em outras condições, o atuador vai acabar suportando uma carga superior à carga de requisito antes do limitador travar.

Abaixo pode ser observada uma ilustração com detalhes referentes ao mecanismo do limitador de torque:

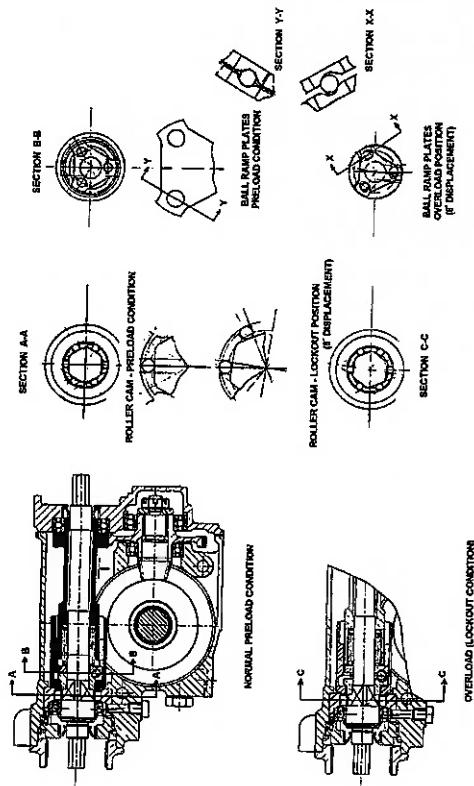


Figura A-4: Mecanismo do Limitador de Torque

Na seção B-B existem duas superfícies idênticas com saliências destinadas a acomodar esferas quando as superfícies na mesma posição angular. Uma superfície é solidária ao semi-eixo de entrada e a outra é solidária ao semi-eixo de saída. Estas superfícies são mantidas juntas graças à força exercida por uma mola. A força exercida pela mola é tal que quando a diferença entre os torques presentes nas duas superfícies ultrapassa o valor crítico as duas superfícies começam a se afastar e com isso aparece uma diferença de posição angular entre elas. Isso porque existe uma rampa nas saliências das superfícies, sincronizando deslocamento angular e axial.

A superfície solidária ao semi-eixo de saída é solidária também a uma "camisa" à qual, na seção A-A, estão solidários 6 roletes colocados em contato com o eixo de entrada sextavado. Quando ocorre uma diferença de posição angular entre as superfícies da seção B-B de aproximadamente 8° ocorre um travamento entre o sextavado e os roletes, travando assim os eixos de entrada e saída.

As curvas dos torques limites expressos em N*m dos limitadores em função da temperatura em graus Celsius são fornecidas abaixo:

$$\text{Limitador do atuador 1: } y = 1E-06*x^3 - 4E-05*x^2 - 0,0043*x + 1,4184$$

$$\text{Limitador do atuador 2: } y = -1E-07*x^3 + 3E-05*x^2 - 0,0018*x + 0,9247$$

$$\text{Limitador do atuador 3: } y = -1E-07*x^3 + 1E-06*x^2 - 0,0005*x + 2,1702$$

$$\text{Limitador do atuador 4: } y = 2E-05*x^2 - 0,0015*x + 0,9522$$

A.2 Controles Implementados na FECU

Controle de Posição

O controle da posição dos painéis implementado na FECU é realizado em malha aberta, pois a posição final dos painéis logo após a movimentação não é conhecida pelo sistema. No instante de ativação do sistema (quando se inicia o fornecimento de energia elétrica), o sistema não se move, mesmo que a posição dos painéis seja diferente da posição ajustada na alavanca de comando. Para que a movimentação do sistema seja habilitada, é necessário que a alavanca de comando seja erguida e liberada, qualquer que seja a posição final. Se a alavanca for liberada na posição correspondente à posição atual dos painéis, os mesmos não se movimentarão. Em caso contrário, o sistema é habilitado e a primeira operação é a definição do sentido correto de movimentação.

Para realizar a definição da direção do movimento, a FECU compara a posição atual dos painéis fornecida pelo FPTU com a posição desejada para o sistema. Determinada a direção correta de movimentação, o sistema inicia a movimentação em si na velocidade máxima “full speed”, cerca de 10000 rpm para o intervalo 0°-22° ou 7956 rpm para o intervalo 22°-45°. O sistema se movimenta nessa velocidade até que os painéis atinjam uma janela de posicionamento. Estando os painéis dentro desta janela, o sistema diminui sua velocidade para a velocidade de posicionamento “positioning speed”, cerca de 3880 rpm. Quando o sistema atinge o intervalo de parada, o motor reduz sua velocidade para zero, passando a atuar como freio motor. Eventuais desvios com relação à posição nominal desejada não serão eliminados, ou seja, nenhuma medida será tomada para sua redução. Em todos os momentos a posição dos painéis é obtida a partir do FPTU.

Controle de Velocidade dos Motores

A FECU realiza um controle em malha fechada da velocidade dos motores. A saída do comando de velocidade é comparada com o sinal de velocidade retornado pelos resolvers dos motores e a diferença é utilizada como entrada (tensão de referência) para um PWM que realiza o acionamento dos motores. O PWM utiliza uma onda triangular de 20 kHz de freqüência para o controle da largura dos pulsos de tensão enviados aos motores. A altura dos pulsos é de 28 V (tensão proveniente diretamente do cabeamento da aeronave).

Controle da Assimetria

O sincronismo de posição de todos os painéis de flape é garantido mecanicamente pelo acoplamento entre todos os segmentos de eixo flexíveis, esteja o sistema em movimento ou não. Quando o sistema se encontra estabilizado em uma posição, dois mecanismos garantem que os painéis conservem sua simetria, mesmo que ocorra um desacoplamento dos eixos flexíveis em algum ponto:

Os FTBs e os MTBs se encontram aplicados, impedindo o movimento dos painéis;

A FECU mantém um monitoramento redundante do sincronismo dos painéis. Cada um de seus dois canais realiza a leitura do FPTU e dos FVSs, verificando a concordância entre cada FVS e o FPTU. Para isso, cada canal realiza a contagem dos pulsos enviados pelos FVSs e os compara com a posição indicada pelo FPTU. Se não ocorrer a concordância, a FECU não permite a movimentação dos painéis, indicando “FLAP FAIL” no EICAS. Ou

seja, se houver um desacoplamento em algum instante dos eixos flexíveis, não surgirá assimetria devido à aplicação dos freios, e se por algum motivo o sistema já tiver sido estabilizado em uma situação de assimetria, o controle não permitirá que o sistema seja movimentado.

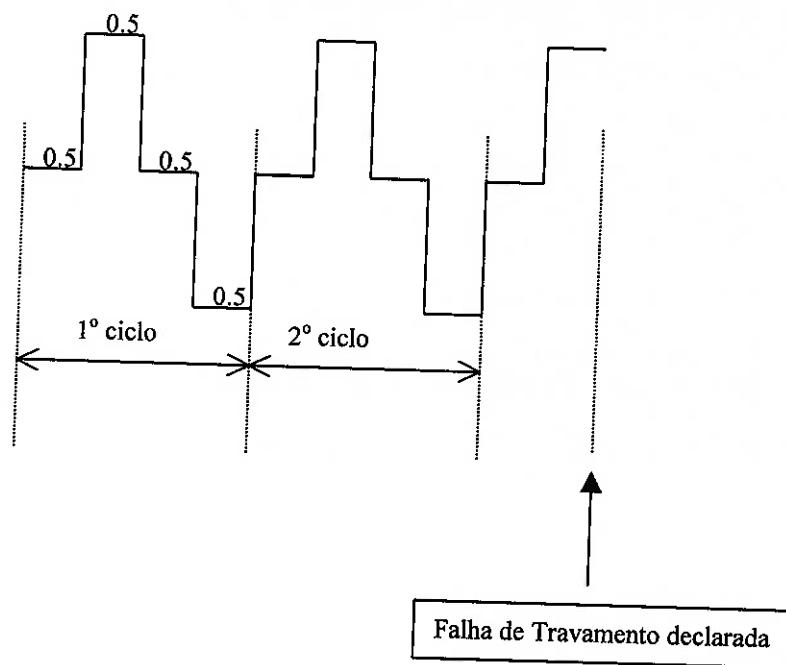
No caso da ocorrência de uma falha durante a movimentação do sistema, seja devido a um desacoplamento de eixos flexíveis, seja devido à falha mecânica de algum componente do sistema, o monitoramento redundante realizado pela FECU já citado permitirá a movimentação do sistema até o instante em que a assimetria atinja 2°. Neste instante os motores serão desligados e os freios aplicados, sendo que a tripulação receberá a mensagem “FLAP FAIL”. A única forma de retirar o sistema deste estado de falha é reiniciar o sistema ou por desligamento ou através da utilização do botão de RESET do sistema.

Monitoramento de Travamento do Sistema

A FECU monitora a corrente consumida pelos motores, declarando uma falha quando a mesma excede 55 Ampères (o monitoramento de corrente se realiza somente enquanto o sistema está em movimento, ou a alavanca de comando não foi retirada da posição anterior). Este tipo de falha geralmente é causado pelo travamento do sistema (principalmente devido ao travamento de um dos vários limitadores de torque), mas poderia ser causado pela falha de abertura de um dos freios do sistema (MTBs ou FTBs). Quando ocorre esta situação, a FECU espera 500 ms, então tenta mover o sistema novamente na

direção do comando. Se a situação de travamento persiste, ela aguarda outros 500 ms e tenta mover o sistema na direção contrária à de comando. Se o sistema se mantiver travado, o sistema realizará este ciclo mais uma vez e meia, declarando uma falha de travamento do sistema após a terceira tentativa de movimentar o sistema na direção do comando.

Se durante as tentativas de movimentação do sistema na direção de comando o sistema é liberado por mais de 640 ms, o processo se inicia novamente.



B Anemometria [fonte: Fluxo de Informações para Redução de Dados em Ensaio]

Este apêndice visa apresentar conceitos de Mecânica dos Fluidos utilizados na tarefa de medição da velocidade de uma aeronave em vôo, além de apresentar definições de grandezas comumente citadas na literatura de Engenharia Aeronáutica e utilizadas pelos profissionais da área.

Medição de velocidade

Em um objeto sujeito a um fluxo de ar, existe um ponto de estagnação onde a velocidade do fluxo é zero. O fluxo de ar à frente do objeto possui uma certa pressão dinâmica além da pressão ambiente (estática). No ponto de estagnação, a velocidade do fluxo cai a zero, resultando num aumento da pressão estática nesse ponto. A pressão no ponto de estagnação corresponde portanto à pressão total do fluxo que é igual à pressão dinâmica mais a pressão estática. O aumento da pressão estática no ponto de estagnação, desprezando os efeitos de viscosidade e fricção, é igual à pressão dinâmica do fluxo livre.

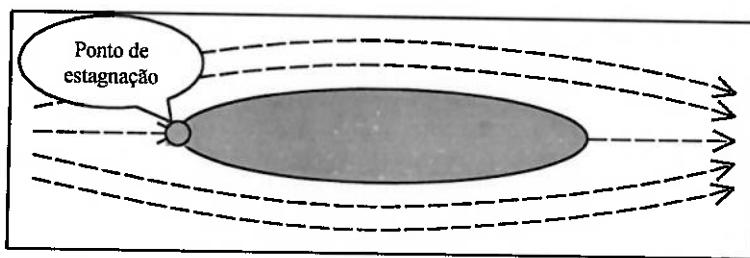


Figura B-1: Fluxo através de um perfil

A medida de pressão do fluxo de ar não perturbado é fundamental para indicação da velocidade do vôo. O método utilizado para indicar a velocidade é

simplesmente o de realizar uma medida de pressão dinâmica do fluxo de ar que é relacionada com uma velocidade. O instrumento utilizado, esquematizado na figura abaixo, consiste de um tubo “coletor” da pressão total p_t do fluxo de ar no ponto de estagnação e de um tubo “coletor” da pressão ambiente p_a (num ponto não sujeito à pressão dinâmica).

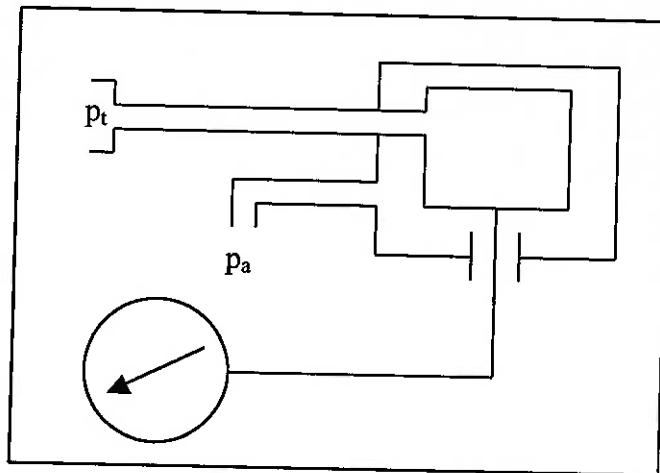


Figura B-2: Esquema de um medidor de Velocidade

A diferença entre a pressão total e a pressão ambiente é igual à pressão dinâmica:

$$p_t - p_a = p_d$$

Entretanto, nota-se que na utilização deste equipamento ocorre o surgimento de desvios como na utilização de qualquer outro instrumento de medida. Devido a isto, correções devem ser aplicadas sobre os valores encontrados. Na aeronáutica são definidos vários valores para uma determinada velocidade de voo, conforme pode ser observado abaixo.

INDICATED AIR SPEED

A “indicated air speed” (IAS) é a velocidade indicada pelo instrumento para uma dada condição de vôo. Fatores como altitudes diferentes da do nível do mar, erros da instrumentação e/ou instalação, compressibilidade, etc., podem causar grande variação entre a velocidade indicada e a velocidade real.

CALIBRATED AIR SPEED

A “calibrated airspeed” (CAS) é o resultado da correção da IAS quanto a erros devido à posição ou localização da instalação do instrumento. O erro do instrumento deve ser pequeno de modo que se torne desprezível.

EQUIVALENT AIR SPEED

A “equivalent airspeed” (EAS) é o resultado da correção da CAS quanto a efeitos de compressibilidade. Em grandes velocidades, a pressão de estagnação coletada pelo tubo não representa a pressão dinâmica do fluxo devido à amplificação por compressibilidade.

TRUE AIR SPEED

A “true airspeed” (TAS) é o resultado da correção da EAS quanto à densidade do ar e altitude. Como o indicador de velocidade é calibrado para pressões dinâmicas nas condições do nível do mar, variações na densidade do ar devem ser consideradas.

$$(TAS)^2 \rho = (EAS)^2 \rho_0 \text{ ou, } TAS = EAS \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

Cálculo da Temperatura TAT

A temperatura TAT (True Air Temperature) é a temperatura apresentada pelas superfícies da aeronave em contato direto com o fluxo aerodinâmico. Esta temperatura é sempre maior do que a temperatura atmosférica local, devido ao atrito das superfícies com o fluxo aerodinâmico. A temperatura TAT em graus Celsius pode ser calculada pela seguinte expressão, quando a altitude de medição é menor do que 36089 feet:

$$TAT(^{\circ}C) = (T_0(K) - 0.0019812 * hp) * (1 + 1.312E - 4 * \frac{EAS^2(kt)}{(1 - 6.87536E - 6 * hp)^{5.25613} * T_0(K)}) - 273.15$$

onde T_0 é a temperatura ao nível do mar e hp é a altitude em pés. Caso a altitude de medição seja superior à 36089 ft, a expressão para o cálculo da TAT em graus Celsius se torna a seguinte:

$$TAT(^{\circ}C) = 216.66 * (1 + 1.312E - 4 * \frac{EAS^2(kt)}{0.22336 * e^{\frac{36089-hp}{20805.7}} * T_0(K)}) - 273.15$$

onde se utiliza a mesma notação da expressão anterior.

C Programas DataMgr 2 e G2

O programa DataMgr 2 foi criado para auxiliar o processamento dos dados dos ensaios em vôo. Ele consiste de um módulo compilador de arquivos e um módulo filtro de dados. O módulo compilador recebe como entrada arquivos texto contendo dados de um ou mais trechos de um ensaio, gerando um único arquivo binário de formato “FDT” (formato proprietário). O módulo filtro recebe a saída do compilador, gerando um arquivo também no formato “FDT”, porém contendo informações filtradas.

O programa G2 é um gerenciador de gráficos que visa complementar o DataMgr 2. Ele recebe como entrada um ou vários arquivos binários no formato “FDT” e cria um “workbook” (um arquivo .XLS). Em seguida coloca os dados previamente selecionados na “worksheet” plan1 e por fim cria um gráfico do tipo dispersão xy.

C.1 Módulo compilador

O módulo compilador tem as funções de converter arquivos texto em binário, agrupar os parâmetros de interesse, e se for desejado, agrupar diferentes trechos de um vôo.

| | A | B | C | D | E | F |
|----|---|---|---|---|---|---|
| 7 | | | | | | |
| 8 | | | | | | |
| 9 | | | | | | |
| 10 | | | | | | |
| 11 | | | | | | |
| 12 | | | | | | |
| 13 | | | | | | |
| 14 | | | | | | |
| 15 | | | | | | |
| 16 | | | | | | |
| 17 | | | | | | |
| 18 | | | | | | |
| 19 | | | | | | |
| 20 | | | | | | |
| 21 | | | | | | |
| 22 | | | | | | |
| 23 | | | | | | |
| 24 | | | | | | |

Auto Compiler

| GO | | |
|------------|--------------------------|---|
| Source Dir | E:\Fernando\Temb\Ensaios | |
| Dest Dir | E:\Fernando\Temb\Ensaios | |
| 0:01:59 | 0:10:00 | 8 |
| Done | | |

| Flight Dir | Sub Directory Listing | Data Files |
|------------|---------------------------|-------------|
| 1245 | takeoff;b;12_19;34_36 | loadsheet |
| 1246 | takeoff;b;c;4_11;13_20;22 | motor1sheet |
| 1252 | takeoff;b;1;4_11;22_29;31 | motor2sheet |
| 1310 | takeoff;c;7 | playsheet |
| 1314 | c;3 | tdpsheet |
| 1315 | takeoff;c;d;e;6 | tempsheet |
| 1318 | takeoff;c;d;7 | torquesheet |

Figura C-1: Interface Gráfica com o Módulo Compilador

A compilação dos arquivos é um processo totalmente automático. O sistema irá compilar seqüencialmente os dados dos vôos listados no campo Flight Dir até a última entrada. Para cada vôo, existe uma lista de trechos de interesse representada na coluna “Sub Directory Listing”, na qual a denominação de cada trecho deve ser escrita após a anterior separada por ponto e vírgula. Cada trecho representa uma sub-pasta contida na pasta do vôo. Cada sub-pasta possui um grupo de arquivos comuns, listados no campo “Data Files”.

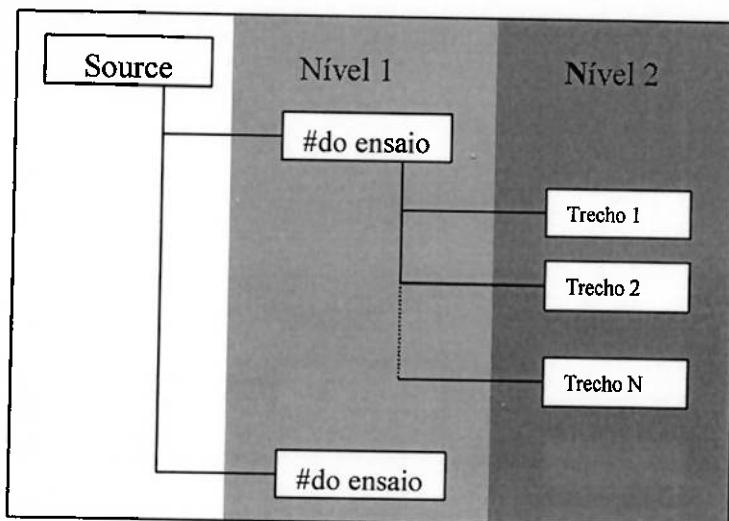


Figura C-2: Diagrama representativo da estrutura de diretórios dos dados dos ensaios em vôo.

Os arquivos de entrada devem estar organizados em uma estrutura de dois níveis de subdiretórios: o primeiro nível deve possuir um subdiretório para cada vôo, sendo que esses devem ser identificados por um nome igual ao número do ensaio. O segundo nível, localizado abaixo do primeiro, deve conter tantos diretórios quanto especificados pelo campo “Sub Directory Listing”. Os nomes desses subdiretórios devem corresponder aos nomes listados. Dentro de cada subdiretório do segundo nível devem ser encontrados arquivos que correspondam aos especificados pela coluna “data files”. O caminho onde o primeiro nível de diretórios está localizado é representado pelo campo “Source Dir” no painel de controle do módulo.

O sistema retornará um arquivo para cada vôo, cujo nome é dado pelo número identificador do ensaio mais a extensão “.fdt”, separados por um ponto. O caminho completo do arquivo de destino será o conteúdo do campo “Dest Dir” do painel de controle do módulo mais o nome do arquivo de destino, colocando assim todos os ensaios compilados em um mesmo diretório.

Os arquivos de entrada devem estar formatados como tabela de dados, com o nome de cada coluna na primeira linha do arquivo. A separação entre dois valores de uma mesma linha deve ser feita por um caractere de tabulação.

C.2 Módulo filtro

O Módulo filtro tem o objetivo de filtrar arquivos “fdt”. Ele recebe um arquivo “fdt” com uma ou mais colunas e retorna outro arquivo “fdt”, no qual as linhas remanescentes possuem um valor de uma coluna de referência dentro de uma faixa pré-definida. O arquivo “fdt” original não é destruído.

| G | H | I | J | K | L |
|----|---------|---------|-------|-----------|---|
| 7 | | | | | |
| 8 | | | | | |
| 9 | | | | | |
| 10 | | | | | |
| 11 | | | | | |
| 12 | | | | | |
| 13 | 0:01:46 | ##### | 5 | | |
| 14 | | | | | |
| 15 | | | | | |
| 16 | | | | | |
| 17 | Param | Mean | Delta | File | |
| 18 | A727551 | 1,0935 | 0,1 | Arq_A.fdt | |
| 19 | A727551 | 4,1106 | 0,1 | Arq_B.fdt | |
| 20 | A727551 | 6,0071 | 0,1 | Arq_C.fdt | |
| 21 | A727551 | 6,65271 | 0,1 | Arq_D.fdt | |
| 22 | A727551 | 8,78123 | 0,1 | Arq_E.fdt | |
| 23 | | | | | |
| 24 | | | | | |

Figura C-3: Detalhe do módulo filtro do DataMgr2

Assim como o módulo compilador, o módulo filtro realiza a criação automática de vários arquivos. Ele executará sucessivos filtros em um mesmo arquivo até a última entrada do campo “Param”.

O campo “Param” se refere à coluna à qual se deseja “guiar” o filtro, isto é, se refere à coluna de referência. O campo “mean” representa o valor de permeabilidade do filtro. O campo “Delta” por sua vez representa o valor da

variação aceitável de uma posição na coluna de referência. Um valor da coluna de referência será permeável ao filtro se estiver na seguinte situação:

```
mean - delta ≤ Param(pos) ≤ mean + delta
```

O campo “File” se refere ao arquivo de destino. O campo “Dest Dir” no painel de controle do módulo, mais o nome do arquivo de destino, resultará no caminho completo do resultado da filtragem. Desta forma, todos os arquivos resultantes dos filtros gerados automaticamente em uma única execução deste módulo serão gravados sob um mesmo diretório.

C.3 *Programa G2*

O programa G2 surgiu como uma melhoria do sistema gerador de gráficos da primeira versão do DataMgr. Devido à necessidade de maior flexibilidade na produção de gráficos, o módulo gerenciador de gráficos foi desvinculado do DataMgr e implementado como uma planilha independente.

| Graphic generator | | | | | |
|-------------------|------------------------------------|-----------------------------------|--------|-----------|-------------------------------------|
| Central | | | | | |
| Table: | ESA-4 Loading / PSPEED x Alta VANE | | | Print box | |
| Title: | Flight # 1320 | | | 3 | Dat. S/20 |
| | | | | Print | Close Box |
| | | | | PLT | |
| 10 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 20 0° | 1 | <input type="checkbox"/> |
| 11 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 20 9° | 2 | <input type="checkbox"/> |
| 12 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 20 18° | 3 | <input type="checkbox"/> |
| 13 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 20 22° | 4 | <input type="checkbox"/> |
| 14 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 20 45° | 5 | <input type="checkbox"/> |
| 15 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 1 0° | 6 | <input type="checkbox"/> |
| 16 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 1 9° | 7 | <input type="checkbox"/> |
| 17 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 1 18° | 8 | <input type="checkbox"/> |
| 18 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 1 22° | 9 | <input type="checkbox"/> |
| 19 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1245Var | 1 45° | 10 | <input checked="" type="checkbox"/> |
| 20 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1320Var | 5 0° | 11 | <input checked="" type="checkbox"/> |
| 21 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1320Var | 5 9° | 12 | <input checked="" type="checkbox"/> |
| 22 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1320Var | 5 18° | 13 | <input checked="" type="checkbox"/> |
| 23 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1320Var | 5 22° | 14 | <input checked="" type="checkbox"/> |
| 24 | BROWSE | E:\Fernando\Temp\Graphics\1320Var | 5 45° | 15 | <input checked="" type="checkbox"/> |

Figura C-4: Interface gráfica do módulo gerenciador de entradas do programa G2.

O G2 consiste de três subsistemas integrados. O primeiro subsistema é o gerenciador de entradas. Esse módulo controla o carregamento dos arquivos e identificação de seqüências xy. O campo “File” se refere a um arquivo “fdt” que deve ser carregado. O campo “R fat” é um número inteiro que significa fator de redução de dados. Esse campo deve ser maior ou igual a 1. Quando esse campo é igual a 1, todos os dados de uma coluna selecionada serão carregados. Quando uma entrada for $n > 1$, o sistema carregará uma posição p e pulará as $n-1$ próximas posições. O Campo “Seq Name” tem a função de identificar uma seqüência do arquivo correspondente. O campo “on/off” é utilizado para indicar se o arquivo correspondente deve ou não ser carregado.

| 8 | Table | Title 2 | |
|----|---------------------------|---------|----------------------------------|
| 9 | | | |
| 10 | A301014;A727536 | | <input type="radio"/> |
| 11 | A301014;A727537 | | <input type="radio"/> |
| 12 | A301014;A727538 | | <input type="radio"/> |
| 13 | A301014;A727539 | | <input checked="" type="radio"/> |
| 14 | A301075;A727536;/:PSPEED | | <input type="radio"/> |
| 15 | A301075;A727537;/:PSPEED | | <input type="radio"/> |
| 16 | A301075;A727538;/:PSPEED | | <input type="radio"/> |
| 17 | A301075;A727539;/:PSPEED | | <input type="radio"/> |
| 18 | A727536;A727531;-,A727532 | | <input type="radio"/> |
| 19 | A727537;A727532;-,A727533 | | <input type="radio"/> |
| 20 | A727538;A727533;-,A727534 | | <input type="radio"/> |
| 21 | A727539;A727535 | | <input type="radio"/> |
| 22 | A727511;A727536 | | <input type="radio"/> |
| 23 | A727512;A727536 | | <input type="radio"/> |
| 24 | A727511;A727537 | | <input type="radio"/> |
| 25 | A727512;A727537 | | <input type="radio"/> |
| 26 | A727513;A727538 | | <input type="radio"/> |
| 27 | A727514;A727538 | | <input type="radio"/> |
| 28 | A727513;A727539 | | <input type="radio"/> |

Figura C-5: Detalhe do Módulo Gerenciador de Tabelas do G2

O segundo subsistema objetiva indicar qual gráfico deve ser gerado. Os tipos de gráficos são definidos pelo usuário. Para definir um novo tipo de gráfico, basta entrar com um texto no campo “Table” indicando as colunas que devem compor a tabela resultante. A primeira entrada corresponderá à coordenada x do gráfico de dispersão. As demais entradas representam as ordenadas y do gráfico, resultando em “[# de entradas]-1” seqüências. Existe ainda a possibilidade de efetuar operações matemáticas elementares entre colunas destinadas a compor as ordenadas. Nesse caso, o resultado será um par (x,y) para o resultado das operações. As operações entre colunas serão executadas seqüencialmente, não importando as convenções algébricas.

O último subsistema é o gerador de gráficos propriamente dito. Ele organiza as seleções efetuadas nos dois primeiros subsistemas e gerencia a

criação do nome dos gráficos. Ele possui ainda ferramentas de automação de impressão e fechamento dos gráficos.

D Curvas de Eficiência dos Atuadores

Através do processo descrito na seção “Modelagem do Sistema de Flape”, obteve-se as seguintes curvas para as eficiências dos atuadores do sistema de flape da aeronave ERJ-145:

D.1 Atuador 1

Extensão Compressiva: $y = 1E-07*x^3 - 2E-06*x^2 - 0,0009*x + 0,8847$

Retração em tração: $y = -3E-07*x^3 + 8E-06*x^2 + 0,0013*x + 0,8359$

Retração Compressiva: $y = -1E-07*x^3 + 3E-06*x^2 + 0,0011*x + 1,1309$

Extensão em tração: $y = 5E-07*x^3 - 1E-05*x^2 - 0,0019*x + 1,1977$

D.2 Atuador 2

Extensão Compressiva: $y = -4E-07*x^3 + 6E-06*x^2 + 0,001*x + 0,9004$

Retração em tração: $y = -4E-07*x^3 - 4E-06*x^2 + 0,0018*x + 0,8588$

Retração Compressiva: $y = 4E-07*x^3 - 7E-06*x^2 - 0,0012*x + 1,1107$

Extensão em tração: $y = 5E-07*x^3 + 5E-06*x^2 - 0,0026*x + 1,1678$

D.3 Atuador 3

Extensão Compressiva: $y = -2E-07*x^3 + 1E-05*x^2 + 7E-05*x + 0,8293$

Retração em tração: $y = 2E-07*x^3 - 9E-06*x^2 - 0,0004*x + 0,8445$

Retração Compressiva: $y = 2E-07*x^3 - 2E-05*x^2 - 6E-05*x + 1,2046$

Extensão em tração: $y = -3E-07*x^3 + 1E-05*x^2 + 0,0006*x + 1,1835$

D.4 Atuador 4

Extensão Compressiva: $y = -4E-08x^3 + 8E-06x^2 - 0,0001x + 0,8692$

Retração em tração: $y = 1E-07x^3 - 9E-07x^2 - 0,001x + 0,8615$

Retração Compressiva: $y = 5E-08x^3 - 1E-05x^2 + 0,0002x + 1,1501$

Extensão em tração: $y = -2E-07x^3 + 1E-06x^2 + 0,0013x + 1,1616$

E Correlações resultantes dos Ensaios em Vôo

E.1 Correlações $T \times Q_T$. (Vôo 1252)

E.1.1 Atuador 1

0 graus $y = 0,027*x^2 - 19,106*x + 439,14$

9 graus

extensão: $y = 0,0758*x^2 - 6,803*x + 109,42$

retração: $y = 0,2771*x^2 - 21,463*x + 407,37$

18 graus

extensão: $y = 0,1021*x^2 - 1,374*x - 67,526$

retração: $y = 0,2465*x^2 - 25,175*x + 700,76$

22 graus

extensão: $y = 0,0896*x^2 - 3,6748*x + 95,589$

retração: $y = 0,5641*x^2 - 24,694*x + 330,06$

45 graus $y = 0,377*x^2 - 7,6875*x + 100,21$

E.1.2 Atuador 2

0 graus $y = 0,0534*x^2 - 10,26*x + 203,43$

9 graus

extensão: $y = 0,0424*x^2 - 0,8526*x - 0,8047$

retração: $y = 0,1513*x^2 - 7,8998*x + 158,25$

18 graus

extensão: $y = 0,0755*x^2 - 2,1126*x + 14,057$

retração: $y = 0,2326*x^2 - 9,3493*x + 93,346$

22 graus

extensão: $y = 0,0361*x^2 - 0,9608*x + 24,257$

retração: $y = 0,2755*x^2 - 10,179*x + 158,37$

45 graus $y = 0,1536*x^2 - 8,7494*x + 200,38$

E.1.3 Atuador 3

0 graus $y = 0,0808*x^2 - 15,219*x + 313,13$

9 graus

extensão: $y = 0,1334*x^2 - 1,9818*x + 9,0587$

retração: $y = 0,2102*x^2 - 19,109*x + 416,06$

18 graus

extensão: $y = 0,105*x^2 - 2,016*x + 10,827$

retração: $y = 0,2959*x^2 - 25,659*x + 501,28$

22 graus

extensão: $y = -0,0901*x^2 + 2,8793*x - 57,059$

retração: $y = 0,2448*x^2 - 19,407*x + 334,44$

45 graus $y = 0,2502*x^2 - 9,3998*x + 151,68$

E.1.4 Atuador 4

0 graus $y = 0,4436*x^2 - 15,335*x + 170,17$

9 graus

extensão: $y = 0,1853*x^2 - 8,904*x + 185,53$

retração: $y = 0,4014*x^2 - 23,733*x + 472,53$

18 graus

extensão: $y = 0,2199*x^2 - 11,759*x + 174,12$

retração: $y = 0,2195*x^2 - 33,335*x + 700,57$

22 graus

extensão: $y = 0,3037*x^2 - 8,4819*x + 54,448$

retração: $y = 0,6933*x^2 - 23,613*x + 226,33$

45 graus $y = 0,6379*x^2 - 28,824*x + 375,52$

E.2 Correlações Alpha x Q α (Vôo 1310)

E.2.1 Atuador 1

0 graus $-0.00575+0.00413*x$

9 graus

extensão: $-0.39993-0.00947*x+2.25286E-4*x^2$

retração: $-0.25826 -0.00543*x -1.54291E-4*x^2$

18 graus

extensão: -0.61553 -0.00873*x+ 3.21703E-4*x^2

retração: -0.40736 -0.00785*x -4.13498E-4*x^2

22 graus

extensão: -0.76763 -0.00839*x+ 4.89419E-4*x^2

retração: -0.51271 -0.00604*x -4.5345E-4*x^2

45 graus

extensão: -1.90379 -0.01275*x+ 5.44254E-4*x^2

retração: -1.57102 -0.02588*x+ 2.41948E-4*x^2

E.2.2 Atuador 2

0 graus -0.00575+ 0.00413*x

9 graus

extensão: -0.40166 -0.00934*x+ 2.65888E-4*x^2

retração: -0.25881 -0.00567*x -1.29738E-4*x^2

18 graus

extensão: -0.61693 -0.00891*x+ 3.63778E-4*x^2

retração: -0.41055 -0.00831*x -4.11396E-4*x^2

22 graus

extensão: -0.76557 -0.00796*x+ 4.94474E-4*x^2

retração: -0.50976 -0.00522*x -5.33924E-4*x^2

45 graus

extensão: -1.89837 -0.01249*x+ 4.51481E-4*x^2

retração: -1.56414 -0.02668*x+ 2.45809E-4*x^2

E.2.3 Atuador 3

0 graus -0.01197+4.77898E-4*x-5.26035E-4*x^2

9 graus

extensão: -0.17803+ 0.00503*x -1.27992E-4*x^2

retração: -0.1358+ 0.00431*x -1.47529E-5*x^2

18 graus

extensão: -0.44582+ 0.00111*x+ 2.41155E-4*x^2

retração: $-0.44582 + 0.00111x + 2.41155E-4x^2$

22 graus

extensão: $-0.72576 + 1.32811E-4x - 1.64527E-4x^2$

retração: $-0.48374 - 0.00127x - 5.9501E-4x^2$

45 graus

extensão: $-3.10222 + 0.00436x + 0.00256x^2$

retração: $-2.04855 - 0.0275x - 1.0418E-5x^2$

E.2.4 Atuador 4

0 graus $0.00832 + 0.0039x$

9 graus

extensão: $-0.14694 + 0.00224x - 5.92155E-5x^2$

retração: $-0.04068 - 4.90047E-4x - 1.84985E-4x^2$

18 graus

extensão: $-0.26867 - 0.00305x + 4.2526E-5x^2$

retração: $-0.07048 - 0.00566x - 4.09739E-4x^2$

22 graus

extensão: $-0.50626 -0.01138*x+ 2.6095E-4*x^2$

retração: $-0.19708 -0.01409*x -5.37657E-4*x^2$

45 graus

extensão: $-1.83569 -0.0219*x+ 3.93306E-4*x^2$

retração: $-0.72066 -0.11332*x+ 0.00224*x^2$

E.3 Correlações Velocidade (EAS) x Q_v (Melhores correlações entre as dos vôos 1245 e 1246)

Obs.: Para todos os atuadores, considerou-se carga nula na posição 0°.

E.3.1 Atuador 1

9 graus $32,85541+2,40316*x-0,06188*x^2$

18 graus $-103,16682+5,99889*x-0,10379*x^2$

22 graus $-68,39784+2,46573*x-0,10982*x^2$

45 graus $2,71917 + 3,71582 \cdot x - 0,30402 \cdot x^2$

E.3.2 Atuador 2

9 graus $186,59055 + 12,71108 \cdot x - 0,09329 \cdot x^2$

18 graus $-96,51731 + 6,4248 \cdot x - 0,07068 \cdot x^2$

22 graus $-53,67216 + 4,26515 \cdot x - 0,09026 \cdot x^2$

45 graus $11,97341 - 13,92406 \cdot x - 0,05254 \cdot x^2$

E.3.3 Atuador 3

9 graus $8,48328 + 0,30721 \cdot x - 0,03738 \cdot x^2$

18 graus $-5,96631 - 0,14248 \cdot x - 0,07009 \cdot x^2$

22 graus $-7,55366 - 1,74991 \cdot x - 0,07782 \cdot x^2$

45 graus $38,405 - 2,83282 \cdot x - 0,30991 \cdot x^2$

E.3.4 Atuador 4

9 graus $-3,67654+1,25729*x-0,02255*x^2$

18 graus $-6,38179+0,60426*x-0,04115*x^2$

22 graus $-21,95372-0,44893*x-0,07344*x^2$

45 graus $43,54873+0,61849*x-0,23924*x^2$