

WEBER DE BRITO BARBOSA

**ANÁLISE EXPERIMENTAL E SIMULAÇÃO DE
VIBRAÇÕES INDUZIDAS POR BOMBAS EM SISTEMAS
DE COMBUSTÍVEL DE AERONAVES**

**Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo
para obtenção do título de Mestre em
Engenharia.**

**São Paulo
2001**

2185-27

São Paulo
2001

BC

Orientador: Agenor de Toledo Fleury

Área de Concentração:
Automação e Controle

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo
para obtenção do título de Mestre em
Engenharia.

**ANÁLISE EXPERIMENTAL E SIMULAÇÃO DE
VIBRAÇÕES INDUZIDAS POR BOMBAS EM SISTEMAS
DE COMBUSTÍVEL DE AERONAVES**

WEBER DE BRITO BARBOSA

À minha esposa, Margarida e meus filhos, Lucas e Thiago.

AGRADECIMENTOS

Ao orientador Prof. Dr. Agenor de Toledo Fleury, pela paciência, confiança, orientações e revisões indispensáveis.

À minha família, pelo apoio, compreensão, tolerância e pelo incentivo nas horas difíceis.

À Embrær, em especial aos colegas e amigos da Gerência de Sistemas de Propulsão e da Divisão de Ensaios, pelo apoio em forma de recursos disponibilizados, discussões e ajuda indispensável durante a elaboração e complementação do trabalho.

ERRATA

ANÁLISE EXPERIMENTAL E SIMULAÇÃO DE VIBRAÇÕES INDUZIDAS POR BOMBAS EM SISTEMAS DE COMBUSTÍVEL DE AERONAVES

Página 6, 2º parágrafo:

“... defasada no tempo entre um e outro...”;

“... cuja frequência e amplitude são diretamente dependentes...”

Página 15

de: “... que podem chegar a 4,1 HPa(60 PSI)...”
para: “... que podem chegar a 4100 hPa(60 PSI) ...”

Página 18, 2º parágrafo

Leia-se: “... sem no entanto tornar o modelamento...”

Página 24

μ = Viscosidade dinâmica do fluido

Página 25

ν = Viscosidade cinemática do fluido

Página 29, Capítulo 4.5, 2º Parágrafo

Leia-se: “... amplitude infinita da vazão para determinadas frequências e vice-versa...”

Página 34, 1º Parágrafo

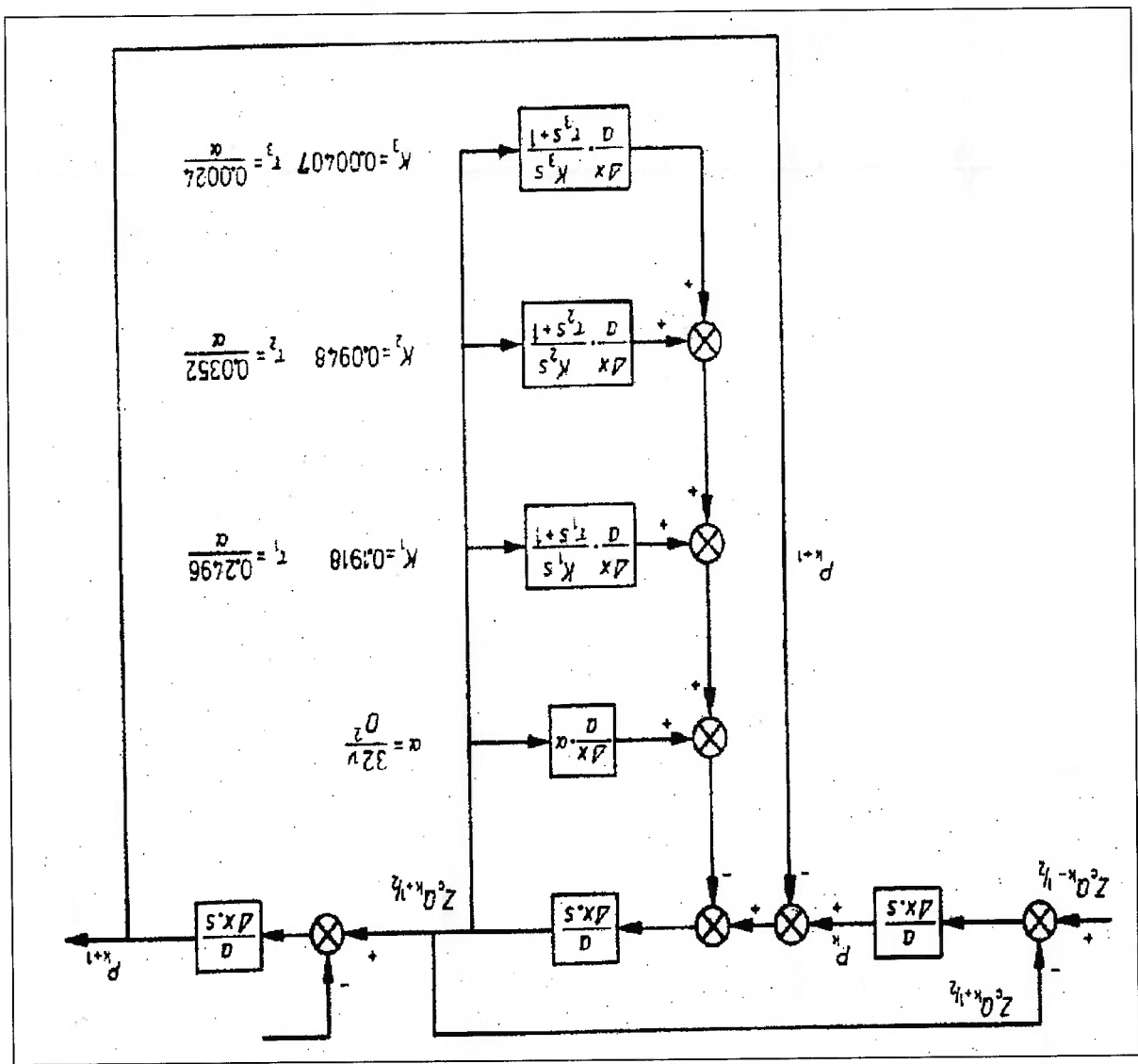
Leia-se: “...vida útil de componentes, característicos de sistemas...”

Página 45

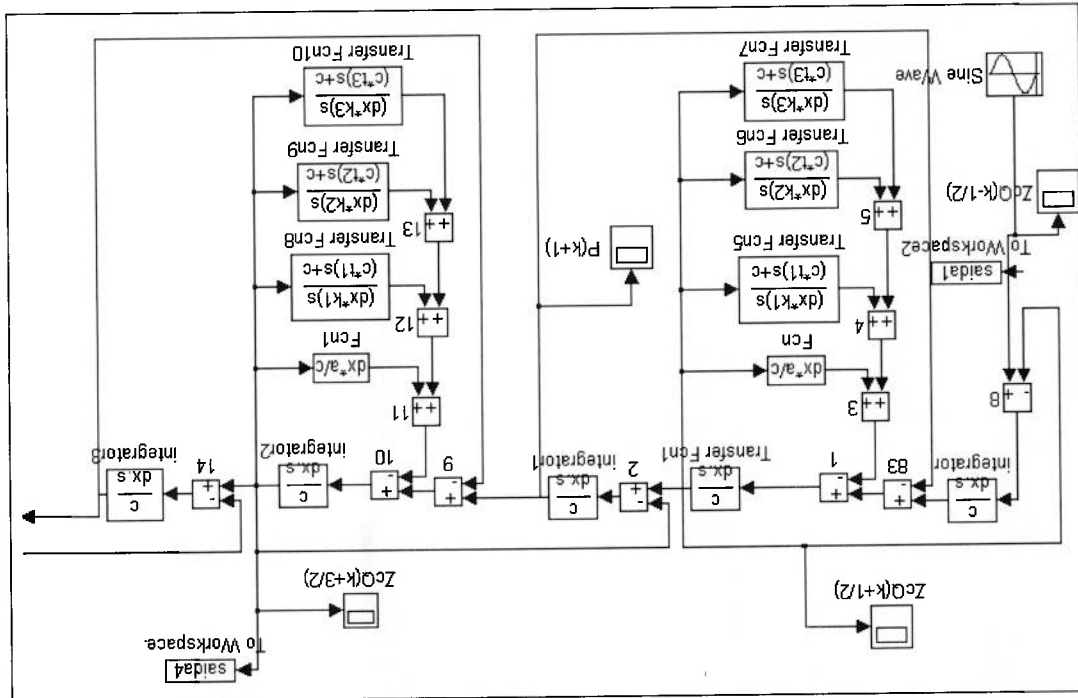
Leia-se: “A função N(s) (Equação 23, página26), pode ser aproximada por...”

Página 47, Figura 8

Substituir pela figura a seguir, para maior clareza:



Página 48, Figura 9, Substituir pela figura abaixo, corrigida:



Página 50, 4º Parágrafo
 Leia-se: "Vibrações nesta região, vindas das bombas..."

Página 54 – Figura 12

de: "... da linha é de 7 a 8 PSI(0,48 a 0,55 HPa)..."
 para: "... da linha é de 7 a 8 PSI(480 a 550 hPa)..."

Página 58

Leia-se: "... blocos de saída que transferem os dados..."

Página 60

de: "...normais atinge cerca de 2,2 HPa(32 PSI), passa a variar entre 0,40 Hpa (6 PSI) e 0,62 HPa(9 PSI)..."
 para: "...normais atinge cerca de 2200 hPa(32 PSI), passa a variar entre 400 hPa(6 PSI) e 620 hPa(9 PSI)..."

de: "...amplitude de variação da pressão é de cerca de $\pm 0,10$ HPa..."
 para: "...amplitude de variação da pressão é de cerca de ± 100 hPa..."

Página 61, último parágrafo

Leia-se, para maior clareza:

" Se, durante a operação, a vibração nesta tubulação atinge valores altos o suficiente para deformar a mesma, mesmo que momentaneamente, eventuais

vazamentos podem atingir o interior da fuselagem, e/ou outros sistemas e componentes, afetando a segurança da aeronave.”

Página 62, 2º Parágrafo

Leia-se: “A Figura 15, a seguir, mostra...”

Página 66, Dados do fluido

Leia-se: “ $d = 811$; % massa específica do combustível em kg/m^3 .”

Página 72, Figura 21

O sinal da FFT a 395 Hz é um espelhamento do sinal a 5 Hz, característico da função FFT do Matlab.

Página 74 Figura 23

O sinal da FFT a 395 Hz é um espelhamento do sinal a 5 Hz, característico da função FFT do Matlab.

Página 75, Dados do fluido

Leia-se: “ $d = 811$; % massa específica do combustível em kg/m^3 .”

Página 80, Figura 27

O sinal da FFT a 95 Hz é um espelhamento do sinal a 5 Hz, característico da função FFT do Matlab.

Página 82, Figura 29

O sinal da FFT a 45 Hz é um espelhamento do sinal a 5 Hz, característico da função FFT do Matlab.

Página 86, último parágrafo

Leia-se: “... tais como o **SCILAB/SCIOS**, desenvolvido...”

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	
RESUMO	
"ABSTRACT"	
1. INTRODUÇÃO	1
2. VIBRAÇÕES INDUZIDAS PELAS BOMBAS	3
3. METODOLOGIA	8
4 DESENVOLVIMENTO DO SIMULADOR	14
4.1 HIPÓTESES ADOTADAS	14
4.2 CONTINUIDADE	20
4.3 QUANTIDADE DE MOVIMENTO	23
4.4 EQUAÇÃO DE 4 TERMINAIS	27
4.5 DINÂMICA DE UMA TUBULAÇÃO	29
4.6 TUBULAÇÃO COMPOSTA E COMPONENTES	31
4.7 REDUÇÃO DAS PULSAÇÕES DE PRESSÃO	33
4.8 FILTROS	37
4.9 SIMULAÇÃO	44
4.10 A LINHA DE SISTEMA MODELADA	49
5. RESULTADOS	56
6. CONCLUSÃO	83
7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	88
8. BIBLIOGRAFIA RECOMENDADA	88

LISTA DE FIGURAS

- Figura 1 – Volume de controle em uma tubulação(VIERSMA 1990).....20
- Figura 2 – Volume de controle em uma tubulação (VIERSMA 1990).....21
- Figura 3 – Representação do filtro "T" (VIERSMA 1990).....39
- Figura 4 – Representação do filtro "H" (VIERSMA 1990).....40
- Figura 5 – Representação do filtro *Helmholtz Resonator* (VIERSMA1990)42
- Figura 6 - Representação de uma tubulação formada por elementos de comprimento Δx (VIERSMA, 1990)46
- Figura 7 - Diagrama de blocos representando a tubulação (VIERSMA, 1990) ..46
- Figura 8 - Representação expandida da tubulação (VIERSMA, 1990)47
- Figura 9 - Representação da tubulação no formato implementado no MATLAB/SIMULINK. Os osciloscópios e saídas representados são utilizados para se obter os valores de pulsação nos pontos desejados. Podem ser inseridos conforme desejado.....48
- Figura 10 – Tubulação de alinhamento de combustível passante no interior da estrutura da asa. O diâmetro interno é de 25mm e o comprimento de cerca de 7 metros.(Fonte: DTE/GMP, Embraer, 1998).....52
- Figura 11 – Ilustração do rig de combustível, onde se observa a tubulação proveniente dos tanques instalados na fuselagem (à direita) e sua ligação com a parte instalada na asa (tubulação mais longa, à esquerda). O comprimento total da tubulação de alinhamento é de cerca de 11 metros. O rig também é utilizado para desenvolver o sistema de abastecimento sob pressão (tubulação no canto superior direito) e também de alimentação dos motores(não ilustrado).(Fonte: DTE/GMP, Embraer, 1998)53

54
Figura 12 – Curva Característica da bomba 2C7-1. A equação representada no gráfico é a de melhor ajuste na curva original da bomba. Com apenas uma bomba operando, a vazão é de cerca de 8000 pph (~16000 Kg/H) e a pressão medida pelo transdutor, localizado no meio da linha é de 7 a 8 PSI(0,48 a 0,55 HPa) (Fonte: Parker Air & Fuel Division, 1998)

57
Figura 13 – Ajuste de parâmetros de integração para utilização durante simulações. (Fonte: MATLAB/SIMULINK)

58
Figura 14 – Bloco Osciloscópio, com escalas ajustadas para visualização da simulação(o exemplo mostra, no eixo vertical, a pressão na saída da bomba, em Pa)(Fonte: MATLAB/SIMULINK)

63
Figura 15 – Tensão na bomba, durante "ciclagem", em relação ao tempo, onde se observa que a tensão não diminui instantaneamente. (Fonte: DTE/GEN/NSI, Embraer, 2000)

64
Figura 16 – Pressão na tubulação de alinhamento de combustível, durante operação de 2 bombas, medida no rig. Devido às limitações do sistema de aquisição de dados, quanto à amostragem do sinal, os valores máximos e mínimos de pressão, que caracterizariam "pulsações", podem passar despercebidos ou ser confundidos com ruído no sinal. No entanto, percebe-se a característica senoidal da pressão gerada pelas bombas.(Fonte: DTE/GEN/NSI, Embraer, 2000)

65
Figura 17 – Espectro de frequência da curva de tensão na bomba(Figura 9), onde se observa a predominância da frequência a 5 Hz. As demais frequências são consequência da característica do sistema, cuja tensão não cai instantaneamente. As curvas em vermelho foram geradas para melhor visualização. (Fonte: DTE/GEN/NEV, Embraer, 2000)

68
Figura 18 – Arquivo de dados de entrada do simulador Fuelm, Exemplo 1. Os parâmetros foram ajustados para o caso de ciclagem de 5 Hz($w=5$) e cujo comprimento de onda equivale a 260m. O ponto de interesse é no elemento 6, que no exemplo, estaria a 71m da bomba. A parte final do arquivo mostra apresenta dados de entrada para ajuste de filtros.

Figura 19 – Variação da pressão na saída da bomba, gerada pelo simulador, para comprimento de cada elemento, $dx = 11.8$ m. (Fonte: MATLAB/SIMULINK)	69
Figura 20 – Arquivo de dados Gráfico 1 , para gerar gráfico de visualização da FFT da curva de variação de pressão na saída da bomba ou em outro ponto de interesse, para o Exemplo 1 . A parte final apresenta as linhas para obtenção de gráfico de Densidade espectral, se desejado	71
Figura 21 – FFT do sinal de entrada, ou da bomba, onde se observa a frequência predominante, com escalas ajustadas para mostrar a amplitude e frequências desejadas	72
Figura 22 – Variação de pressão no ponto de interesse localizado a 71m da bomba	73
Figura 23 – FFT da variação de pressão no ponto de interesse a 71m da bomba	74
Figura 24 – Arquivo Fuel.m , Exemplo 2 , ilustrando as alterações efetuadas para a simulação fazendo o comprimento de cada elemento equivalente a 1 metro ($dx = 1$) e o ponto de interesse localizado a 6 metros da bomba. Nota-se que a única alteração, em relação ao Exemplo 1 , foi o valor de dx .	76
Figura 25 – Arquivo de geração de gráficos, Gráfico 2 , ilustrando os ajustes nas escalas dos gráficos necessários para o Exemplo 2 .	78
Figura 26 – Variação da Pressão na saída da bomba, Exemplo 2 .	79
Figura 27 – FFT da variação de pressão na saída da bomba, Exemplo 2 .	80
Figura 28 – Variação da pressão no ponto de interesse, para $dx=1$ m, Exemplo 2 . Observa-se um comportamento similar ao do Exemplo 1 , mas devido ao tamanho do passo de integração, o simulador é mais lento para este caso.	81
Figura 29 – FFT da variação de pressão no ponto de interesse a 6 m da bomba, Exemplo 2 .	82

RESUMO

Sistemas de combustível desenvolvidos para aeronaves, assim como outros tipos de sistemas hidráulicos, são submetidos a vibrações induzidas por diversas fontes. Dentre estas, a bomba ou bombas, integrantes do sistema, podem acabar por provocar danos ao mesmo, através de vibrações decorrentes da "pulsação" da pressão do combustível nas tubulações.

Este trabalho tem como objetivo possibilitar a análise destas pulsações da pressão e seu possível impacto em sistema de combustível de aeronaves e seus componentes, através de um simulador, utilizando-se **MATLAB/SIMULINK**(*) que, a partir do ajuste de poucos parâmetros de entrada, possa ter seus resultados comparados com dados reais, obtidos em testes realizados no avião ou em um "rig", que reproduz o sistema real, auxiliando o projeto de tais sistemas.

O simulador foi adaptado e desenvolvido a partir de um projeto aplicável a sistemas hidráulicos industriais, que utiliza diagramas de blocos e funções de transferência representando as tubulações e os componentes do sistema e baseado em hipóteses usualmente adotadas em estudos de dinâmica de fluidos. Medidas de pressão e vazão do combustível e tensão das bombas, realizadas em um "rig" de combustível e no avião real, foram usadas para ajustar os parâmetros de entrada e obter referências para adaptar e comparar os resultados obtidos através do simulador.

(*) Marca Registrada The Mathworks Inc.

ABSTRACT

Aircraft fuel systems, as well as other typical hydraulic systems, are subjected to vibration, induced by several fonts. Within these, the system pump or pumps plays an important role, with potential damage to the system plumbing or components, due to vibration induced by fuel flow pressure variation.

The main objective of this work is to allow the pressure variation evaluation and analysis, and the possible impacts on the fuel system and/or its components, through a **MATLAB/SIMULINK(*)** simulator which, through the adjustment of few input parameters, can allow its outputs to be evaluated against real data extracted from aircraft and/or fuel rig tests, helping the design of such systems.

The simulator was adapted and developed from one project applicable to industrial hydraulic system, which uses block diagrams and transfer functions that represent the fuel system plumbing and components characteristics and the usual fluid dynamic hypothesis.

Fuel flow and pressure and pumps voltage were measured in the aircraft and fuel rig tests and used to adjust the simulator input parameters and as reference for the simulator outputs evaluation.

1. INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica de modo geral, tem se destacado por apresentar grande preocupação com a criação e desenvolvimento de novos materiais, tecnologias, equipamentos, processos, que permitam oferecer bons produtos finais ao mercado, cada vez mais exigente, globalizado e que apresenta concorrência por vezes visceral.

A busca incessante por produtos de baixo custo, leves e, ao mesmo tempo, atraentes a este mercado, tem levado ao desenvolvimento de sistemas aparentemente simples de operar, mas na verdade complexos em arquitetura, automatizados, redundantes e cada vez mais integrados uns aos outros, que dividem espaços por vezes exíguos, seus componentes sendo fixados, apoiados ou atravessando estruturas otimizadas, em ambientes diversos, submetidos a altas ou baixas temperaturas, pressões e níveis de vibração, advindos de várias fontes.

Todas estas variáveis devem ser de alguma forma consideradas durante as fases de projeto e desenvolvimento de uma aeronave e seus impactos sobre os diversos sistemas, dentre estes o de combustível, reduzidos.

Este trabalho visa obter uma metodologia para avaliar e eventualmente, propiciar meios de reduzir uma das variáveis acima, a vibração nas tubulações de combustível, provocada(s) pela(s) própria(s) bomba(s), quando em operação

normal ou durante condições adversas, de maneira a evitar danos à tubulação ou aos equipamentos do sistema de combustível ou até mesmo aos demais sistemas da aeronave.

2. VIBRAÇÕES INDUZIDAS PELAS BOMBAS

Sistemas de combustível aplicados a aeronaves são sistemas hidráulicos geralmente mais simples do que os sistemas industriais, normalmente compostos de tubulação de alumínio, longas e de reduzido diâmetro. Estas tubulações são conectadas, em uma das extremidades, à bomba ou bombas, que podem ser imersas nos reservatórios, ou externas aos mesmos.

Após passar por conexões, curvas e válvulas, as tubulações terminam por chegar aos motores.

As tubulações são fixadas às estruturas, reservatórios e motores através de suportes, bragaadeiras, conexões de diversas dimensões e formatos. Por vezes, possuem trechos em balanço.

Durante concepção e desenvolvimento de sistemas de combustível se considera, usualmente, a pressão fornecida pela(s) bombas como constante, para o dimensionamento e análise do sistema.

No entanto, mesmo considerando que as bombas de combustível são do tipo centrífugo, com várias palhetas, existe uma "pulsação" da pressão interna, que se propaga por toda a extensão das tubulações de combustível, podendo, dependentes de sua frequência e amplitude, induzir oscilações nas tubulações e nos ambientes nos quais estas estão instaladas.

O desempenho do sistema também pode ser prejudicado. Em projetos cujo dimensionamento não apresentem margens, ou cujas condições de operação são extremas, pequenas variações de pressão nas tubulações podem acarretar diferentes valores de perda de carga, afetando os valores de fluxo e pressão reais na entrada para os motores, por exemplo. Isto sem falar que sistemas aeronáuticos, devem levar em consideração diversas condições de altitude (que se traduz em diferentes valores de pressão ambiente), temperatura, cargas, acelerações, etc., quando de seu desenvolvimento.

Por ser uma área de difícil modelagem, principalmente por apresentar diversos e complexos formatos, comprimentos, diâmetros e traçados e também por serem instalados em um ambiente instável e também complexo, sistemas de combustível não são previamente analisados buscando-se determinar, por exemplo, frequências e ou modos de vibração. Na prática, são projetados e desenvolvidos com base em experiências anteriores, semelhanças com outros sistemas e padrões já estabelecidos. De um modo geral, para diminuir custos e também riscos de não se ter seu sistema aprovado por órgãos certificadores, os fabricantes de aeronaves desenvolvem sistemas de combustível utilizando equipamentos de fornecedores reconhecidos e de projeto muito similar ou baseado em sistemas de aeronaves já existentes e com significativo tempo de operação. Isto facilita também o treinamento do pessoal de manutenção, quando se trata de um modelo novo de aeronave.

É fato que vibrações, de diversas fontes, são as causadoras de quebra e substituição de peças, suportes, equipamentos diversos, em vários e diferentes tipos de aeronaves. Também é fato que bombas de sistemas hidráulicos de aeronaves, foram já identificadas como origem de vibrações geradoras de ruído e

sistema de combustível, como um todo.

As bombas podem também ser responsáveis por induzir vibrações de baixa frequência e significativa amplitude, como nos exemplos que serão mostrados mais tarde. Isto depende das características de operação das bombas e do

ao serem dimensionados não levaram tais possibilidades em consideração.

A longo prazo, porém, estas vibrações induzidas pelas bombas, podem ocasionar fraturas ou quebras por fadiga em suportes, conexões, tubos, etc. que

por ser ignoradas.

Já as vibrações induzidas pelas bombas, durante operação normal, são de frequência mais alta, podem acarretar danos em partes diversas, distantes das fontes de vibração e justamente por apresentarem pequenas amplitudes, acabam

condições mais críticas. Estas são, geralmente, de baixa frequência.

Vibrações induzidas pela estrutura do avião, quando em voo, apresentam características bem definidas, que permitem determinar suas causas e as

estrutura do avião, ou pela bomba ou bombas do próprio sistema operando.

A medida que os aviões se tornam maiores e mais complexos, também os sistemas de combustível se tornam mais susceptíveis a vibrações induzidas pela

oscilações nas tubulações do próprio sistema e em suportes, estrutura e superfícies de comando de aeronaves (MEDEIROS 1997).

Como sistemas de combustível são também sistemas hidráulicos, embora de menores pressões nominais, é de se esperar que possam ser geradores do mesmo tipo de vibração, salvo algumas diferenças, quanto às frequências e amplitudes envolvidas, acabando por contribuir com o nível de ruído interno e com os índices de substituição de componentes e o tipo de bomba utilizada que, no caso dos sistemas de combustível, é geralmente do tipo centrífuga e no caso de sistemas hidráulicos industriais e também aeronáuticos, predominantemente do tipo de deslocamento positivo. No entanto, tal diferença não invalida a afirmação inicial, pois o princípio de geração de pulsação de pressão é o mesmo para qualquer tipo de bomba, ou seja, é a soma da contribuição, defasada no tempo entre uma e outra devido à rotação da bomba, do fluxo de cada palheta (bombas centrífugas) ou pistão (bombas de deslocamento positivo), provocando uma vazão total não perfeitamente contínua, apresentando portanto, pulsação, cuja frequência e amplitude é diretamente dependente do número de palhetas da bomba ou de pistões (PLESSEY AEROSPACE LIMITED 1978, VIER SMA 1990).

Esta variação na vazão representa variação também na pressão do fluido na tubulação.

Em vista do exposto, é de interesse, já nas fases iniciais de projeto, quantificar a pulsação ou vibração induzida pela(s) bomba(s), seus prováveis impactos e daí determinar se há necessidade ou não de reduzi-la, através de filtros

dimensionados e localizados especificamente com este objetivo ou outro meio que seja viável de ser aplicado em aeronaves, tais como melhoria nos pontos de fixação, modificações no diâmetro das tubulações, reposicionamento de componentes, etc.

Para tal, o que se propõe é a formulação e desenvolvimento de um método, aplicável a sistemas de combustível, que permita esta análise e que possa ser utilizado preliminarmente ou em conjunto ao desenvolvimento do mesmo.

3. METODOLOGIA

Devido à dificuldade de medição em campo, dadas as várias fontes coexistindo no sistema real, para realizar a análise da existência e possíveis impactos de vibrações induzidas pelas bombas em um sistema de combustível ainda em fase de projeto, seria necessário um modelo deste sistema, computacional ou em "rig", ou que se aguardasse a sua instalação em um avião real, para testá-lo no solo e/ou em voo

O modelo de "rig" é uma cópia do sistema projetado, tanto em escala quanto em arquitetura. Instalado em um laboratório ou área especial, permite, dependendo de sua "fidelidade", testar, analisar e eventualmente, corrigir problemas relacionados ao sistema, sejam eles pertinentes ao projeto mecânico, tais como dimensionamento e geometria de tubulações ou operação adequada dos diversos componentes, sejam ao projeto elétrico/eletrônico geralmente associado, permitindo-se verificar correta sequência de comandos, atuação de sensores, entradas e saídas de sinais e tensões.

A grande vantagem é que isto pode ser realizado sem necessidade de se executar a instalação completa de um sistema real em uma aeronave, evitando-se aumento de custos e prazos.

Além disto, a análise de dados é mais facilitada do que em uma aeronave real, pois permite melhor visualização e acesso às partes, equipamentos,

Uma outra possibilidade seria aplicar os recursos utilizados em análise de vibrações, tais como instrumentação, sistema de aquisição e processamento de dados, bem como o pessoal especializado nesta área. A dificuldade, neste caso, é que laboratórios ou instalações dedicadas a análise de vibrações, teriam que ser deslocadas até o local do rig de combustível ou vice-versa. Novamente determinante, são os custos envolvidos. Usualmente, estas áreas são dedicadas

análise do problema. Também adequada, para realizar as medidas com a resolução necessária à pode acabar por exigir tempo e recursos preciosos. A instrumentação deve ser minimizar estas pulsões, se necessário, e finalmente verificar sua eficácia, dimensionar e localizar filtros ou implementar modificações, que permitam verificar as pulsões de pressão induzidas pela(s) bomba(s), e posteriormente, Representar, em rig, um sistema de combustível, instrumentá-lo para que se implantado em uma aeronave mas, mesmo assim, significativo.

custos e prazos em um projeto, menores do que se já tivesse sido totalmente decorrentes dos ensaios realizados no rig, certamente terão algum impacto em estruturas também já estudados. Alterações que por acaso sejam necessárias, arquitetura, pontos de fixação e pontos de interface com demais sistemas e com componentes já definidos, tubulações dimensionadas e encaminhadas, Um rig, porém, somente é construído quando se tem o projeto já finalizado, uma aeronave protótipo, normalmente atribuída com outras tarefas.

componentes afetados, além de não ocupar tempo, muitas vezes mais caro, em

às pesquisas e medições de amplitudes e frequências de vibração em áreas mais críticas de aeronaves, tais como estrutura primária, comandos de voo, assuntos que envolvem aeroelasticidade, cargas, dinâmica de voo.

Nestes cenários, uma representação de um sistema de combustível através de um modelo computacional, poderia minimizar os riscos em um projeto.

Existem no mercado alguns pacotes de *software* aplicáveis a sistemas fluido dinâmicos, mais direcionados a hidráulica ou sistemas ambientais. Alguns destes pacotes podem ser aplicados a sistemas de combustível, bastando adaptá-los para as condições e características específicas de cada caso (Um bom exemplo é o *Flowmaster*(*) um *software* mais recomendado para sistemas hidráulicos ou sistemas pneumáticos, aeronáuticos ou industriais. Para adaptá-lo a um ambiente de sistema de combustível aeronáutico, seria necessário modificar seu banco de dados de tubulações, válvulas e demais componentes. Sua utilização geraria resultados que puderam ser obtidos através de uma planilha compilada em *Excel*, com menor custo).

No entanto, estes *softwares* permitem análises apenas de valores de pressão e vazão em determinados pontos. Não são aplicáveis à análise de vibrações induzidas nas tubulações, quando as bombas estão em operação. Já para análise de vibrações, existem pacotes apropriados, mas também voltados especificamente às áreas de vibrações, ruído e estruturas.

(*) Marca Registrada, Flowmaster USA, Inc.

Não se aplicam a estudos relacionados a fluxo interno a tubulações. Mesmo softwares mais sofisticados, para aplicações em problemas fluido dinâmicos, tipo CFD (*Computational Fluid Dynamics*), são mais voltados a outras aplicações, tais como problemas aerodinâmicos, que exigem resolução de complexas malhas de elementos e sistemas de equações mais elaboradas. Além do mais, tais tecnologias requerem máquinas com grande poder de processamento e pessoal especializado, o que restringe a disponibilidade destes recursos para outras aplicações.

Um outro aspecto que deve ser levado em consideração é que, no ramo aeronáutico, os ciclos de um projeto são relativamente longos, isto é, projeto e desenvolvimento de um determinado sistema, inclusive o de combustível, para uma aeronave nova, que exija avaliações, simulações e estudos mais completos, geralmente ocorre a cada cinco anos ou mais(*)).

(*)Na Embraer: O projeto do EMB-120, um avião turbôhélice para 20 passageiros, iniciou-se em 1982. O projeto seguinte, o EMB-123, também um turbôhélice, para 19 passageiros, iniciou-se internamente por volta de 1987, sendo lançado oficialmente apenas em 1990. Já o EMB-145, desta vez um turbôjato, para 50 passageiros, foi lançado apenas em 1995, embora estudos iniciais datem de 1990.

Na Boeing: O projeto do B-737 e 747, jatos para cerca de 200 e 500 passageiros, respectivamente, datam de finais dos anos 50, início dos anos 60. Os novos modelos de jatos derivados desta família, mais atuais, são apenas modificações a partir dos originais. Não são projetos totalmente novos.

Como proposta, então, no sentido de minimizar custos, tanto de aquisição, quanto de operação, procurou-se obter um *software* que pudesse ser operado de máquinas "comuns", tipo *PC*, num ambiente também acessível, tal como

de desenho tradicional, em papel e pranchetas, tradicionais. projetos mais antigos, tinham seus desenhos preparados utilizando-se técnicas *CAD (Computer Aided Design)*, utilizando *softwares* tipo *Intergraph* ou *CATIA*. Já preliminar à fabricação de peças, são atualmente realizadas em terminais tipo computação gráfica. A geração de desenhos de projeto, necessários como passo tecnologias. Desde os anos 90, vem sendo incrementada a utilização de nunca antes disponíveis, apenas projetos recentes se beneficiam das novas "Realidade Virtual", para visualização de características e problemas de projeto, Os fabricantes aeronáuticos, estão investindo pesadamente em recursos de recursos.

adquiridos e mantidos a um custo baixo e ser operados sem exigir grandes Portanto *softwares*, para esta aplicação, devem, preferencialmente, ser la corretamente e com eficácia.

"nova" ferramenta, ou versão, deverão ser treinados ou atualizados, para opera- invariavelmente leva a um aumento dos custos associados. Os operadores desta modificações e atualizações, para ser aplicável ao novo projeto, o que para um projeto no passado, pode estar ultrapassado ou exigir novas Neste intervalo, um pacote de *software*, que tenha sido adquirido e adaptado

Windows, e que pudesse ser simples e prático de se operar e cujas saídas

pudesse ser de fácil manipulação e entendimento.

Para satisfazer estes requisitos, propõe-se desenvolver um modelo de linha de combustível, aplicando-se MATLAB / SIMULINK. Como complemento, tanto para ajudar no desenvolvimento do modelo como para certificação e comprovação da aplicabilidade, será utilizado o rig de combustível desenvolvido na Embraer, para o programa SIVAM (*Sistema de Vigilância da Amazônia*) e dados obtidos em testes no avião real.

O modelamento da linha de combustível exige algumas hipóteses iniciais, explicadas ao longo deste trabalho. A metodologia desenvolvida, foi adaptada de uma proposta para tubulações hidráulicas (VIERSSMA 1990), onde os componentes, fluidos, materiais e operação apresentam diferenças com relação aos do sistema de combustível. O conceito geral e os fundamentos matemáticos são, no entanto, os mesmos, modificando-se apenas os dados do fluido e dos materiais utilizados.

apresentam bom acabamento interno, as curvas obedecem a regras de raio de sistemas de combustível, no entanto, a tubulação de alumínio e as conexões relativamente alta e a tubulação não é retilínea, nem sem rugosidades. Em adotada, embora discutível para determinados casos onde a vazão é Premissa básica na maioria dos casos de dinâmica dos fluidos é também aqui

1) O fluxo de combustível é laminar em toda a extensão da tubulação;

foram adotadas as seguintes hipóteses:
Para montagem do modelo utilizado nas análises de sistema de combustível,

4.1 HIPÓTESES ADOTADAS

O sistema de combustível que será modelado é um caso real, desenvolvido para um avião da Embraer. Durante os testes no rig e também no próprio avião, as vibrações induzidas pelas bombas durante a "ciclagem", que será explicada mais tarde, chegam a provocar deformações na tubulação observáveis a olho nu e pode-se perceber claramente o aumento no ruído ambiente. Daí a importância de se desenvolver ferramentas que possam ser utilizadas na análise e supressão destas vibrações tanto em sistemas de combustível, como também hidráulicos.

4. DESENVOLVIMENTO DO SIMULADOR

curvatura mínimo de três vezes o diâmetro, o número de Reynolds característico é relativamente baixo, ainda na faixa laminar. Em testes reais, com partes da tubulação em material transparente e pigmentação diluída no fluido, visualmente, o fluxo apresenta características de escoamento laminar, não apresentando vórtices, pontos de estagnação, nem bolhas.

2) As paredes da tubulação são rígidas, o tubo é cilíndrico;

Tubulações de alumínio aplicadas a sistemas de combustível suportam pressões que podem chegar a 4,1HPa(60 PSI), entre o interior e o ambiente externo, sem deformações, rupturas ou vazamentos. Os tubos e conexões são confeccionados com bastante precisão e são insensíveis a variações de pressão dentro da faixa de operação usual de aeronaves, durante o intervalo de tempo de duração de um voo, normal, sem acelerações excessivas.

3) O fluxo é na direção axial, não há fluxo tangencial;

Premissa também geralmente adotada em problemas fluido dinâmicos, corresponde ao normalmente observado(Uma partícula presente no meio não se desloca em movimento helicoidal, o que seria de se esperar como resultado da soma do movimento tangencial, se este for significativo, e o longitudinal, no caso, predominante, ao longo da tubulação) e eventuais fluxos tangenciais são desprezados e seu efeito desconsiderado, para fins de projeto.

4) Desprezadas variações de pressão e densidade do fluido na direção

radial. São consideradas apenas variações no sentido axial.

As tubulações de combustível apresentam pequeno diâmetro, e embora possam ocorrer variações de densidade e pressão do fluido, na direção radial,

seu efeito prático é desprezado e não considerado durante projeto.

Problemas neste aspecto começam a se tornar preocupação quando se

considera presença de água e/ou ar diluídos no combustível. A presença de água

afeta a densidade geral/local. Pode ocasionar falhas de motores, dependendo de

sua concentração. Quanto ao ar diluído, sua presença pode também afetar a

densidade e o comportamento do fluido quando submetido à pressão. Porém, ar

ou água, afetarão a tubulação/sistema tanto no sentido radial, quanto no

longitudinal.

5) Velocidade radial do fluxo também é desprezada

Já que se está adotando fluxo laminar, axial e sem variações de pressão e

densidade na direção radial, a velocidade do fluxo na direção radial é também

desprezada, pois se considerada como não desprezível, teria-se que considerar

a presença de vórtices e perturbações no fluxo.

6) A temperatura do fluido é constante.

Desprezam-se também variações de temperatura ao longo da linha. Neste caso, considera-se que o fluxo e os efeitos em estudo são rápidos o suficiente para evitar perda ou ganho de calor mensurável ao longo do trecho e do intervalo de tempo em estudo. Na prática, as tubulações de combustível não são muito longas (para este estudo, cerca de 7 a 11 metros) e a maior parte delas está imersa no mesmo ambiente, seja dentro da fuselagem ou dentro das asas, onde permanecem, na maior parte do tempo, imersas em combustível, que possui significativa resistência à variações de temperatura (CRC 1983).

Em ambos os casos a temperatura é razoavelmente constante pelo período de estudo, ou seja, no qual ocorre o "alijamento", ou a descarga de combustível para fora do avião, ou durante transientes, ou eventos de curta duração, que, para este estudo, não ultrapassem 2 horas contínuas.

Deve-se notar, no entanto, que as bombas podem e de fato, aquecem o combustível, durante a operação, mas esta transferência de calor e portanto, diferença de temperatura, é considerada como ocorrendo apenas entre o interior do tanque e o início da tubulação, na saída das bombas.

Ao longo do restante da tubulação a temperatura é constante(*):

As hipóteses anteriores formam a base de montagem e aplicação do simulador, pois permitirão a adoção de equações usuais na área de dinâmica de fluidos. O desenvolvimento matemático que será apresentado a seguir se utilizará das hipóteses para viabilizar soluções das equações, sem no entanto torar o modelamento e o simulador muito limitados ou sem contato com a realidade experimental.

De fato, como afirmado anteriormente, as hipóteses adotadas são observadas na prática, dentro de parâmetros aceitáveis, embora as tubulações não sejam perfeitas, o combustível não seja totalmente incompressível, além da possibilidade de conter aditivos, contaminantes, ar ou água, alterando as características e propriedades do mesmo.

(*) Esta afirmação pode ser demonstrada através de dados coletados durante ensaios em vôo, utilizando-se transdutores de temperatura instalados na tubulação de combustível, na saída das bombas e no final da mesma, logo antes da entrada nos motores, além de um transdutor localizado no interior dos tanques, antes da entrada nas bombas. Medidas comprovam que, para casos onde as tubulações obedecem às condições consideradas anteriormente, a temperatura do combustível, uma vez aquecido pelas bombas, não se altera ao longo da tubulação (QUEIROZ 1997).

Então as variáveis a serem consideradas para o desenvolvimento matemático são expressas na seguinte forma (VIERSSMA 1990):

$$(1) \quad P(x, r, t) = P(x, t) \quad (\text{ Pressão na linha });$$

$$(2) \quad \rho(x, r, t) = \rho(x, t) \quad (\text{ Massa específica do fluido });$$

$$(3) \quad V(x, r, t) = 0 \quad (\text{ Velocidade radial });$$

$$(4) \quad U(x, r, t) \quad (\text{ velocidade axial });$$

Onde:

r indica direção radial;

x indica a direção axial;

t indica a variável tempo;

A vazão Q , na tubulação, pode ser considerada como o produto do valor médio da velocidade U pela seção transversal A do tubo, como abaixo:

$$(5) \quad Q(x, t) = A * \bar{U}(x, t) = \frac{A}{\pi R^2} \int_0^R 2\pi r U(x, t, r) \cdot dr = 2\pi \int_0^R r U(x, t, r) \cdot dr$$

4.2 CONTINUIDADE

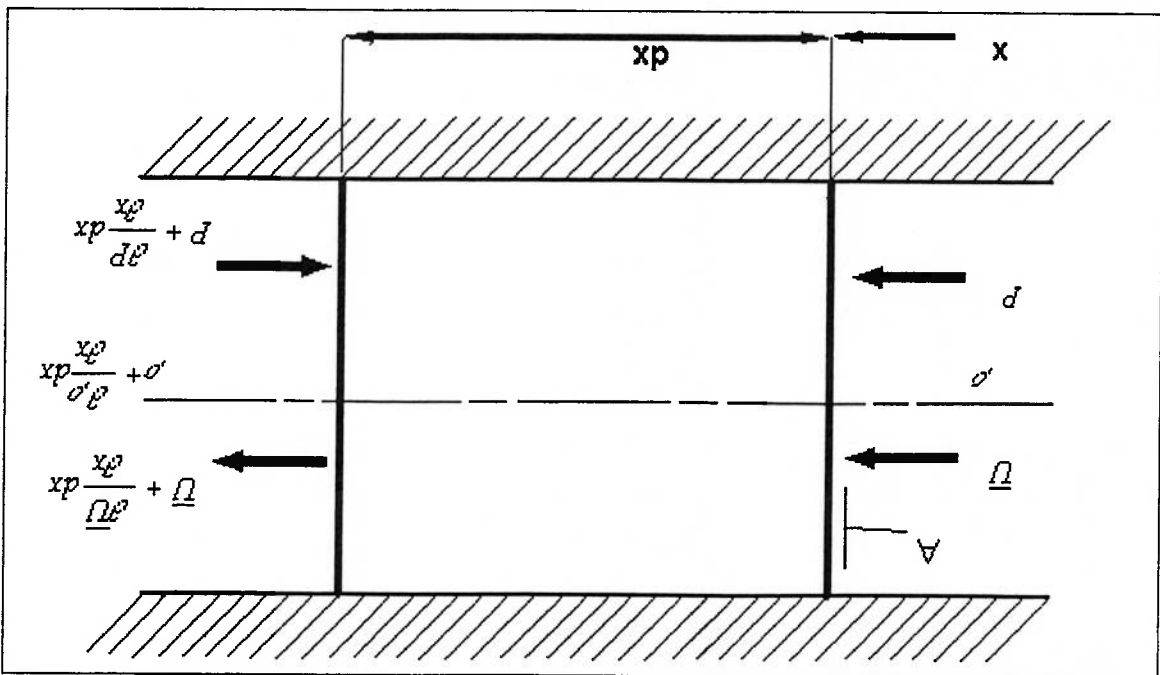


Figura 1 – Volume de controle em uma tubulação (VIERSSMA 1990)

(6)

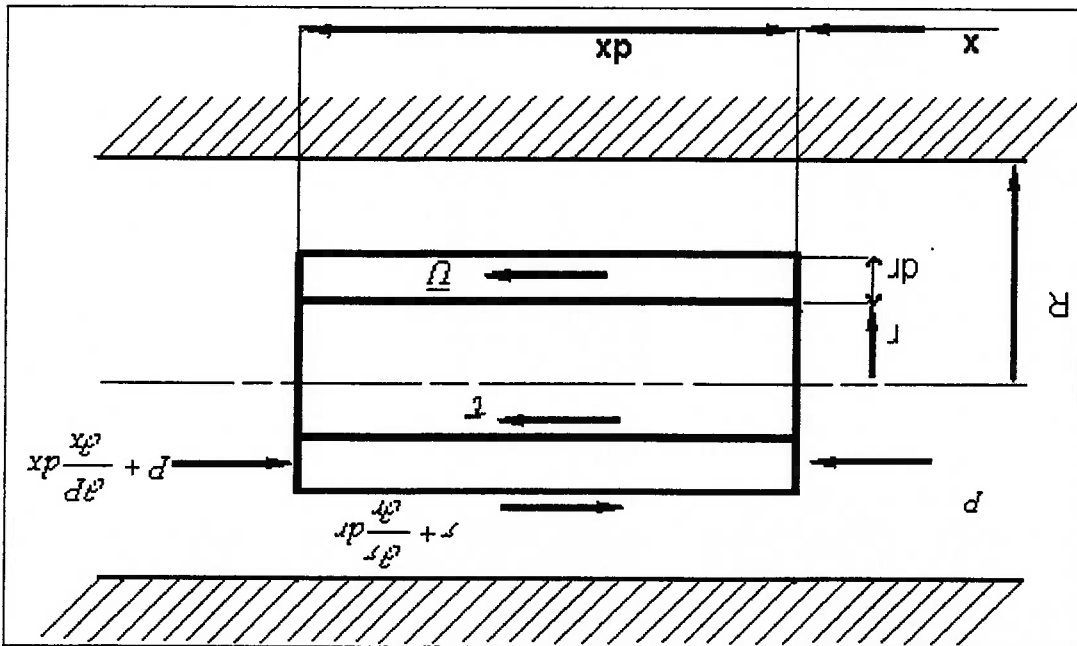
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} A \bar{U} dx - A(\bar{U} + \frac{\partial \bar{U}}{\partial x} dx) \rho + \frac{\partial \rho}{\partial x} dx = \frac{\partial m}{\partial t} = A dx \frac{\partial \rho}{\partial t}$$

Matematicamente:

ilustrado acima (Figuras 1 e 2).

Grças à conservação da massa, a diferença entre os fluxos de entrada e saída é igual à razão do incremento de massa dentro de um volume de controle

Figura 2 – Volume de controle em uma tubulação (VIERSSMA 1990)



Então:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial t} = - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{u}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x}$$

(7)

Junto com a equação de estado $\frac{\partial \rho}{\partial p} = \frac{\rho}{E}$, (E = módulo de elasticidade

volumétrica do fluido) e assumindo $\frac{\partial \rho}{\partial p} \ll \frac{\partial x}{\partial t}$, obtém-se:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{E}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x} = 0$$

(8)

Aplicando-se a transformada de Laplace:

$L[P(x,t)] = P(x,s)$ e $L[\tilde{Q}(x,t)] = \tilde{Q}(x,s)$ chega-se, desprezando-se as

condições iniciais, a:

$$As P(x,s) + \frac{d\tilde{Q}(x,s)}{dx} = 0$$

(9)

Após reorganizar os termos e introduzindo-se:

$$(13) \quad \rho s U(x, r, s) = - \frac{\partial P(x, s)}{\partial x} + \frac{r}{\mu} \frac{\partial U(x, r, s)}{\partial r} + \mu \frac{\partial^2 U(x, r, s)}{\partial r^2}$$

diferencial de Bessel, de ordem zero.

Aplicando-se Laplace, reorganizando-se os termos, encontra-se a equação

$$(12) \quad \rho \frac{\partial U}{\partial t} = - \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{r}{\mu} \frac{\partial U}{\partial r} + \mu \frac{\partial^2 U}{\partial r^2}$$

Acrescentado-se: $\frac{dU}{dt} = \frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial}{\partial t} \equiv \frac{\partial}{\partial t}$ e $\tau = -\mu \frac{\partial}{\partial r}$, têm-se:

$$(11) \quad \text{Então: } \rho \frac{dU}{dt} = - \frac{\partial P}{\partial x} - \frac{r}{\tau} \frac{\partial U}{\partial r}$$

$$(10) \quad F_x = 2\pi r dr [P - (P + \frac{\partial P}{\partial x} dx)] + 2\pi dx \tau - 2\pi(r + dr)(\tau + \frac{\partial \tau}{\partial r} dr) dx$$

$$F_x = m \frac{dU}{dt} = 2\pi r dx \rho \frac{dU}{dt}$$

volume de controle, têm-se (VIERSMA 1990):

Devido à conservação da Quantidade de Movimento da massa dentro do

4.3 QUANTIDADE DE MOVIMENTO

$$\gamma^2 = -\frac{\rho}{s} = -\frac{a}{s} \text{ ou } \gamma = j \sqrt{\frac{n}{s}} \quad (14)$$

$$\gamma^2 r^2 \frac{d^2 U}{d\gamma r^2} + \gamma r \frac{dU}{d\gamma r} + \gamma^2 r^2 U = \frac{n \, dx}{r^2 \, d\rho} + \frac{n \, dx}{\gamma^2 r^2 \, d\rho} \quad (15)$$

A solução esta equação, encontrada por VIER SMA 1990, página 139 é:

$$U(x, r, s) = C_1 J_0(\gamma r) + C_2 Y_0(\gamma r) - \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} \quad (16)$$

onde, J_0 e Y_0 , são as funções de Bessel e Weber, respectivamente, e C_1 e C_2 são as constantes a serem definidas pelas condições de contorno:

$$\text{Em } r = 0, U \neq \infty, J_0(\gamma r) = 1 \text{ e } Y_0(\gamma r) = -\infty,$$

$$\text{então: } C_2 = 0.$$

$$\text{Em } r = R, U = C_1 J_0(\gamma R) - \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} = 0,$$

$$C_1 = \frac{1}{J_0(\gamma R)} \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dx} \quad (17)$$

Uma solução completa pode ser então encontrada:

$$(18) \quad U(x, r, s) = \frac{1}{A} \frac{dP}{ds} \left[\frac{J_0(\gamma r)}{J_0(\gamma R)} - 1 \right] \frac{ps \, dx}{\gamma R J_0(\gamma R)}$$

Assim, o valor médio da velocidade pode ser determinado:

$$\frac{U}{A} = \frac{A}{2} \int_R^0 U r \, dr = \frac{1}{2} \frac{dP}{ds} \int_R^0 \left[\frac{r J_0(\gamma r)}{r J_0(\gamma R)} - r \right] ps \, dx \, R^2 \int_0^R \left[\frac{J_0(\gamma r)}{r J_0(\gamma R)} - 1 \right] dr$$

$$= \frac{1}{2} \frac{dP}{ds} \int_R^0 \left[\frac{ps (\gamma R)^2}{\gamma r J_0(\gamma r)} - \gamma r \right] dx \int_0^R \left[\frac{J_0(\gamma r)}{r J_0(\gamma R)} - 1 \right] dr$$

$$(19) \quad = \frac{1}{2} \frac{dP}{ds} \int_R^0 \left[\frac{ps \gamma^2 R^2}{\gamma r J_0(\gamma r)} - \gamma r \right] dx \int_0^R \left[\frac{J_0(\gamma r)}{r J_0(\gamma R)} - 1 \right] dr$$

$$(20) \quad \bar{Q} = \frac{A}{ps} \frac{dP}{dx} \left[\frac{2 J_1(\gamma R)}{\gamma R J_0(\gamma R)} - 1 \right] = \frac{A}{ps} \frac{dP}{dx} \frac{J_2(\gamma R)}{J_0(\gamma R)}$$

A equação de Navier-Stokes pode ser finalmente escrita como:

$$(21) \quad \frac{dP(x, s)}{dx} + \frac{A}{ps} \bar{Q}(s, x) N(s) = 0,$$

onde $N(s) = -\frac{J_0(\gamma R)}{J_2(\gamma R)}$, sendo $\gamma = j\sqrt{\frac{s}{\nu}}$, J_0 e J_2 funções de Bessel.

Introduzindo-se o "fator viscosidade", $\alpha = \frac{8\nu}{32\nu} R^2 = \frac{D^2}{22}$ (22)

E, utilizando-se a definição de funções de Bessel de ordem n, sendo n

inteiro positivo, obtém-se como resultado:

$$N(s) = -\frac{J_2(\gamma R)}{J_0(\gamma R)} = \frac{\sum_{k=0}^{\infty} \frac{2^k}{2^{k+1}} \left(\frac{\alpha}{s}\right)^k \sum_{i=0}^{k+2} \frac{k!(k+2)!}{2^{k+1}} \left(\frac{\alpha}{s}\right)^i}{\alpha \left[1 + \frac{\alpha}{2s} + \frac{\alpha^2}{s^2} + \frac{9\alpha^3}{2s^3} + \frac{36\alpha^4}{s^4} + \dots \right]}$$

$$N(s) = \frac{\alpha}{s} + \frac{3}{4} - \frac{18\alpha}{s} + \frac{135\alpha^2}{2s^2} - \frac{1620\alpha^3}{7s^3} + \frac{8505\alpha^4}{11s^4} + \dots$$

(23)

Sendo:

$$\lim_{\frac{s}{\alpha} \rightarrow \infty} N(s) = \lim_{s \rightarrow 0} N(s) = \frac{\alpha}{s}$$

(24)

Substituindo na equação de Navier-Stokes acima, obtém-se:

$$\frac{dP}{dx} = -\frac{P \alpha}{\rho a} \cdot \tilde{Q} = -\frac{32 \nu P}{AD^2} \tilde{Q} = -\frac{128 \mu}{\pi D^4} \cdot \tilde{Q} \quad (25)$$

que corresponde a descrição de um fluxo laminar, com um perfil parabólico para a velocidade.

4.4 EQUAÇÃO DE 4 TERMINAIS

Procura-se uma relação entre a pressão e vazão de entrada P_1 , \tilde{Q}_1

respectivamente e a pressão e vazão de saída, P_0 , \tilde{Q}_0 .

Rescrevendo-se Navier-Stokes e a equação da continuidade em função de

E (módulo de elasticidade do meio), a (velocidade do som no meio) introduzindo

a impedância característica da tubulação, Z_c , tem-se (VIEREMA 1990):

$$P = -\frac{E d\tilde{Q}}{aZ_c dx} = -\frac{As dx}{s} \frac{d\tilde{Q}}{dx}$$

$$\frac{dP}{dx} = -\frac{A}{\rho s} \tilde{Q} N = -\frac{a}{Z_c s} \tilde{Q} N$$

$$Z_c = \frac{A}{\rho a}, \quad a = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

(26)

Eliminando P das equações anteriores, fornece:

$$\frac{d^2 \tilde{Q}}{dx^2} - s^2 \tilde{Q} = 0, \text{ cuja solu\c{c}\~{a}o, fazendo-se } P = P_i \text{ e } Q = Q_i \text{ em } x = 0$$

(início da linha) e $P = P_o$ e $Q = Q_o$ em $x = L$ (final da linha), leva às equações de Quatro terminais ou *Four-terminal network equation*

(VIERSMA 1990) :

(27)

$$A_L \tilde{Q}_i + B_L P_i = \tilde{Q}_o$$

$$C_L \tilde{Q}_i + D_L P_i = P_o$$

$$D_L \tilde{Q}_o - B_L P_o = \tilde{Q}_i$$

(28)

$$-C_L \tilde{Q}_o + A_L P_o = P_i$$

onde:

$T = L/a$, Tempo de propagação da onda na tubulação

$$A_L = D_L = \cosh(Ts\sqrt{N})$$

$$B_L = -\frac{Z^c \sqrt{N}}{\sinh(Ts\sqrt{N})}$$

$$C_L = -Z^c \sqrt{N} \sinh(Ts\sqrt{N})$$

Portanto :

$$A_L D_L - B_L C_L = 1$$

(29)

E a pressão e vazão na saída podem ser expressas como:

Adotando-se uma flutuação senoidal de pressão na entrada, obtêm-se amplitude infinita da vazão e vice-versa caso, nas equações acima, a viscosidade não for incluída. Incluindo-se a viscosidade, os valores de amplitude se tornam mais realistas, desde que o parâmetro E (módulo de elasticidade do fluido) esteja correto. Para tubulações de combustível, em geral de alumínio, a elasticidade das paredes pode ser desprezada (hipótese) e o módulo E é influenciado apenas

em função da frequência de flutuação da pressão ou da vazão. Os conceitos acima podem ser usados, em casos simples, para se obter as funções de transferência e as razões de amplitude, eliminando-se de cada vez, duas das variáveis nas equações acima. A razão de amplitude pode ser expressa

4.5 DINÂMICA DE UMA TUBULAÇÃO

As equações acima, em especial as equações de quatro terminais, segundo VIERSSMA 1990, somente proporcionam soluções práticas no domínio da frequência. No domínio do tempo, deve-se considerar toda a linha, não somente os extremos, como é o caso até agora. Simulação é um caminho para se obter soluções no domínio do tempo.

$$\begin{aligned} \bar{Q}_0 &= \cosh(Ts\sqrt{N})\bar{Q}_i - \frac{Z^c\sqrt{N}}{\sinh(Ts\sqrt{N})}P_i = A_L\bar{Q}_i + B_LP_i \\ P_0 &= -Z^c\sqrt{N}\sinh(Ts\sqrt{N})\bar{Q}_i + \cosh(Ts\sqrt{N})P_i = C_L\bar{Q}_i + D_LP_i \end{aligned} \quad (30)$$

pela pressão nominal aplicada pelas bombas, prática usual em dimensionamento de sistemas de combustível de aeronaves. De fato, o valor de E é considerado constante, não sendo influenciado nem mesmo pela pressão nominal das bombas, como adotado aqui (CRC 1983).

Considerando variações senoidais de pressão e vazão na entrada e na saída e levando-se em conta que pressões e vazões são funções do tempo e espaço, ao longo de uma tubulação, em qualquer parte intermediária, pode-se considerar as flutuações de pressão e vazão como sendo senoidais, em função do local, ou seja, pressão e vazão sendo conhecidos em um local (P_1, Q_1), os valores em outro local (P_2, Q_2) distante L_d podem ser encontrados através de:

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_2 &= A^L \tilde{Q}_1 + B^L P_1 = \tilde{Q}_1 \cos\left(\frac{a}{\omega L_d}\right) - \frac{j P_1 Z^c}{\omega L_d} \operatorname{sen}\left(\frac{a}{\omega L_d}\right) \\ P_2 &= C^L \tilde{Q}_1 + D^L P_1 = -j Z^c \tilde{Q}_1 \operatorname{sen}\left(\frac{a}{\omega L_d}\right) + P_1 \cos\left(\frac{a}{\omega L_d}\right) \end{aligned} \quad (31)$$

Das equações anteriores, verifica-se que, para uma dada frequência, o sinal é o mesmo para intervalos dados por:

$$\lambda = L_d = \frac{\omega}{2\pi a} \quad (32)$$

Estes intervalos são os *comprimentos de onda*. Dada uma frequência fixa, pode-se identificar posições na tubulação onde as amplitudes de pressão são máximas ou são mínimas.

4.6. TUBULAÇÃO COMPOSTA E COMPONENTES

Sistemas de combustível de aeronaves são formados por tubulação e componentes geralmente instalados em série uns com os outros. E diferentemente de um sistema hidráulico de potência, não se utilizam acumuladores, nem válvulas de controle.

As válvulas normalmente possuem apenas as posições aberta ou fechada. Quando abertas, interferem pouco no comportamento do fluxo, não adicionando perdas de carga nem perturbando o fluxo significativamente. Sua participação será desprezada neste trabalho.

Para que possamos minimizar as pulsações da pressão, causadas pelas bombas na tubulação, pode-se adicionar filtros, instalados em posições determinadas, como um apêndice, ligados perpendicularmente, não interferindo diretamente na linha e no fluxo principais.

Estes componentes podem ser caracterizados pelo fluxo "lateral" Q_m , em função da pressão P_m , na entrada do componente, através de uma função de transferência como:

$$G(s) = \frac{P_m(s)}{Q_m(s)}$$

A funções de transferência dos filtros, em conjunto com a dinâmica da linha

principal, determinam o comportamento do sistema.

A incorporação destes componentes na dinâmica da linha modifica as

equações de Quatro pólos, como a seguir;

$$\begin{aligned}
 Q_1 &= Q_2 + Q_m, & A_{L1}Q_1 + B_{L1}P_1 &= Q_1 \\
 P_1 &= P_2 = P_m, & A_{L2}Q_2 + B_{L2}P_2 &= Q_0 \\
 & & C_{L2}Q_2 + D_{L2}P_2 &= P_0
 \end{aligned}$$

(33)

Eliminando-se Q_1 , Q_2 , $P_1 = P_2 = P_m$ das equações acima, temos:

$$\begin{aligned}
 (A_{L1}A_{L2} + C_{L1}B_{L2} - GC_{L1}A_{LS})Q_1 + (B_{L1}A_{L2} + D_{L1}B_{L2} - GD_{L1}A_{L2})P_1 &= Q_0 \\
 (A_{L1}C_{L2} + C_{L1}D_{L2} - GC_{L1}C_{L2})Q_1 + (D_{L1}D_{L2} + B_{L1}C_{L2} - GD_{L1}C_{L2})P_1 &= P_0
 \end{aligned}$$

ou

$$A_{L1}^*Q_1 + B_{L1}^*P_1 = Q_0$$

$$C_{L1}^*Q_1 + D_{L1}^*P_1 = P_0$$

(34)

As demais harmônicas, embora presentes, são consideradas menos críticas. Devido a vários fatores, tais como imperfeições geométricas, desgastes, folgas,

repetição equivale a : $5 \times 2500/60 = 208,3 \text{ Hz}$.
A primeira harmônica desta pulsação equivale a "frequência de repetição" da bomba, ou seja, para uma bomba com 5 palhetas e 2500 rpm, a "frequência de repetição" equivale a "frequência de repetição" das bombas.

As flutuações ou pulsações de pressão causadas pelas bombas em tubulações hidráulicas, ou no caso, de combustível, são função do número de

4.7. REDUÇÃO DAS PULSAÇÕES DE PRESSÃO

pulsações induzidas pelas bombas na linha.
O objetivo de se acrescentar componentes é o de reduzir as flutuações ou acrescentar na linha.

apresentadas as funções de transferência dos componentes que se deseja proposto adiante é baseado exatamente nestas regras. Mais tarde serão sistema, permitindo uma análise direta através de simulação. O modelo que será Esta regra pode ser estendida a todos os elementos e componentes de um tubulação e das funções de transferência dos componentes.

parâmetros $A_L^*, B_L^*, C_L^*, D_L^*$ que podem ser obtidos dos elementos da
A linha composta por tubulação e componentes é identificada pelo

Existem métodos específicos para redução de ruído em estruturas e/ou sistemas aeronáuticos. Alguns deles tais como instalação de materiais absorvedores, amortecedores e mais recentemente, métodos ativos de supressão, lidam com os sintomas e não com as causas de ruído que tem origem diversa, provocado por fluxo aerodinâmico, motores e sistemas que possuem partes móveis, como bombas e motores. A vibração induzida na estrutura é

trabalho. estruturas onde as tubulações são fixadas. Porém, isto não será tratado neste trabalho. A redução ou eliminação da pulsação de pressão e consequentemente, da vibração induzida nas tubulações, pode também, reduzir o ruído induzido nas estruturas onde as tubulações são fixadas. Porém, isto não será tratado neste outro meio proposto, a ser instalado com o objetivo de reduzir a pulsação.

No modelamento que será desenvolvido, pode-se avaliar o comportamento desta pulsação, buscando-se localizar e dimensionar o componente (filtro) ou bombas de combustível.

de operação é constante ao longo da vida útil do componente, no caso as de desempenho. Para fins deste trabalho, será considerado então que a frequência removidos e substituídos bem antes de apresentarem degradação significativa de de componentes, característico de sistemas aeronáuticos, muitos itens são manutenção e confiabilidade e a estimativas conservadoras de tempo de vida útil os filtros deveriam ser reajustados. Porém, graças a requisitos rigorosos de corrosões, mas fixações, a frequência de pulsação pode ser alterada. Neste caso

também uma grande causadora de ruído e sua origem está nos mesmos itens anteriores.

O ponto de partida, então, é uma linha longa com uma bomba fixada em uma das extremidades. A pulsação do fluxo Q_i será a variável independente e a pulsação de pressão P_i a variável dependente. Na outra extremidade da linha assume-se uma resistência ao escoamento laminar relacionando pressão e vazão, na forma: $P_o = R_o Q_o$.

O componente, ou filtro será colocado numa junção, na linha principal (conexão tipo "T"). Para esta linha teremos, então:

$$A_i^L Q_i + B_i^L P_i = Q_o$$

$$C_i^L Q_i + D_i^L P_i = P_o$$

$$\text{ Sendo } A_i^L D_i^L - B_i^L C_i^L = 1 \text{ e } P_o = R_o Q_o$$

$$\frac{Q_i}{P_o} = \frac{D_i^L - B_i^L R_o}{R_o} \leftarrow \frac{Z_c Q_i}{P_o} = \frac{R_o}{1} \frac{Z_c D_i^L - Z_c B_i^L}{1}$$

$$\frac{Q_i}{P_i} = \frac{A_i^L R_o - C_i^L}{A_i^L R_o - C_i^L} \leftarrow \frac{Z_c Q_i}{P_i} = \frac{R_o}{C_i^L} \frac{Z_c D_i^L - Z_c B_i^L}{A_i^L - \frac{R_o}{C_i^L}}$$

Para desenvolvimento das equações que serão usadas para análise da pulsação, a amplitude desta pulsação precisa ser estimada. É usual adotar-se como referência, valores entre 0.5% a 5% do fluxo nominal, para se poder

(37)

$$\begin{aligned}
 A_L^* &= \cosh T_{1s} + Z_c G \sinh T_{1s} \cosh T_{2s} \\
 Z_c B_L^* &= -\sinh T_{1s} - Z_c G \cosh T_{1s} \cosh T_{2s} \\
 \frac{C_L^*}{Z_c} &= -\sinh T_{1s} - Z_c G \sinh T_{1s} \sinh T_{2s} \\
 D_L^* &= \cosh T_{1s} + Z_c G \cosh T_{1s} \sinh T_{2s}
 \end{aligned}$$

sendo: $T_L = T_1 + T_2$ e $Z_{c1} = Z_{c2} = Z_c$

E os parâmetros adimensionais ficam:

(36)

$$\frac{P_o}{P_i} = \frac{A_L^* R_o - C_L^*}{R_o} = \frac{A_L^* - \frac{C_L^*}{R_o}}{1}$$

P_o e P_i

Dividindo uma equação pela outra, obtemos uma relação entre as variáveis

Os filtros que serão propostos são três, chamados de filtro "H", uma derivação deste, chamado de *Helmholtz Resonator* e o filtro "T", na verdade, apêndices ou pequenas extensões, perpendiculares às tubulações, instalados em

aeromáutico (ESDU 1990, MEDEIROS 1997, VIER SMA 1990).

visto, estes acabam por ter dimensões mais aceitáveis do ponto de vista filtros dependem diretamente do comprimento de onda da pulsação, como será pistões, que trabalham a frequências na ordem de centenas de Hz. Como os aeronáuticos, que operam a maiores pressões e usualmente com bombas de dimensões. No entanto, estes são adotados em sistemas hidráulicos serão abaixo discutidos, podem não ser viáveis, por apresentar grandes componentes. Dependendo das frequências envolvidas, filtros dos tipos que combustível, que procura reduzir a presença de substâncias estranhas ao fluido e confundir a filtragem deste tipo de "sinal" com a filtragem típica de um sistema de na tubulação, com o objetivo de reduzir as pulsações de pressão. Não se deve Será apresentado aqui como filtros podem ser dimensionados e localizados

4.8 FILTROS

estimar a magnitude do produto $Z_c Q_1$, que aparece nas funções de transferência $P_0 / Z_c Q_1$ e $P_1 / Z_c Q_1$. Desta maneira, pode-se julgar se as razões de amplitude, definidas por estas expressões, possuem valores aceitáveis. (VIER SMA 1990)

posições ao longo desta, de tal maneira a minimizar as vibrações na frequência e posição desejadas.

O filtro "T" é simplesmente uma linha fechada em uma das extremidades, instalada perpendicularmente à linha principal, de mesmo diâmetro e de comprimento definido de acordo com a frequência a ser minimizada.

O filtro tipo "H" é composto de duas tubulações, de diâmetros diferentes, em série.

Como será mostrado, cada filtro possui características e atributos diferentes. O filtro mais apropriado será definido por estes atributos e também pelas condições do ambiente onde será instalado. Em sistemas de aeronaves, onde peso e espaço são importantes, um tubo fechado pode ser indesejável, se o comprimento for grande e/ou se acrescentar muito peso ao avião. Além disto, pode ser um local de acúmulo de resíduos ou água. Portanto deve-se avaliar com cuidado estes fatores no dimensionamento e localização de um filtro.

Os filtros serão incluídos no sistema através de sua função de transferência, a função G, obtidas na seqüência:

a) Filtro "T"

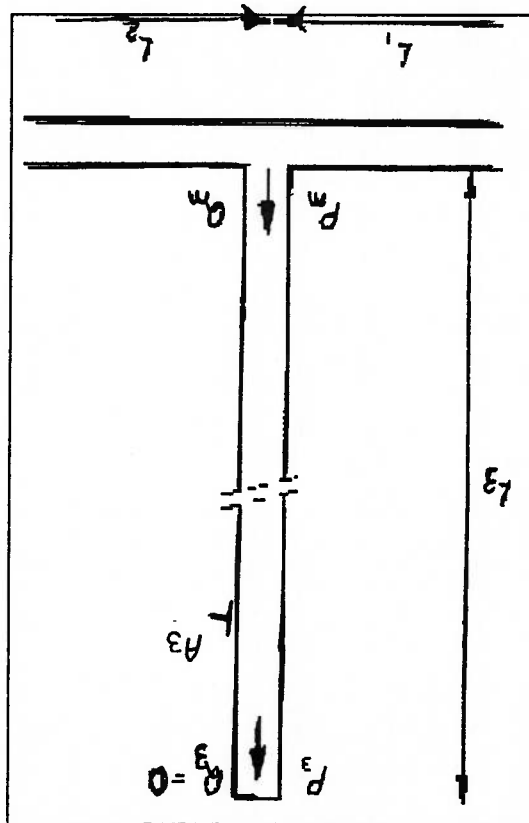


Figura 3 – Representação do filtro "T" (VIER SMA 1990)

Para uma derivação linear de comprimento :

$$L_3 = T_3 a$$

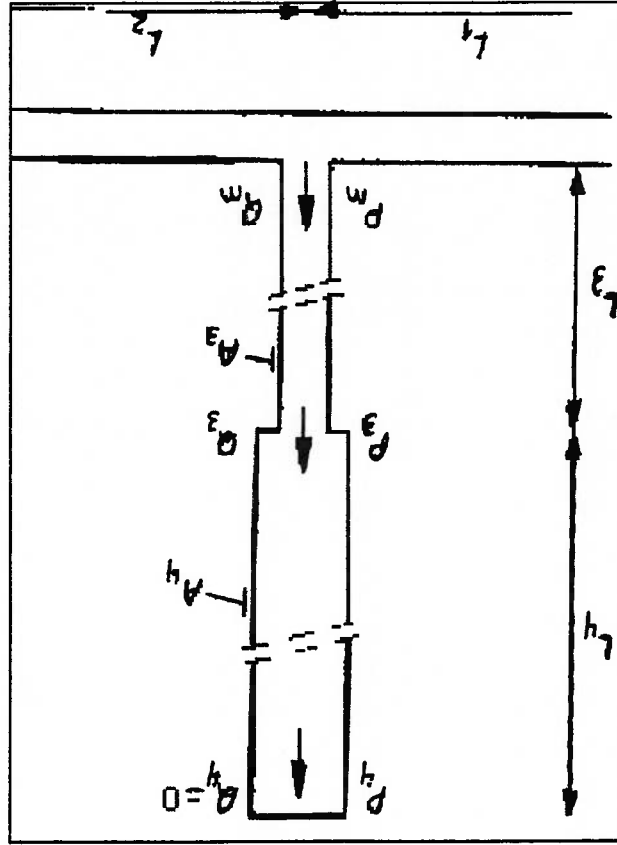
(38)

e impedância característica Z_{cs} . A vazão através da derivação será nula

($Q_3 = 0$), já que o final da mesma é fechado.

Portanto:

Figura 4 – Representação do filtro "H" (VIER SMA 1990)



b) Filtro "H" (duas tubulações longas, em série)

$$A_{L3} \tilde{Q}_m + B_{L3} P_m = \cosh(T_3 s) \tilde{Q}_m - \frac{Z^{c3}}{1} \sinh(T_3 s) P_m = \tilde{Q}_3 = 0$$

$$G(s) = \frac{\tilde{Q}_m}{P_m} = -\frac{B_{L3}}{A_{L3}} = \frac{Z^{c3}}{\tanh(T_3 s)}$$

(39)

O filtro H é constituído de duas tubulações, de diferentes diâmetros, e comprimento L_3 e L_4 , (L_1 e L_2 fazem parte da linha principal) onde o final da segunda linha é fechado, ou seja, $Q_4 = 0$. Então:

$$\begin{bmatrix} A_{L4} & B_{L4} \\ C_{L4} & D_{L4} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} A_{L3} & B_{L3} \\ C_{L3} & D_{L3} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} Q_m \\ P_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{L4}A_{L3} + C_{L3}B_{L4} & A_{L4}A_{L3} + C_{L3}D_{L4} \\ B_{L3}A_{L4} + D_{L3}B_{L4} & D_{L3}D_{L4} + B_{L3}C_{L4} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} Q_m \\ P_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_4 \\ P_4 \end{bmatrix}$$

sendo $Q_4 = 0$ e substituindo temos:

$$G(s) = \frac{P_m}{Q_m} = -\frac{B_{L3}A_{L4} + D_{L3}B_{L4}}{A_{L3}A_{L4} + C_{L3}B_{L4}} = \frac{\frac{Z_{C3}}{\tanh T_{3s}} + \frac{Z_{C4}}{\tanh T_{4s}}}{\frac{Z_{C3}}{\tanh T_{3s}} \tanh T_{4s} + 1}$$

(40)

(41)

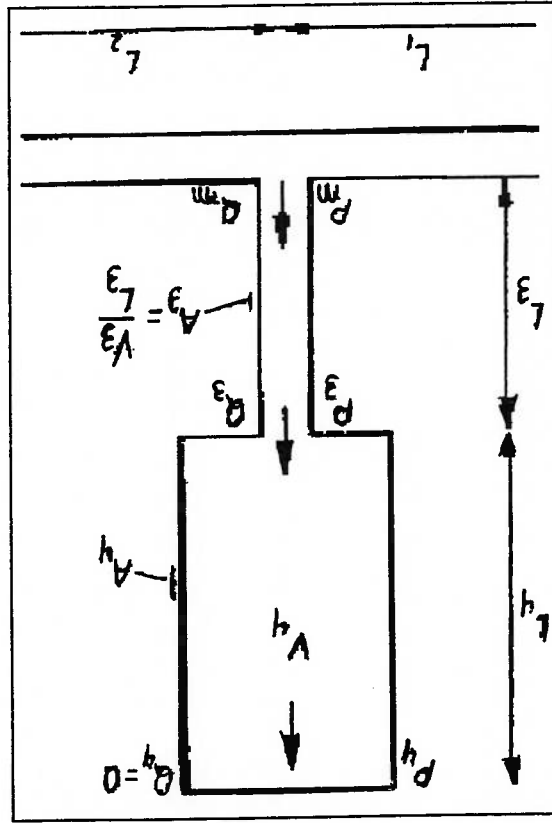
$$V_3 = L_3 A_3 \text{ e}$$

Defina-se o volume de cada um dos dois elementos do filtro como:

simplicificações.

A partir do filtro anterior, podemos fazer as tubulações com comprimento bem pequeno (o que interessa para aplicações aeronáuticas), o que permite

Figura 5 – Representação do filtro Helmholtz Resonator (VIERSSMA1990)



c) Filtro Helmholtz Resonator (duas tubulações curtas em série)

$$V_4 = L_4 A_4$$

(42)

Sendo os comprimentos curtos o suficiente, pode-se adotar:

$$\tanh T_3 s \cong T_3 s \quad \text{e} \quad \tanh T_4 s \cong T_4 s$$

$$\text{Sendo } T_3 = \frac{a}{L_3}, T_4 = \frac{a}{L_4}, Z_{C3} = \frac{A_3}{p a} \quad Z_{C4} = \frac{A_4}{p a}$$

e substituindo na equação do filtro H anterior:

$$G = \frac{\left(\frac{Z_{C3}}{T_3} + \frac{T_4}{s}\right) s}{\frac{Z_{C3}}{T_3} T_4 s^2 + 1} = \frac{\frac{Z_{C3}}{T_3} T_4 s^2 + 1}{\frac{L_3 L_4}{s} \frac{A_3}{s} \left(\frac{a}{s}\right)^2 + 1} = \frac{E}{C_a s}$$

$$\text{onde } C_a = \frac{E}{V_3 + V_4} = \text{capacidade do acumulador de duas linhas}$$

$$\omega_H = a \sqrt{\frac{L_3 L_4}{A_3}} = \text{frequência de ressonância}$$

(43)

4.9 SIMULAÇÃO

As considerações e as equações desenvolvidas anteriormente são a base para a definição do modelo dinâmico de uma linha hidráulica ou, no caso, de combustível.

As equações de Quatro terminais podem ser aplicadas em qualquer ponto da linha, permitindo-se obter pressões e vazões neste ponto. No entanto, as soluções numéricas são no domínio da frequência, não do tempo, já que pulsações provocadas pelas bombas são de caráter periódico.

As equações de Quatro polos podem também ser aplicadas para modelagem e simulações, adotando-se como premissa que as equações podem ser aplicadas em cada um dos elementos da linha.

As equações da continuidade e Navier-Stokes podem ser escritas na forma:

$$\frac{a}{s} P(s) + Z_c \frac{d\bar{Q}(s)}{dx} = 0$$

$$\frac{dP(s)}{ds} + \frac{a}{s} Z_c \bar{Q}(s) N(s) = 0$$

Para os elementos $k-1, k$ e $k+1$

$$\frac{d\bar{Q}}{dx} = \frac{\bar{Q}^{k+\frac{1}{2}} - \bar{Q}^{k-\frac{1}{2}}}{\Delta x} e^{\frac{dP}{dP} = \frac{dx}{P^{k+1} - P^k} \Delta x}$$

$\Delta x =$ comprimento de cada elemento

Levando a :

$$P^k = \frac{a}{\Delta x} \frac{Z_c (\bar{Q}^{k-\frac{1}{2}} - \bar{Q}^{k+\frac{1}{2}})}{s}$$

$$Z_c \bar{Q}^{k+\frac{1}{2}} = \frac{a}{P^k - P^{k+1}} \frac{N(s) \Delta x}{s}$$

(44)

A função $N(s)$ pode ser aproximada por:

$$N(s) = \frac{s}{a} + 1 + \frac{K_1}{K_1 \tau_1 s + 1} + \frac{K_2}{K_2 \tau_2 s + 1} + \frac{K_3}{K_3 \tau_3 s + 1}$$

$$K_1 = 0.1918 \quad K_2 = 0.0948 \quad K_3 = 0.00407$$

$$\tau_1 = \frac{a}{0.2496} \quad \tau_2 = \frac{a}{0.0352} \quad \tau_3 = \frac{a}{0.0024}$$

(45)

Uma linha de combustível pode ser representada pelos vários elementos:

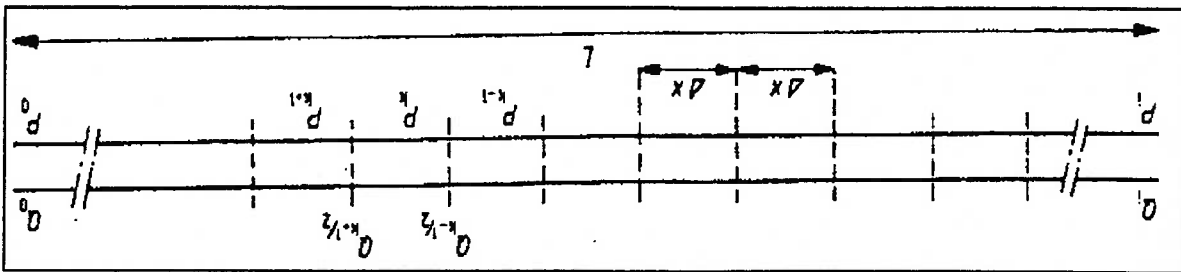


Figura 6 - Representação de uma tubulação formada por elementos de comprimento Δx (VIER SMA, 1990)

Um setor de uma linha de combustível pode ser representado através do

diagrama de blocos abaixo:

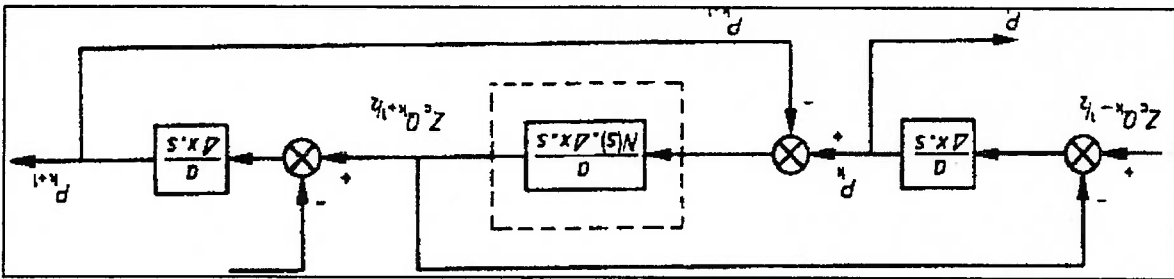


Figura 7 - Diagrama de blocos representando a tubulação (VIER SMA, 1990)

Através das equações de transferência desenvolvidas anteriormente, podemos representar um elemento da linha de combustível como:

Partindo da premissa que as equações podem ser aplicadas em cada elemento de linha, podemos representar então uma linha de combustível como a soma de vários elementos anteriores, como abaixo:

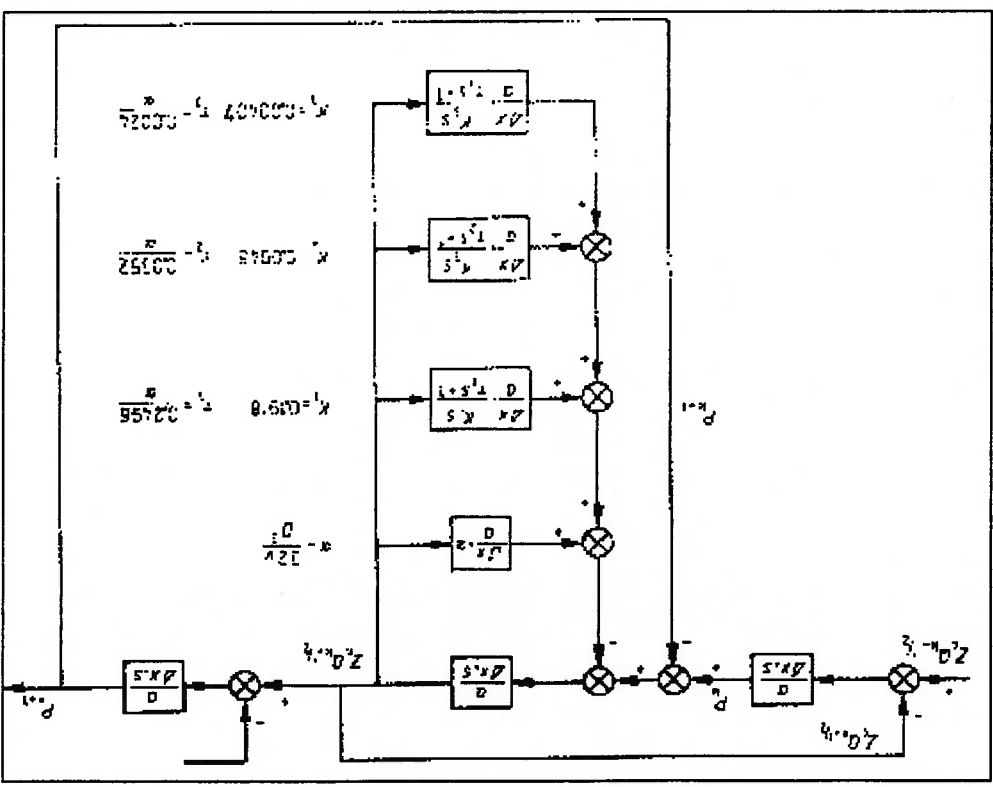


Figura 8 - Representação expandida da tubulação (VIER SMA, 1990)

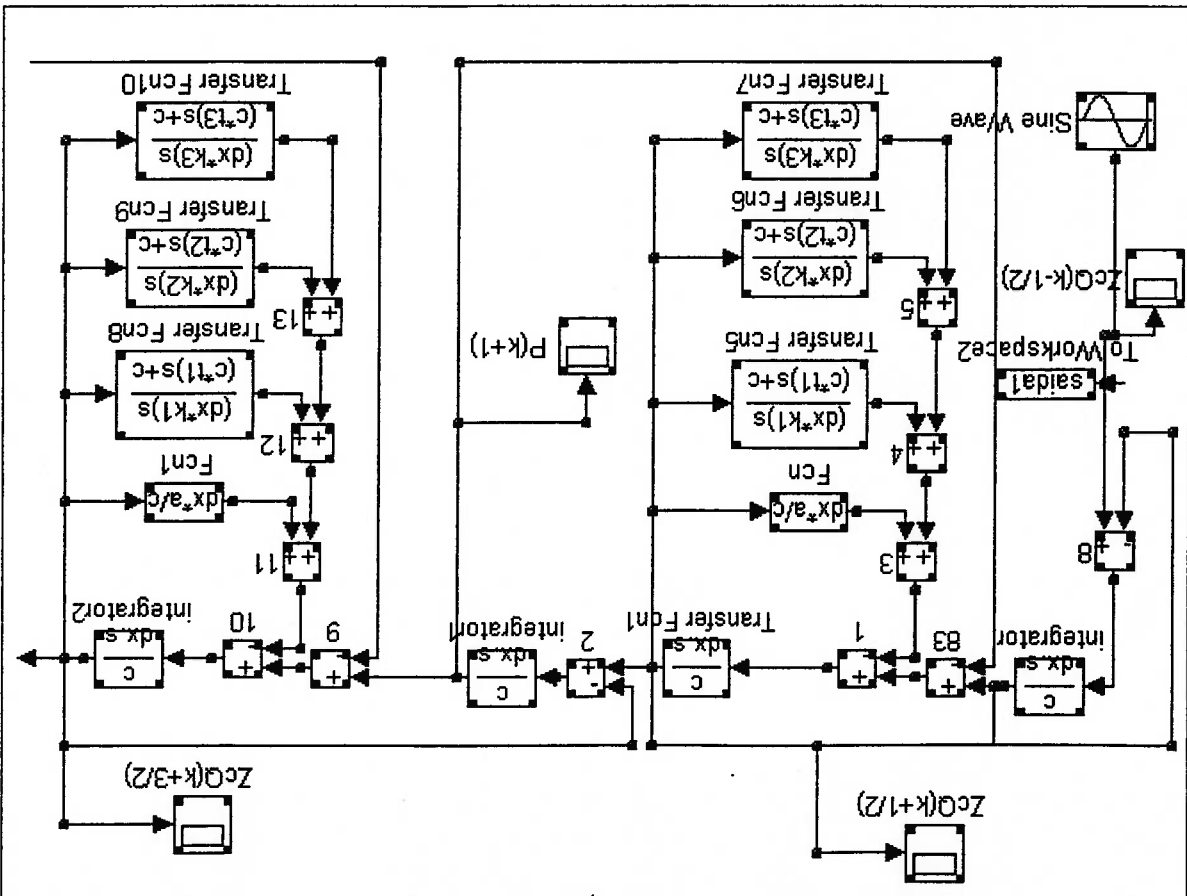


Figura 9 - Representação da tubulação no formato implementado no MATLAB/SIMULINK. Os osciloscópios e saídas representadas são utilizados para se obter os valores de pulsação nos pontos desejados. Podem ser inseridos conforme desejado.

Para ilustração, a entrada é representada por um sinal periódico senoidal (mais representativo de uma bomba),

A Figura 9 , acima, representa apenas dois elementos. Mais elementos podem ser adicionados, de acordo com as dimensões da linha em estudo e do comprimento das seções.

Esta instalação é simples, composta de uma tubulação de alumínio, em vários segmentos, acoplados através de conexões flexíveis, e de diâmetros diferentes, com um traçado em diversos planos, com várias curvas. A linha é razoavelmente longa, e contém duas bombas em paralelo acopladas em uma das extremidades, uma válvula de corte (aberta ou fechada, sem função de controle

mais segura, sempre que necessário.

tenha maior performance de subida, para livrar obstáculos e atingir uma altitude peso da aeronave e permitir que o pouso seja mais seguro ou que a aeronave A função desta instalação é alijar o combustível dos tanques para aliviar o

combustível.

A instalação que se pretende estudar é uma linha de alijamento de

4.10 A LINHA DE SISTEMA MODELADA

os exemplos desenvolvidos a seguir:

O desenvolvimento matemático descrito anteriormente é a base teórica para

instalados em derivações nestes pontos.

filtros ou outros meios para redução de vibração, podem ser dimensionados e determinar em quais pontos as oscilações atingem níveis excessivos e então pode-se obter valores de variação de pressão e vazão nos pontos desejados.

Através do modelo anterior, implementado através do MATLAB/SIMULINK,

de vazão ou pressão) e a outra extremidade é aberta ao ambiente. Como é típico de tubulações de combustível, não existem válvulas de controle de pressão nem acumuladores, nem filtros de qualquer espécie.

No caso da instalação em questão, deseja-se alijar uma grande quantidade de combustível em um tempo relativamente curto, exigindo uma grande vazão que, conseqüentemente, pode causar maiores índices de vibração.

Neste estudo, o objetivo será reduzir uma das frequências de vibração, a considerada mais crítica, induzida pela variação de pressão e/ou vazão causadas pelas bombas durante a operação do sistema.

O caso em estudo, linha de alijamento, é aberta no final, passa por quase toda a envergadura do avião, por dentro do tanque de combustível das asas. Vibração nesta região, vindas das bombas, mesmo que não levem a deslocamentos de grande amplitude, podem gerar fadiga prematura, trincas, podendo levar a vazamentos e/ou danos estruturais ao sistema ou à aeronave. Além do mais, para garantir rigidez à tubulação, deve-se adicionar vários pontos de fixação à estrutura do avião, nem sempre disponíveis no local e na quantidade desejada.

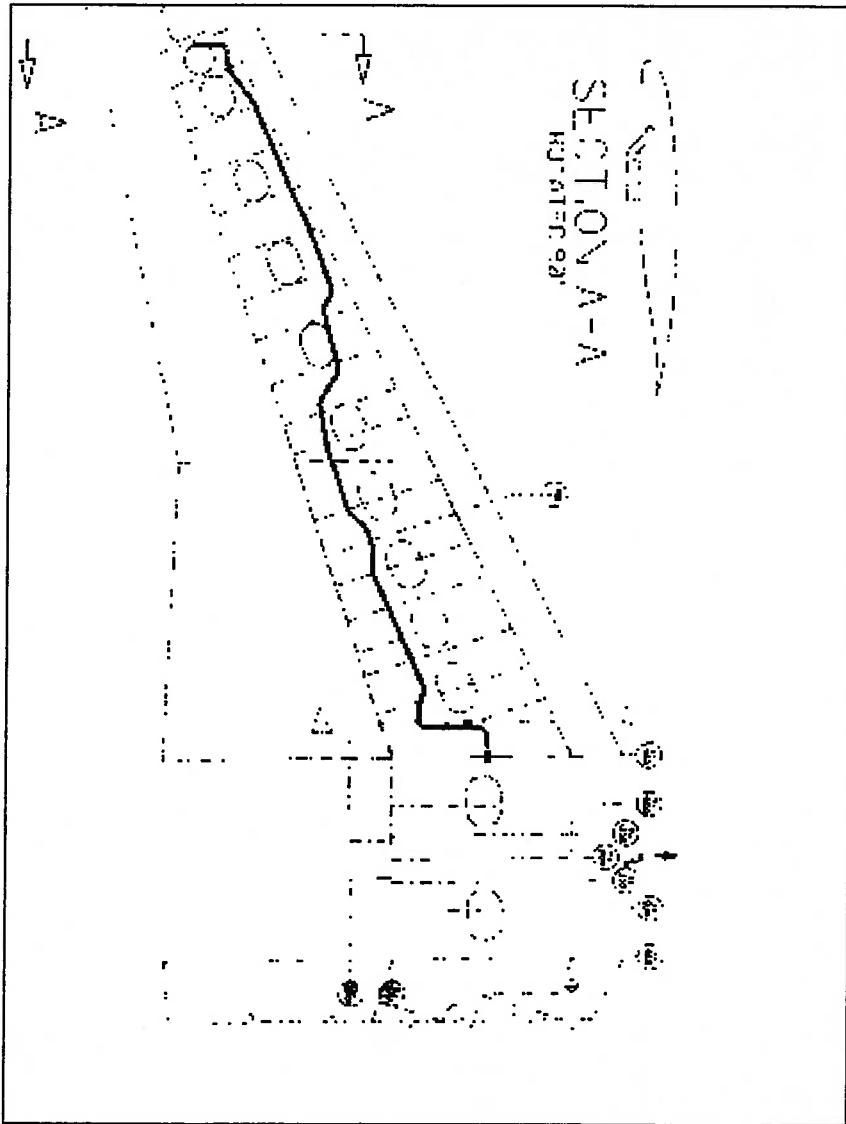
Embora em termos práticos, acabe-se por concluir que filtros não são necessários, uma análise, mesmo simplificada, pode fundamentar esta decisão.

As Figuras 10 e 11, a seguir, ilustram a tubulação de alijamento de combustível que percorre o interior da asa e o rig de combustível utilizado para

desenvolvimento do sistema, onde se pode observar, além da tubulação da asa, a parte instalada no interior da fuselagem, conectada aos tanques internos.

Um transdutor de pressão e um medidor de fluxo foram posicionados na tubulação, logo após a intersecção entre a asa e a fuselagem, para medida da pressão e do fluxo, respectivamente, do combustível, durante a operação de alijamento. Um sistema dedicado de aquisição de dados, regista estes e também parâmetros de quantidade de combustível, pressão em diversos pontos de interesse, tensão na bomba, para posterior análise, conversível para ambiente tipo *Windows*.

Figura 10 – Tubulação de alinhamento de combustível passante no interior da estrutura da asa. O diâmetro interno é de 25mm e o comprimento de cerca de 7 metros. (Fonte: DTE/GMP, Embraer, 1998).

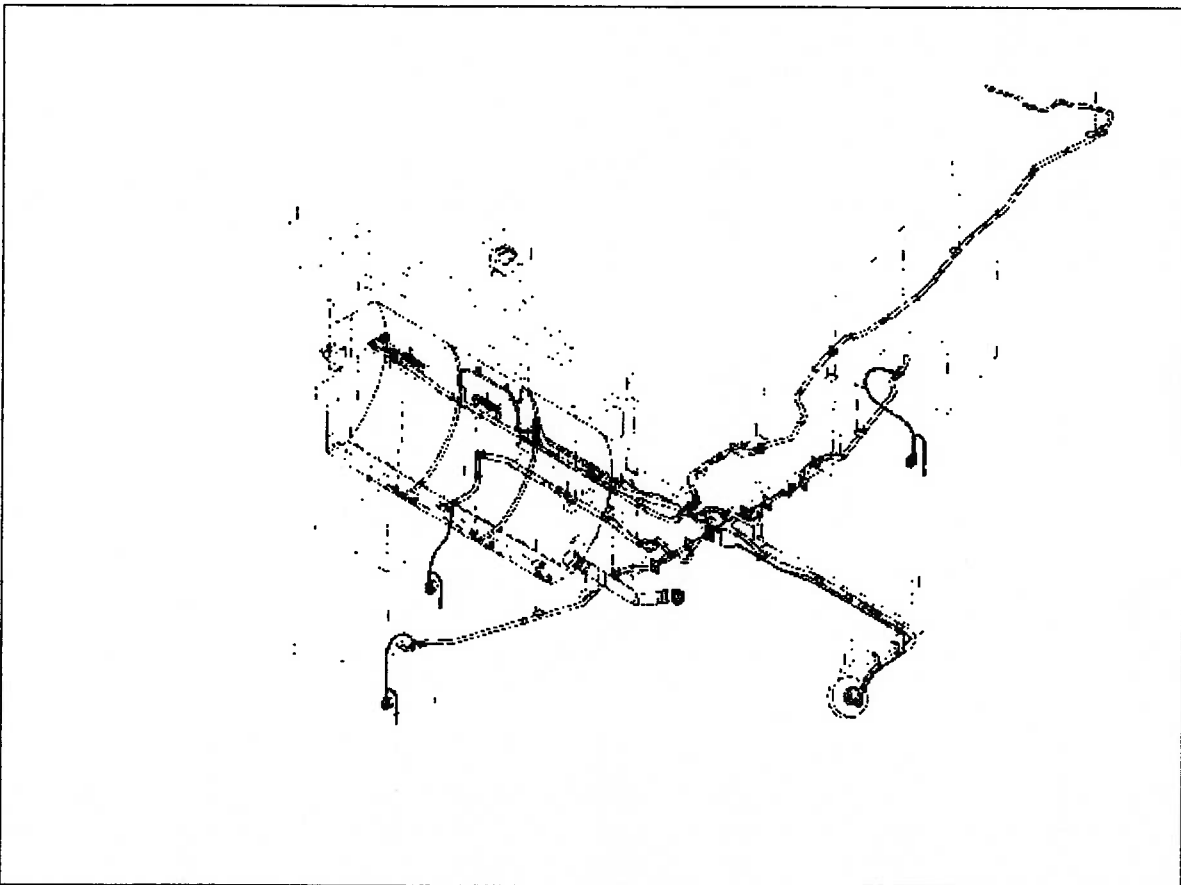


pele simulador como dados de entrada.

através do fabricante (Figura 12), fornece os parâmetros que serão utilizados

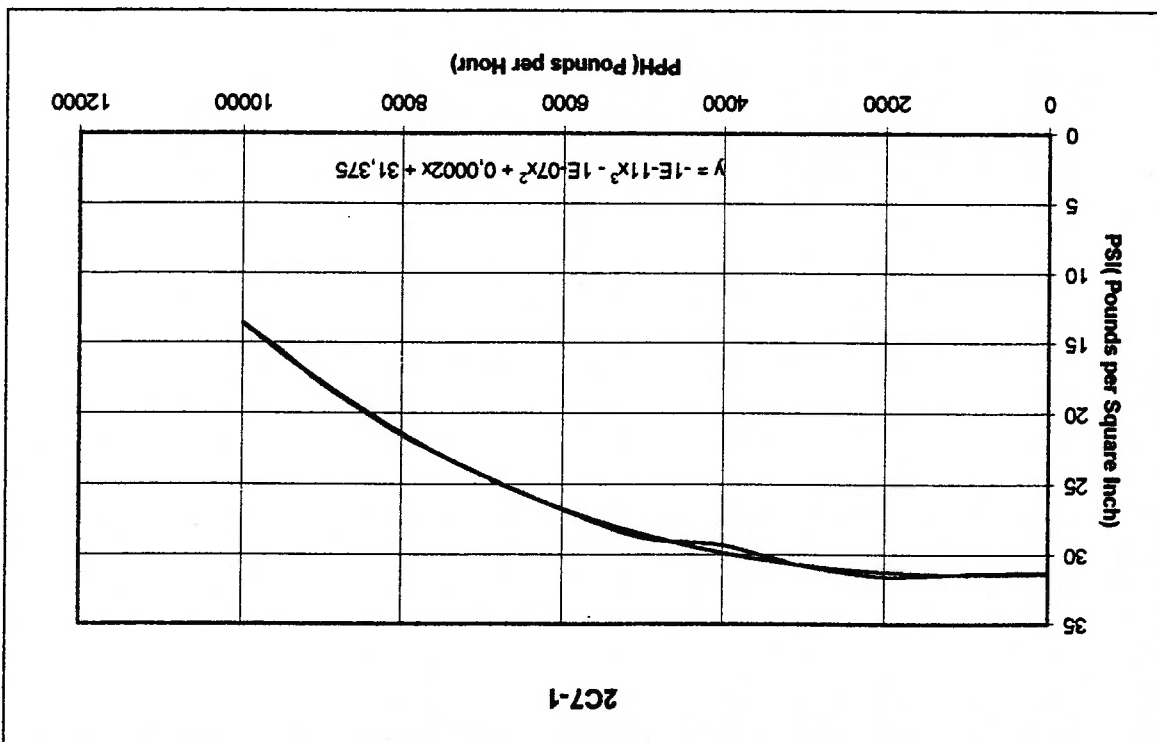
A curva característica da bomba, com dados de Pressão e Vazão, obtida

ilustrado).(Fonte: DTE/GMP, Embraer, 1998)
superior direito) e também de alimentação dos motores(não
sistema de abastecimento sob pressão) tubulação no canto
cerca de 11 metros. O rig também é utilizado para desenvolver o
esquerda). O comprimento total da tubulação de alinhamento é de
ligação com a parte instalada na asa (tubulação mais longa, à
proveniente dos tanques instalados na fuselagem (à direita) e sua
Figura 11 – Ilustração do rig de combustível, onde se observa a tubulação



Usando MATLAB/SIMULINK, foi possível montar um modelo composto de 22 elementos (mais elementos podem ser acrescentados conforme desejado, porém o processamento fica mais lento, quando aplicado em PC).

Figura 12 – Curva Característica da bomba 2C7-1. A equação representada no gráfico é a de melhor ajuste na curva original da bomba. Com apenas uma bomba operando, a vazão é de cerca de 8000 pph (~16000 Kg/H) e a pressão medida pelo transdutor, localizado no meio da linha é de 7 a 8 PSI(0,48 a 0,55 HPa)
 (Fonte: Parker Air & Fuel Division, 1998)



Na extremidade(início) foi incluído um gerador de sinais, que simula a pulsação induzida pela rotação das bombas. A frequência da pulsação é relacionada à rotação e ao número de palhetas.

Ao longo da tubulação, a frequência de pulsação é considerada constante e amplitudes de pulsação podem variar, devido a vários fatores dentre eles a viscosidade do fluido, diâmetro e comprimento da tubulação, velocidade de propagação do som no meio, pressão e vazão fornecidas pela bomba, todos considerados na simulação.

Cada elemento da tubulação é composto de funções de transferência e integradores, que incorporam os diversos fatores considerados.

A entrada no simulador é dada por rotação da(s) bombas e vazão inicial. As saídas são valores de variação da pressão e vazão em cada um dos elementos.

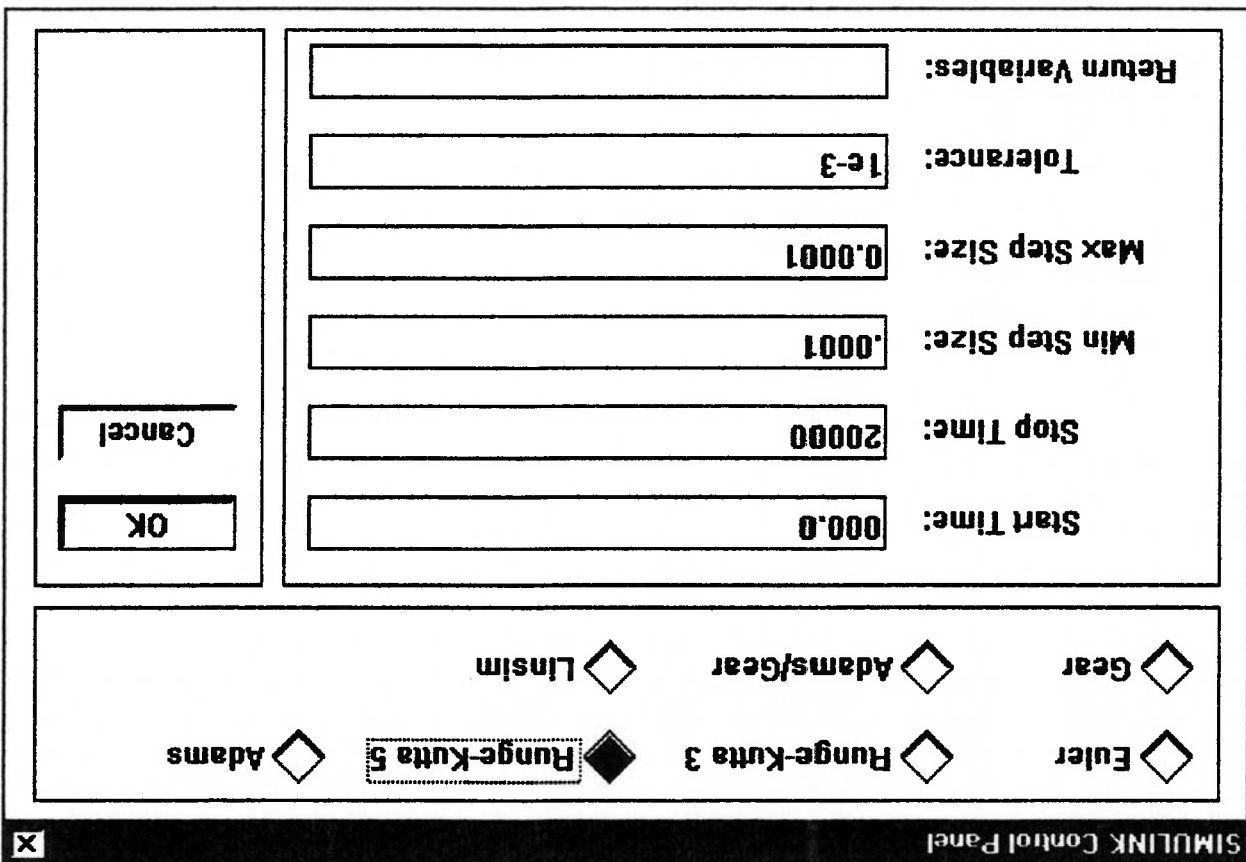
5. RESULTADOS

Uma vez estruturado o simulador, como um arquivo extensão “.m”, aplicável ao MATLAB/SIMULINK, deve-se ajustar os parâmetros necessários para execução das simulações, de acordo com cada caso a ser simulado.

Os primeiros ajustes são internos ao SIMULINK. Deve-se escolher o método de integração mais adequado ao simulador desenvolvido. Para este estudo foi selecionado o método Runge-Kutta 5, por ser um método conhecido e de adequada precisão. Deve-se ainda ingressar com os parâmetros de inicialização, que são: Tempo de Início(*Start Time*), Tempo de finalização(*Stop Time*), Passo Mínimo de Integração(*Min. Step Size*), Passo Máximo de Integração(*Max. Step Size*), e a Tolerância(*Tolerance*) (Figura 13).

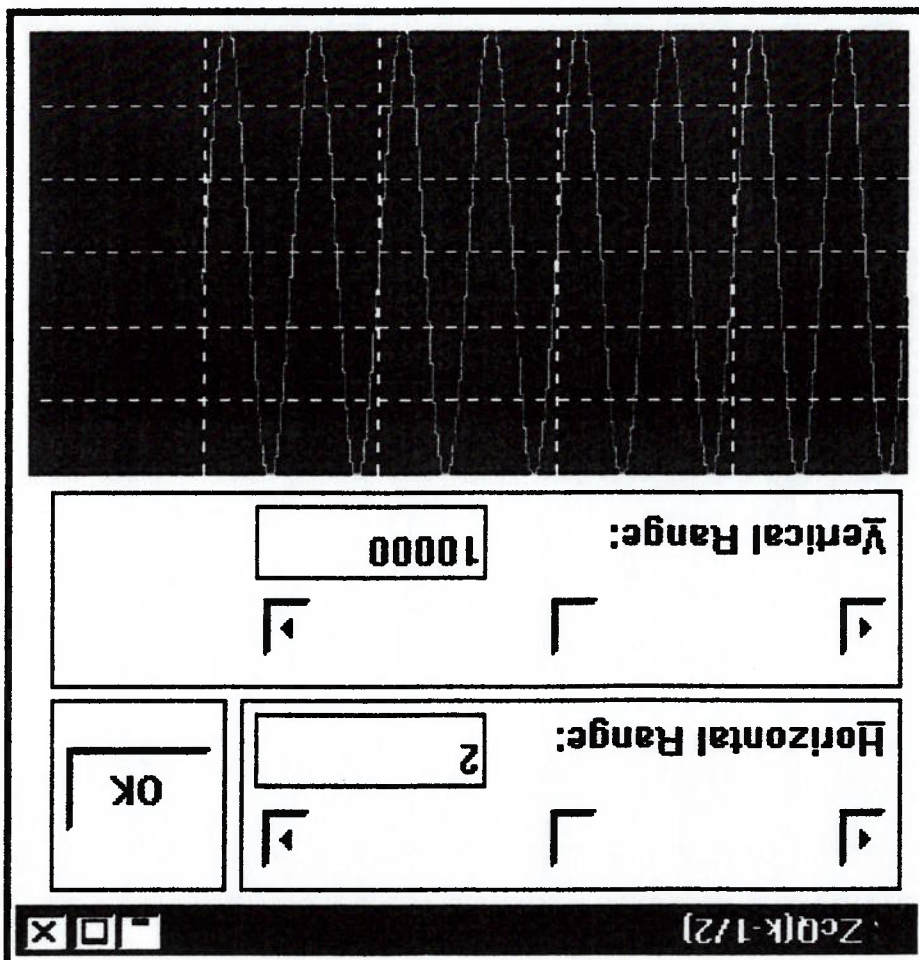
Uma vez ajustados os parâmetros do método de integração, deve-se ajustar as escalas dos parâmetros de saída, se desejada visualização gráfica durante a simulação, através dos blocos **Scope (osciloscópios)**, nos pontos desejados. Para os casos de estudo, foram muito utilizados os osciloscópios posicionados, um próximo da bomba e outro posicionado no sexto elemento, no ponto de referência. Desta forma, pode-se visualizar o comportamento da pressão durante a simulação. Estes ajustes podem também ser realizados durante a simulação, conforme desejado (Figura 14).

Figura 13 – Ajuste de parâmetros de integração para utilização durante simulações. (Fonte: MATLAB/SIMULINK)



Além da visualização gráfica, foram incluídos blocos de saída que transferiram os dados, em forma vetorial, para arquivos de dados que possam ser manipulados, utilizando-se os arquivos auxiliares (denominados: Gráficos 1 e 2), que fornecem os gráficos de visualização da pressão, em função do tempo e/ou em frequência.

Figura 14 – Bloco Osciloscópio, com escalas ajustadas para visualização da simulação (o exemplo mostra, no eixo vertical, a pressão na saída da bomba, em Pa) (Fonte: MATLAB/SIMULINK)



Os casos de estudo que serão apresentados foram baseados em situações reais, que ocorrem em sistema de combustível projetado e desenvolvido para modelos de aviões dotados de 2 motores, tipo turbojato, da Embraer. O sistema de combustível destas aeronaves possui 6 bombas centrífugas, de 5 palhetas cada, que giram a cerca de 2500 RPM, alimentadas por 24 VCC (Volts, corrente contínua), provenientes da geração elétrica do avião. Cada um dos motores são alimentados por um grupo de 3 destas bombas, que são conectadas a tubulações de 25mm de diâmetro interno. O combustível é bombeado através desta tubulação, utilizando-se uma bomba por vez, com as demais permanecendo desligadas. Em situações normais, as bombas selecionadas pelos pilotos, permanecem alimentando os motores e também, se necessário, a APU ou Unidade Auxiliar de Potência durante todo o voo. No caso de falha da bomba selecionada, a pressão na tubulação de combustível cai. Um sensor de pressão, posicionado ao longo da tubulação, ao "sentir" a queda de pressão, aciona, automaticamente, uma das duas outras bombas, que estavam desligadas, para evitar que o motor que está conectado a esta tubulação seja desligado, por falta de combustível. Ao ser acionada, a bomba reserva faz crescer novamente a pressão na tubulação. O sensor de pressão, ao "sentir" esta recuperação, envia um sinal elétrico que desliga a bomba reserva, fazendo com que a pressão volte a cair, na tubulação.

Uma derivação do sistema de combustível original, aplicável a uma das versões do jato biraetor da Embraer, contém uma tubulação adicional, também de combustível para o interior do avião.

flexíveis, pode vir a apresentar deformações que levem a vazamentos de tubulação, formada de várias partes conectadas umas às outras através de juntas localizadas. A própria localização foi determinada levando-se em conta tais oscilações. A própria estrutura primária do avião. Tais bragaadeiras não foram dimensionadas, nem sua podem ocasionar danos nas bragaadeiras que prendem a tubulação em pontos na se aumento dos níveis de ruído e vibração. A médio e longo prazo tais vibrações a baixa frequência, é visível a oscilação da tubulação e, no interior do avião, tem- Como a amplitude de variação da pressão é de cerca de $\pm 0,10$ HPa, embora prossiguir normalmente.

que o motor seja desligado por falta de combustível e portanto, o voo poderia da bomba inicialmente escolhida for detectada, pois o sistema automático evitará Porém, esta seleção, pelos pilotos, pode levar muito tempo, isto se a falha 0,62HPa (9 PSI).

normais atinge cerca de 2,2 HPa (32 PSI), passa a variar entre 0,40HPa (6 PSI) e Esta "ciclagem" é de cerca de 5 Hz, e a pressão nominal, que em condições um seletor na cabine de comando, ligando-a permanentemente.

que os pilotos, manualmente, selecionem uma das bombas reservas, através de queda na pressão, estabelecendo um ciclo, ou "ciclagem", que se mantém até O sensor de pressão repete o comando de ligar a bomba, ao detectar nova

25mm de diâmetro interno, que tem como função "alijar" combustível para fora da aeronave, a uma vazão de cerca de 150 l/min por lado, buscando diminuir rapidamente o peso do avião, permitindo o pouso do mesmo quando em situações de emergência.

Este sistema é composto por duas bombas, do mesmo tipo descrito anteriormente, conectadas à tubulação em um dos extremos, que por sua vez, é aberta para a atmosfera no outro extremo.

Também neste caso, a falha de uma das bombas, durante a operação, provoca o acionamento da segunda, através do mesmo processo descrito anteriormente, levando ao mesmo tipo de "ciclagem".

Neste caso, a tubulação de alijamento inicia-se na parte traseira da fuselagem, onde ficam os tanques de combustível auxiliares e estende-se até a parte central, mais à frente, onde adentra o conjunto das asas. A tubulação prossegue, por dentro das asas, até a extremidade da mesma, onde termina, de maneira que, em caso de "alijamento", o combustível não atinja partes críticas do avião ao ser liberado.

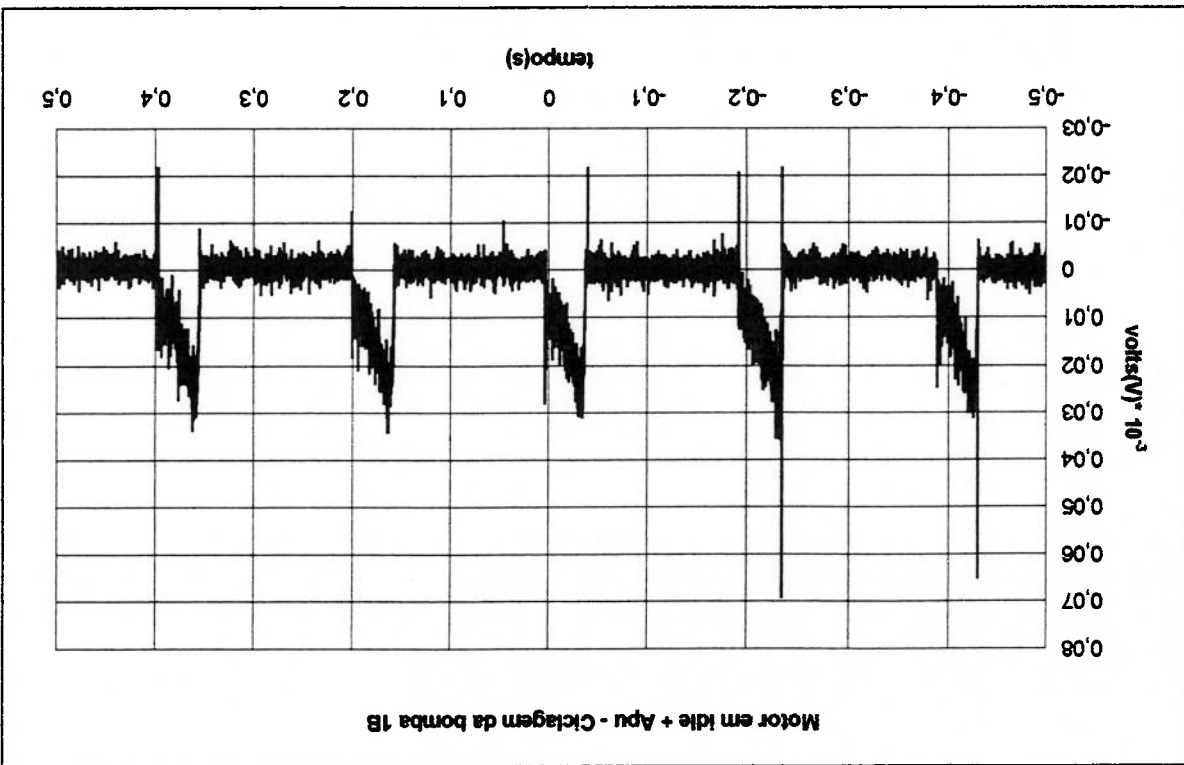
Se, durante a operação, a vibração nesta tubulação atinge valores altos o suficiente para deformar a mesma, mesmo que momentaneamente, eventuais vazamentos podem atingir o interior da fuselagem, afetando os ocupantes e/ou interior das asas, podendo deformá-la, caso a pressão interna cresça acima dos limites ou afetando outros componentes e até outros sistemas que também ocupam o interior das asas, juntamente com o sistema de combustível, ou até

mesmo provocar vazamentos por áreas diversas, ao longo da envergadura, podendo atingir áreas críticas da aeronave, colocando em risco sua operação.

Tais características de operação dos sistemas descritos foram observadas e medidas, tanto no avião, quanto no "rig", no qual os sistemas de controle e operação dos sistemas de combustível foram e são desenvolvidos e onde eventuais problemas podem ser acessados e as propostas de solução implementadas e testadas:

A Figura 15, abaixo, mostra o comportamento, em Volts, da tensão de alimentação de uma bomba quando em ciclagem. Pode-se notar que a queda da tensão não é instantânea, mas a recuperação é bem mais rápida. Para comportamento da pressão na tubulação também segue o mesmo perfil. Para efeitos deste estudo, a curva de pressão fornecida pela bomba e aquela presente na tubulação durante a "ciclagem" foram consideradas como sendo Senoidais. Os sensores de pressão utilizados pelo sistema real não possuem a sensibilidade de resposta de um osciloscópio e são transdutores, isto é, convertem o sinal de pressão, sentido por um diafragma, em tensão, através de uma curva de calibração linear. A taxa de amostragem, tanto do transdutor, quanto do sistema em si, sendo este o real responsável pelo acionamento e desligamento repetitivo da bomba, também participam na obtenção de curvas de aparência senoidal, mas com picos e vales mais agudos (**Figura 16**).

Figura 15 – Tensão na bomba, durante “ciclagem”, em relação ao tempo, onde se observa que a tensão não diminui instantaneamente. (Fonte: DTE/GEN/NSI, Embraer, 2000)



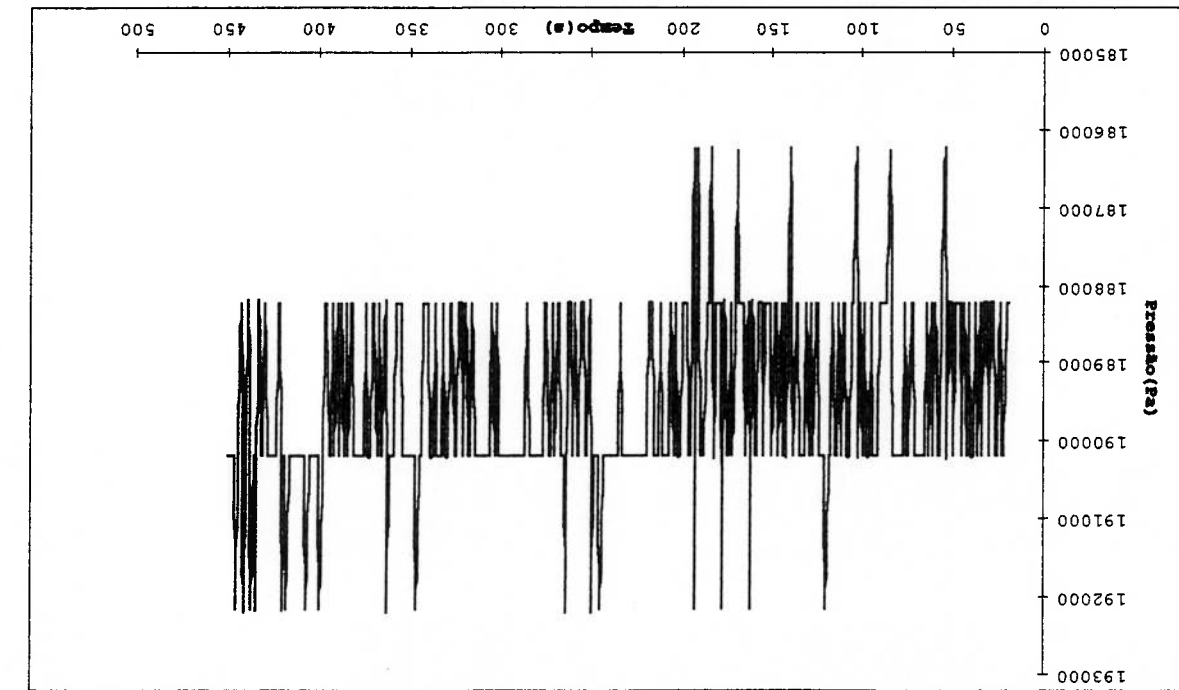


Figura 16 – Pressão na tubulação de alijamento de combustível, durante operação de 2 bombas, medida no rig. Devido às limitações do sistema de aquisição de dados, quanto à amostragem do sinal, os valores máximos e mínimos de pressão, que caracterizariam “pulsações”, podem passar despercebidos ou ser confundidos com ruído no sinal. No entanto, percebe-se a característica senoidal da pressão gerada pelas bombas. (Fonte: DTE/GEN/NSI, Embraer, 2000)

A Figura 17 mostra o espectro de frequência da variação de tensão na bomba durante a ciclagem, obtida através da aplicação de uma Transformada Rápida de Fourier (FFT- Fast Fourier Transform), onde se percebe que a frequência predominante é cerca de 5 Hz. As demais frequências e picos são devidas ao comportamento da tensão de alimentação das bombas.

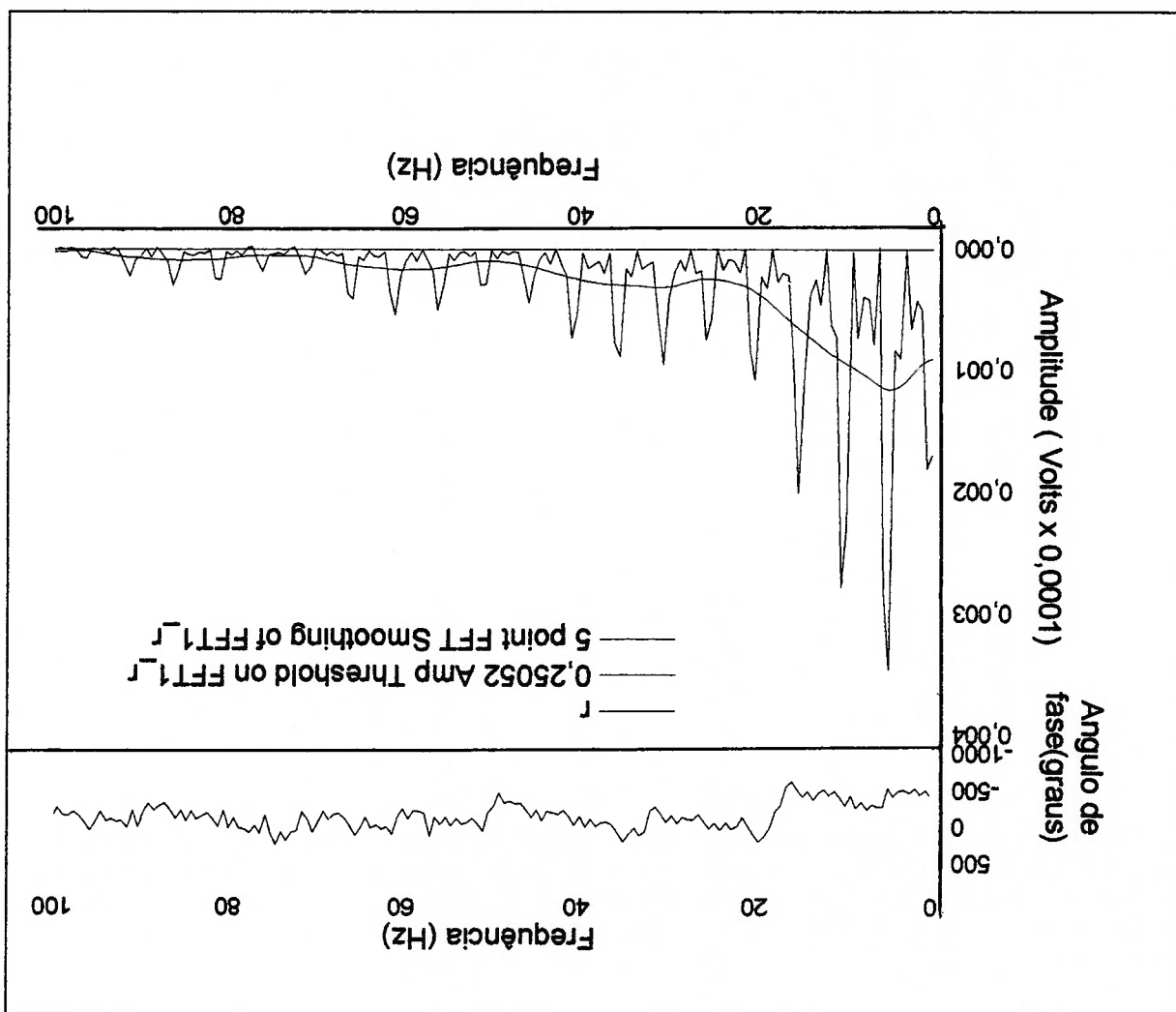


Figura 17 – Espectro de frequência da curva de tensão na bomba(Figura 9), onde se observa a predominância da frequência a 5 Hz. As demais frequências são consequência da característica do sistema, cuja tensão não cai instantaneamente. As curvas em vermelho foram geradas para melhor visualização.(Fonte: DTE/GEN/NEV, Embraer, 2000)

As figuras anteriores são as referências para o ajuste do simulador e para se comparar seus resultados.

A Figura 18, abaixo, mostra o arquivo de dados de entrada, Fuelm, montado para iniciar o simulador.

%Arquivo de dados para Simulador de Sistema de Combustível;

% (Exemplo 1)

% Variáveis de entrada:

i=10;

% fator que define o dx (recomendado=10), fornece o número

% de elementos. Valor igual ao comprimento de onda;

w=5;

% frequência de pulsação da bomba em HZ

%(rps*no de vanes);

D=0.0254; % diâmetro interno da linha em m;

e1=6; % número de elementos até o ponto de interesse;

Qp=(20/60)*0.001 % vazão nominal da bomba, m³/s;

% Dados do fluido(Querosene de aviação, QAV-1 ou Jet-A1);

d=811/9.81; % massa específica do combustível em Kg/m³;

c=1300; % velocidade do som no meio, em m/s.

% pode ser obtido pela relação: (sqrt(E/d));

v=1.6e-6; % viscosidade do combustível, 20°C, em m²/s;

% Dados da tubulação, pressão e vazão da bomba;

o=c/w

% comprimento de onda em m;

dx=c/(w*i)

% comprimento de cada elemento (m),

% equivalente ao comprimento de onda/número de

% elementos;

a=32*v/D^2;

% fator viscosidade (s⁻¹);

Zc=d*c/(pi*(D^2)/4) % Impedância característica da linha em kg/(s.m⁴);

QD=(20/60)*0.001*0.0305 % pulsação da vazão em m³/s para uma

% bomba;

$P_n=32*6.8948e3;$	% pressão nominal da bomba, na saída, em
$L=dx*ei$	% comprimento da linha até o ponto de interesse;
$P_i=(Zc*Qp)*.8916$	% pressão "simulador" da bomba;
$r_P=(P_n)/P_i$	% razão de pressão da bomba;
$dP=1.5*6.8948e3;$	% amplitude da pulsação de pressão na saída da bomba, em P_a ;
% Constantes, advindas de Navier-Stokes;	
$K_1=0.1918;$	
$K_2=0.0948;$	
$K_3=0.00407;$	
$t_1=0.2496/a;$	
$t_2=0.0352/a;$	
$t_3=0.0024/a;$	
% Filtros;	
% Filtro "T";	
$%L=dx*6$	% comprimento da linha até o ponto que se deseja aplicar o filtro;
$%T=L/c$	% tempo de propagação da onda até o ponto desejado;
$%wf=(2*pi*c)/L$	% frequência no ponto desejado;

```

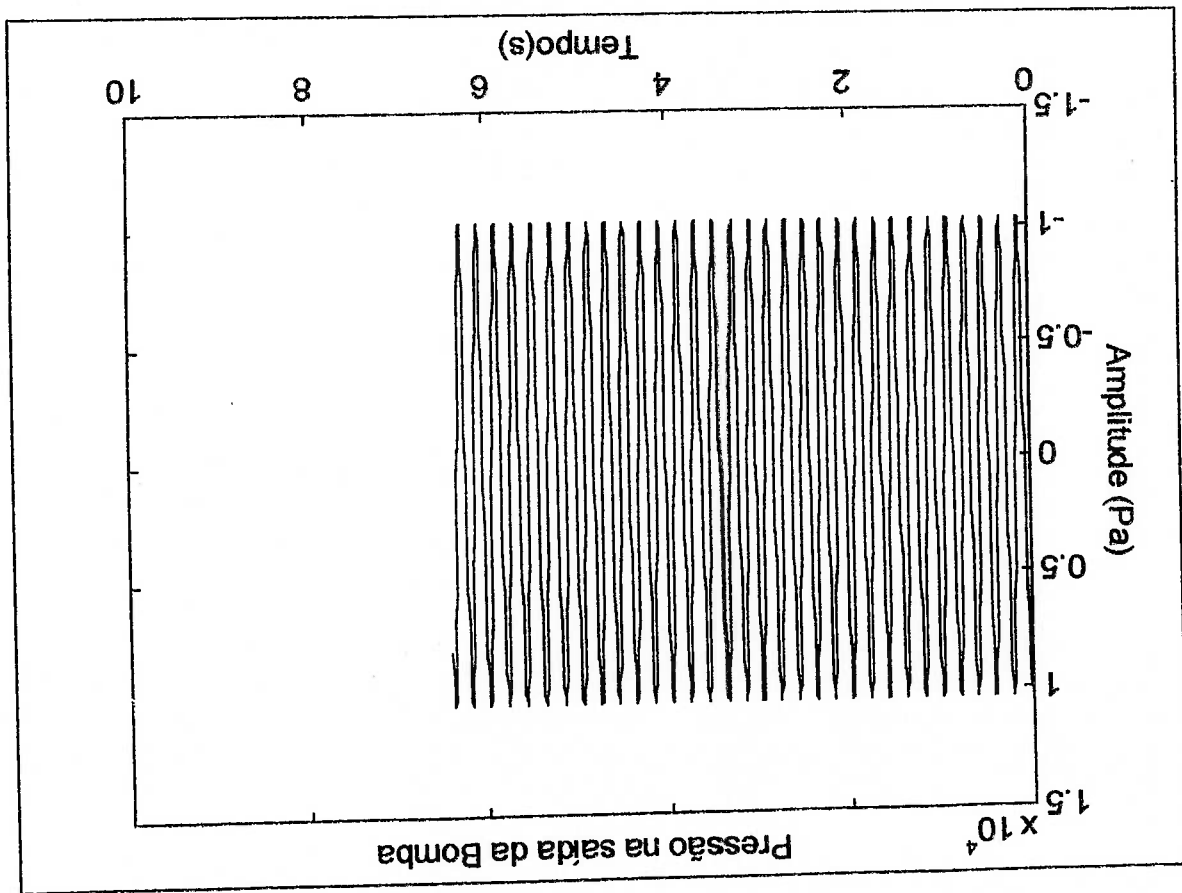
% Cálculo do comprimento de filtro para filtragem total;
% Tf=(pi/2)/w
% tempo de propagação da onda até o final do filtro
% desejado para filtragem completa;
%Lf=Tf*c
% comprimento do filtro desejado;
%Df=0.0254;
% diâmetro do filtro em m;
%Zcf=d*c/(pi*(Df^2)/4); % Impedância característica do filtro kg/(s.m^4);
% Filtro "H";
%E=d*c^2;
%L3=0.2;
%Comprimento da primeira seção;
%L4=0.2;
%Comprimento da segunda seção;
%A3=pi*Df^2/4;
%Área da primeira seção;
%A4=pi*0.127^2/4;
%Área da segunda seção;
%Ca=(L3*A3+L4*A4)/E;
%wh=c*sqrt(A3/(L3*L4*A4)) % Frequência de ressonância;

```

Figura 18 – Arquivo de dados de entrada do simulador **Fuel.m**, Exemplo 1. Os parâmetros foram ajustados para o caso de ciclagem de 5 Hz ($w=5$) e cujo comprimento de onda equivale a 260m. O ponto de interesse é no elemento 6, que no exemplo, estaria a 71m da bomba. A parte final do arquivo mostra apresenta dados de entrada para ajuste de filtros.

A partir dos dados constantes no arquivo **Fuel.m**, de acordo com os dados medidos, pode-se obter os seguintes resultados, apresentado abaixo, para $dx=11,8m$ (comprimento de onda 260m, ou 11,8 x 22 elementos) (**Figura 18**). Os gráficos obtidos para o sinal de variação de pressão na saída da bomba, serão ajustados, posteriormente, para se obter os resultados em outros pontos da tubulação.

Figura 19 – Variação da pressão na saída da bomba, gerada pelo simulador, para comprimento de cada elemento, $dx = 11.8$ m. (Fonte: MATLAB/SIMULINK)



Como pode ser observado, a variação de pressão, na saída da bomba é similar à medida real, durante ciclagem, no rig ou no avião, atingindo uma amplitude máxima pouco maior do que 10000 Pa, compatível com o valor do parâmetro de entrada, dp , que foi ajustado para uma frequência de 5 Hz.

Para melhor visualização, aplicando o arquivo Gráfico 1, abaixo(Figura 20), obtém-se o gráfico da FFT do sinal de variação de pressão na saída da bomba, ilustrado na Figura 21.

```

% Arquivo de dados auxiliar para visualização gráfica;
% (Exemplo 1)
r=0;g=0;t=0;
for x=0:1:999% gera a rotina com número de amostras;
    r=r+1;
    k(r,:)=g;% gera vetor coluna com escala em frequência (Hz);
    z(r,:)=t;% gera vetor coluna com escala em Segundos;
    t=t+0.005;% gera o intervalo de tempo entre amostras;
    g=1/5+g;% converte a taxa de amostragem e o número
    % de pontos em unidades de frequência Hz;
    % encerra a rotina;
end
% Geração de gráficos;
% a) Na saída da bomba;
plot(z,saida1,'r')
Title('Pressão na saída da Bomba')
Xlabel('Tempo(s)')
% b) No ponto de referência desejado;
plot(z,Ref,'b')
Title('Pressão no ponto de referência a 71m')
Xlabel('Tempo(s)')
% c) Espectro de frequência na entrada;
plot(k,abs(fft(saida1/(100*2*pi))),,'r')

```

Figura 20 – Arquivo de dados **Gráfico 1**, para gerar gráfico de visualização da FFT da curva de variação de pressão na saída da bomba ou em outro ponto de interesse, para o Exemplo 1. A parte final apresenta as linhas para obtenção de gráfico de Densidade espectral, se desejado.

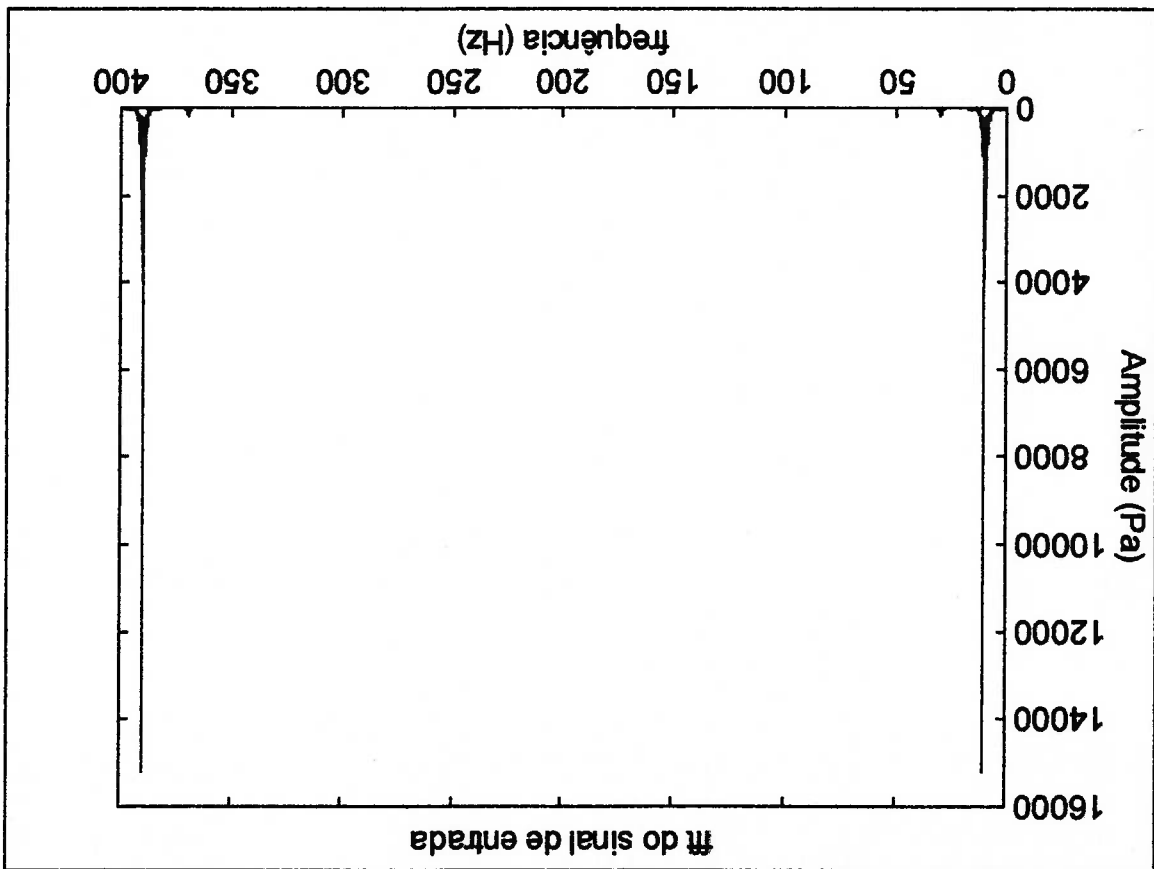
```

Title('fft do sinal de entrada')
xlabel('frequência (Hz)')
% d) Espectro de frequência no ponto de referência;
plot(k,abs(fft(Ref/(100*2*pi)))),'b')
Title('fft do sinal no ponto de referência a 71m')
xlabel('Frequência (Hz)')
ylabel('Amplitude (Pa)')
% Densidade Espectral;
fs=10000*.65% - frequência de amostragem(amostras/seg);
%p=spectrum(k,10000);
%specplot(p,fs/2);
%Title('Densidade Espectral do Sinal')
xlabel('frequência(Hz)')

```

Uma vez que os gráficos de análise tenham sido ajustados para o sinal de variação de pressão na saída da bomba, podemos aplicar os mesmos ajustes para se gerar os gráficos num outro ponto da tubulação, que seja de interesse. Para este primeiro exemplo, foi escolhido um ponto a 71m da bomba, equivalente a 6 elementos distantes, para ajuste do simulador e avaliação de sua potencialidade como ferramenta para estudos mais precisos.

Figura 21 – FFT do sinal de entrada, ou da bomba, onde se observa a frequência predominante, com escalas ajustadas para mostrar a amplitude e frequências desejadas.



Os gráficos seguintes ilustram os resultados obtidos no simulador, para o ponto de interesse (Figuras 22 e 23):

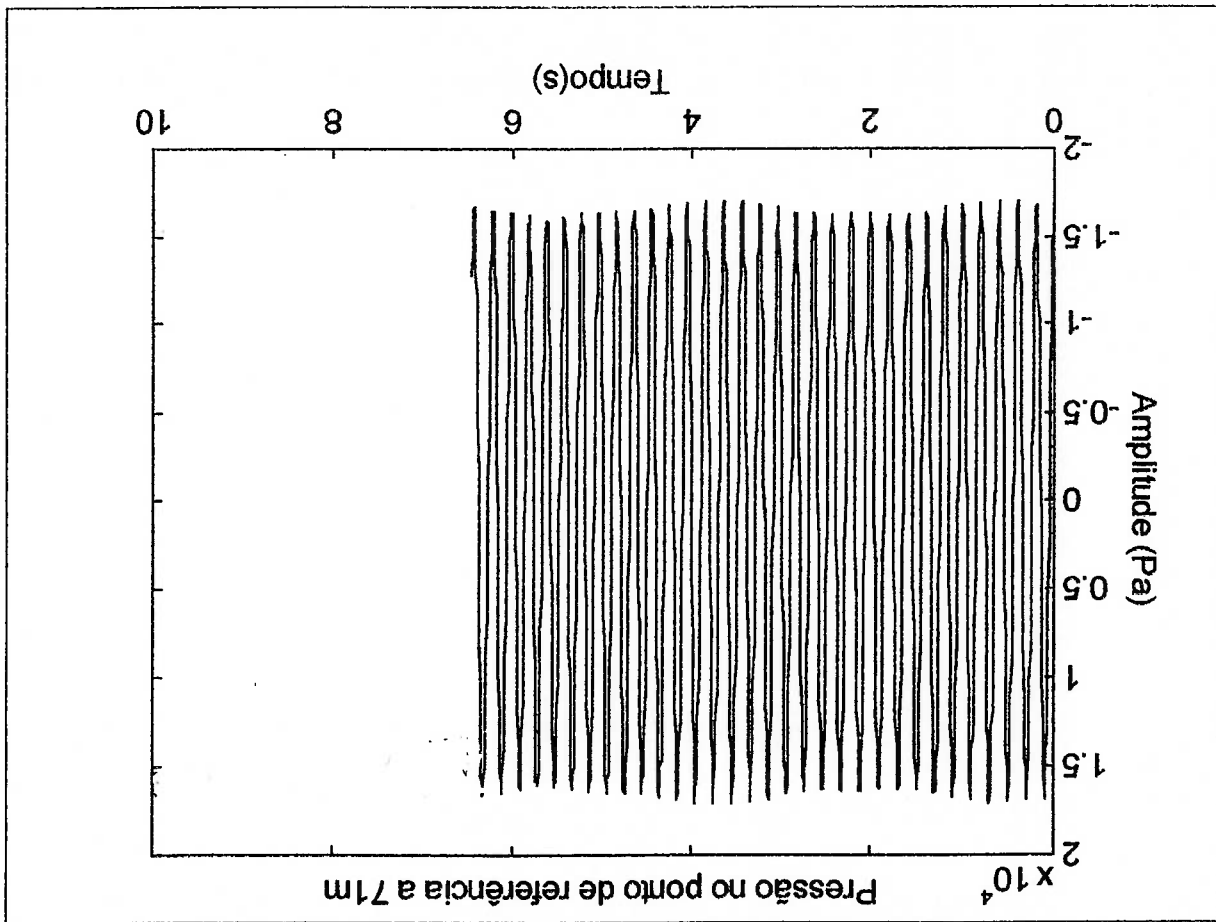
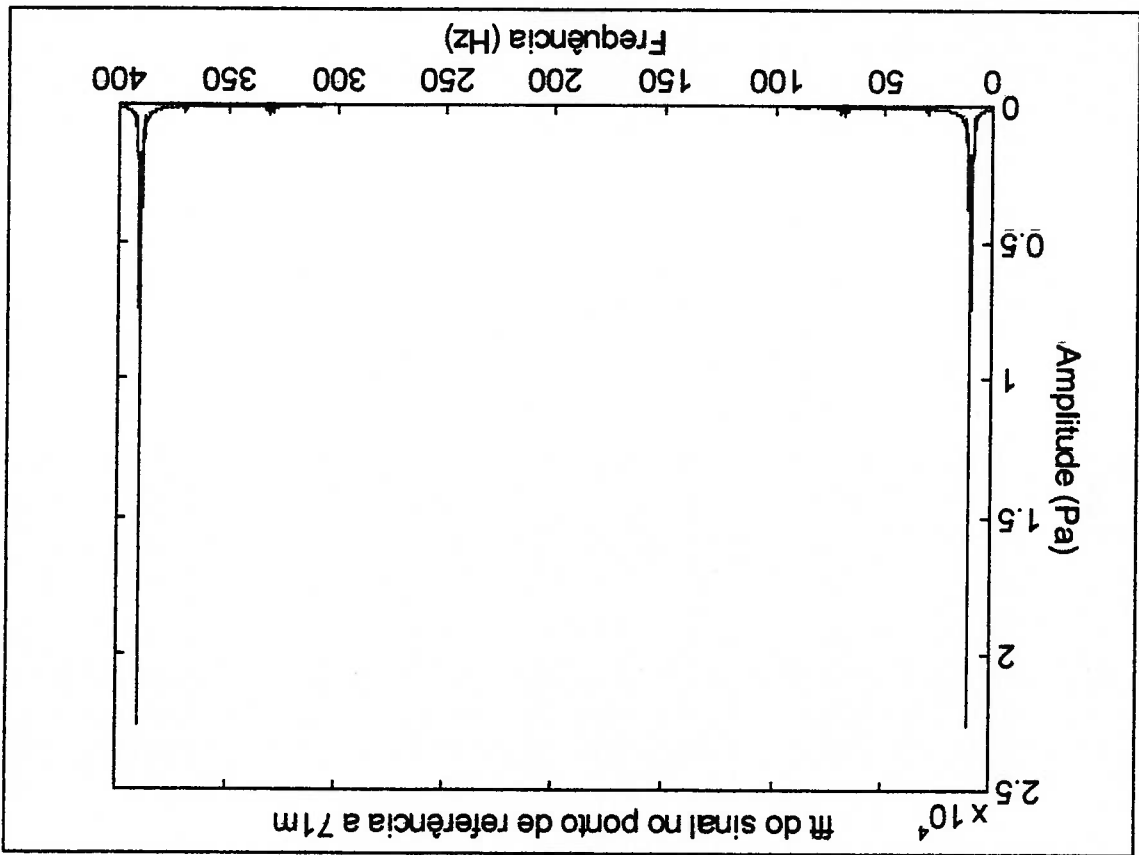


Figura 22 – Variação de pressão no ponto de interesse localizado a 71m da bomba.

Através da Figura 22, pode-se perceber que o comportamento da variação da pressão não é tão regular quanto o sinal da saída da bomba e na Figura 23, observa-se também que a amplitude da variação da pressão a 5 Hz é ligeiramente maior do que a amplitude na saída da bomba. Como o comprimento de onda é de cerca de 260m e a tubulação foi originalmente dividida em 22 elementos, o ponto de interesse, a 6 elementos da origem, está ainda localizado aquém do ponto de máxima amplitude, porém é de se esperar que apresente amplitude maior do que na origem.



Como segundo exemplo, buscando tornar o modelo de tubulação mais próximo de um caso real, os parâmetros de entrada, no arquivo **Fuel.m**, foram alterados, de maneira a termos o comprimento de cada elemento no valor de 1 metro, e o ponto de interesse situado no sexto elemento, arastado então 6 metros da bomba. O arquivo **Fuel.m**, com os parâmetros alterados ficou então da seguinte forma (Figura 24):

```
%Arquivo de dados para Simulador de Sistema de Combustível
%
% (Exemplo 2)
% Variáveis de entrada:
! =10; % fator que define o dx (recomendado=10), fornece o número
% de elementos. Valor igual ao comprimento de onda;
w =5; % frequência de pulsação da bomba em Hz
% ( rps*nº de vanes);
D =0.0254; % diâmetro interno da linha em m;
el =6; % número de elementos até o ponto de interesse;
Qp =(20/60)*0.001 % vazão nominal da bomba, m³/s;
% Dados do fluido( Querosene de aviação, QAV-1 ou Jet-A1 );
d =811/9.81; % massa específica do combustível em Kg/m³;
c =1300; % velocidade do som no meio, em m/s.
% pode ser obtido pela relação: (sqrt(E/d));
v =1.6e-6; % viscosidade do combustível, 20°C, em m²/s;
% Dados da tubulação, pressão e vazão da bomba;
o =c/w % comprimento de onda em m;
dx =1 % comprimento de cada elemento ( m ),
% equívale ao comprimento de onda/número de
```

Figura 24 – Arquivo Fuel.m, Exemplo 2 , ilustrando as alterações efetuadas para a simulação fazendo o comprimento de cada elemento equivalente a 1 metro (dx = 1) e o ponto de interesse localizado a 6 metros da bomba. Nota-se que a única alteração, em relação ao Exemplo 1, foi o valor de dx.

a=32*v/D^2;	% fator viscosidade (s-1);
Zc=d*c/(pi*(D^2)/4)	% impedância característica da linha em kg/(s.m4);
dQ=(20/60)*0.001*0.0305	% pulsação da vazão em m3/s para uma bomba;
Pn=32*6.8948e3;	% pressão nominal da bomba, na saída, em Pa (ao nível do mar);
L=dx*ei	% comprimento da linha até o ponto de interesse;
PI=(Zc*Qp)*.8916	% pressão "simulador" da bomba;
rP=(Pn)/PI	% razão de pressão da bomba;
dP=1.5*6.8948e3;	% amplitude da pulsação de pressão na saída da bomba, em Pa;
% Constantes, advindas de Navier-Stokes;	
K1=0.1918;	
K2=0.0948;	
K3=0.00407;	
t1=0.2496/a;	
t2=0.0352/a;	
t3=0.0024/a;	

Já o arquivo de geração de gráficos fica então na forma a seguir(Figura 25):

```
% Arquivo de dados auxiliar para visualização gráfica:
%
% (Exemplo 2)
r=0;g=0;t=0;
for x=0:1:9999% gera a rotina com número de amostras;
    r=r+1;
    k(r,:)=g;% gera vetor coluna com escala em frequência (Hz);
    z(r,:)=t;% gera vetor coluna com escala em Segundos;
    t=t+0.0001;% gera o intervalo de tempo entre amostras;
    g=1/50+g;% converte a taxa de amostragem e o número
    % de pontos em unidades de frequência Hz;
end
% encerra a rotina;
% Geração de gráficos;
% a) Na saída da bomba;
plot(z,saida1,'r')
Title('Pressão na saída da Bomba')
xlabel('Tempo(s)')
```

Figura 25 – Arquivo de geração de gráficos, **Gráfico 2**, ilustrando os ajustes nas escalas dos gráficos necessários para o **Exemplo 2**.

```
% b) No ponto de referência desejado;  
plot(z,Ref,'b')  
Title('Pressão no ponto de referência a 6m')  
Xlabel('Tempo(s)')
```

Além dos parâmetros nos arquivos **Fuel.m** e **Gráfico 2**, ainda o tamanho dos passos de integração (*Min. e Max Step sizes*) devem ser ajustados, para tornar a simulação representativa dos dados medidos. Não se reajustando o tamanho do passo, o simulador torna-se instável em curto espaço de tempo, mesmo utilizando-se o algoritmo RK-5(Runge-Kutta 5), desta forma não permitindo análise e tornando-se discordante dos dados obtidos através do rig ou do avião real. Para o **Exemplo 2**, o tamanho do passo mínimo de integração foi alterado de 0.0001 para 0.00001, o que tornou o simulador lento, se comparado ao **Exemplo 1**, mas permitindo a análise. Os dados obtidos no simulador, foram então (**Figuras 26 a 29**):

Figura 26 – Variação da Pressão na saída da bomba, Exemplo 2.

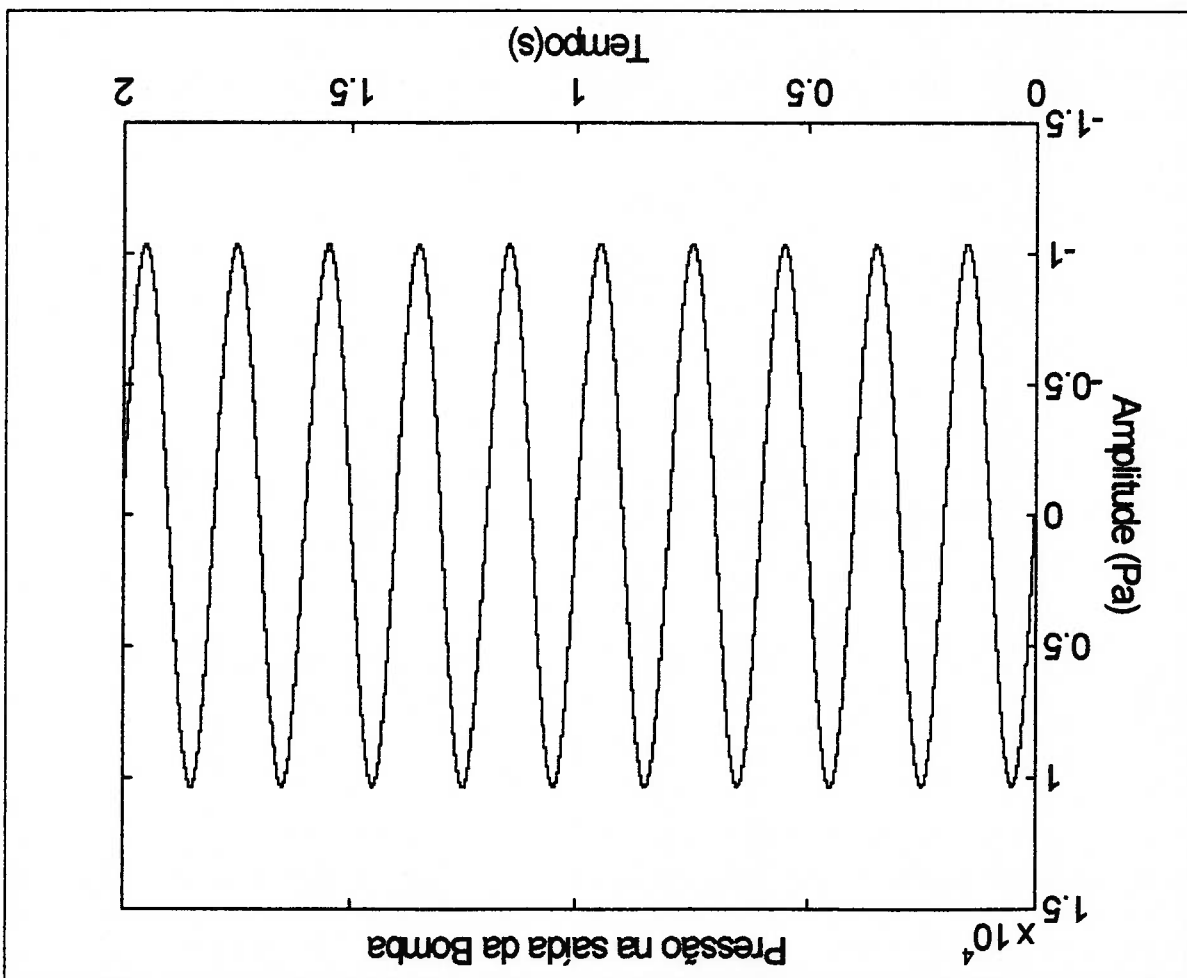


Figura 27 - FFT da variação de pressão na saída da bomba, Exemplo 2.

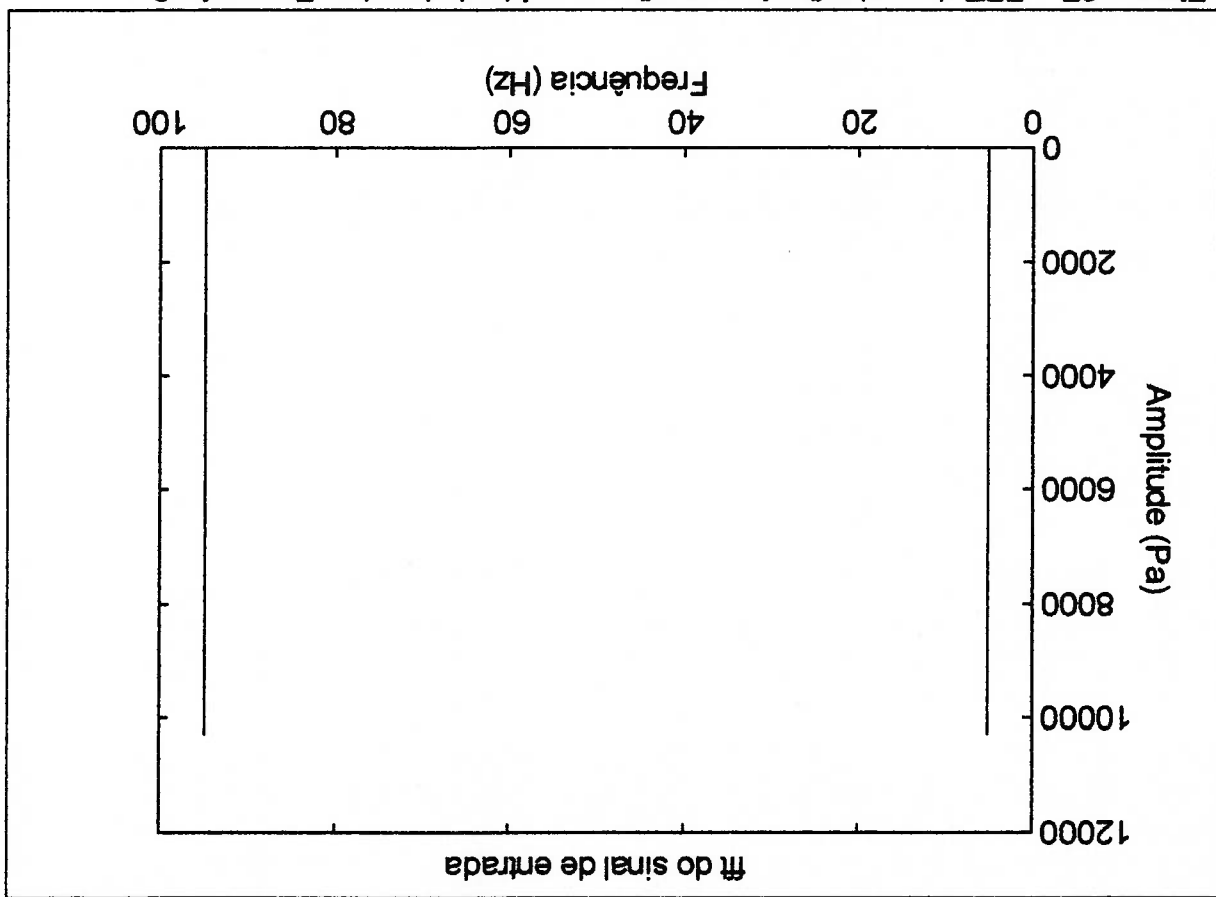


Figura 28 – Variação da pressão no ponto de interesse, para $dx=1m$, Exemplo 2. Observa-se um comportamento similar ao do Exemplo 1, mas devido ao tamanho do passo de integração, o simulador é mais lento para este caso.

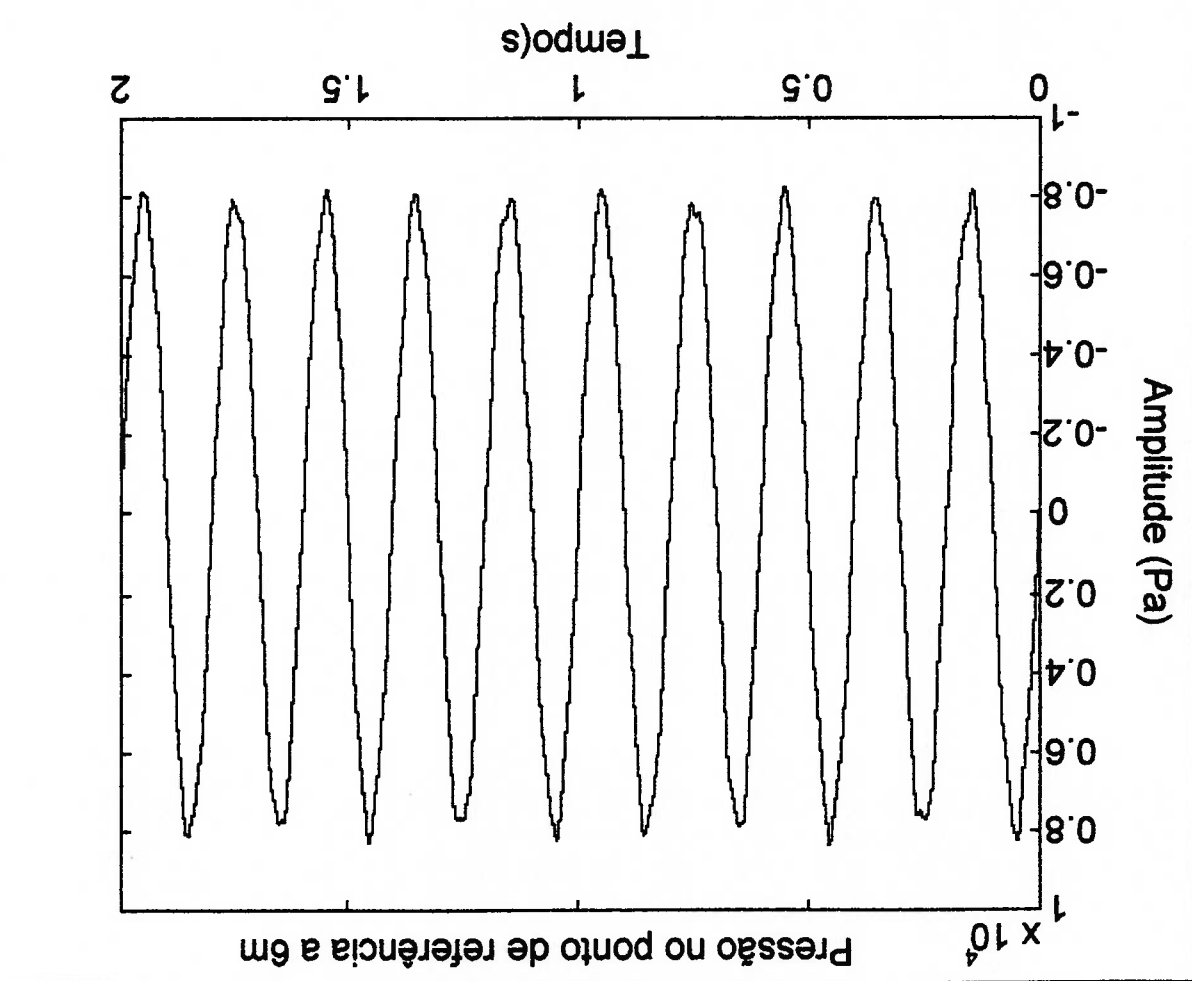
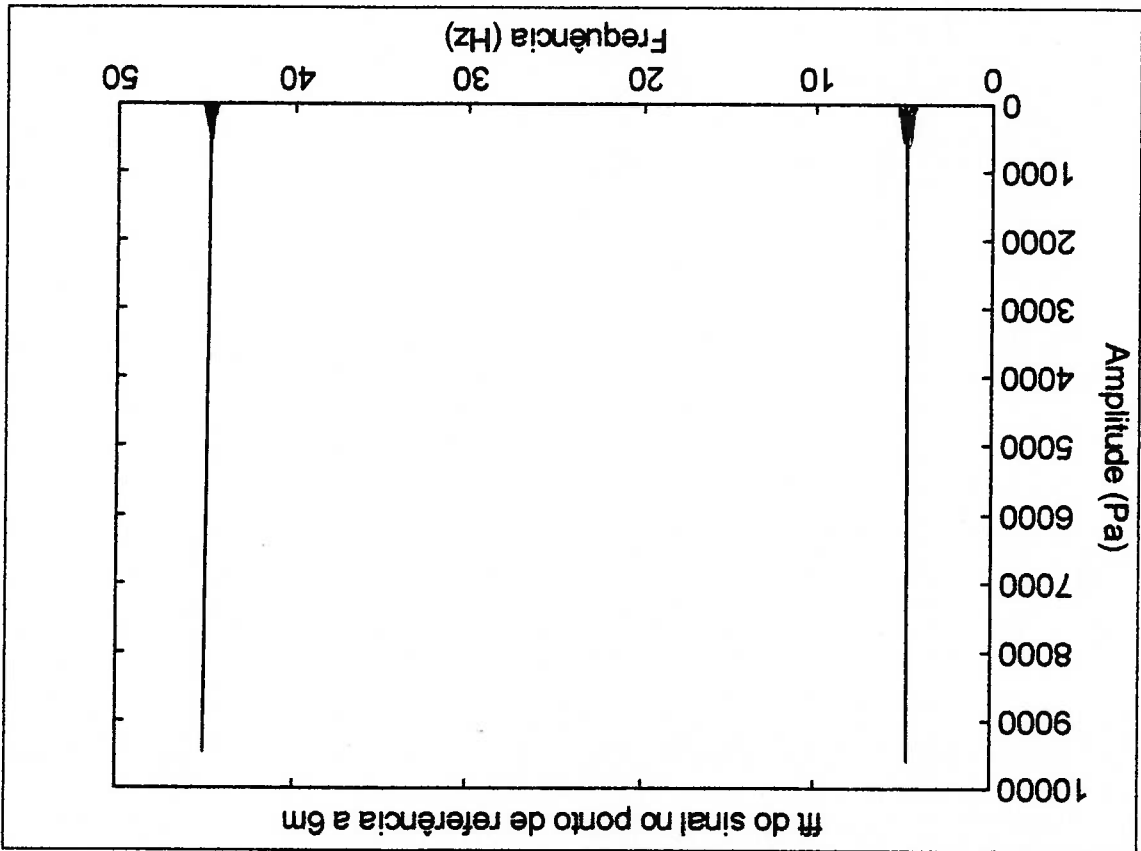


Figura 29 – FFT da variação de pressão no ponto de interesse a 6 m da bomba, Exemplo 2.



6. CONCLUSÃO

Os estudos conduzidos no simulador buscaram avaliar a viabilidade de utilização de tais ferramentas em projeto antecipado de sistema de combustível de aeronaves.

Neste aspecto, os exemplos mostram que resultados compatíveis com as medidas realizadas em rig de combustível ou no avião real podem ser obtidas, desde que se ajuste adequadamente, os parâmetros de entrada e a modelagem do sistema, o que é na verdade, típico, em abordagens deste tipo.

Numa situação real, em fase preliminar de projeto, este simulador pode ser utilizado da seguinte forma:

1) Primeiramente, durante o projeto do sistema em estudo, as características dimensionais seriam passadas ao MATLAB/SIMULINK, para montagem do simulador, em forma de diagrama de blocos, como ilustrado (Figura 9);

2) A seguir, um arquivo similar ao Fuel.m (Figura 18), seria elaborado, com os parâmetros relevantes, de acordo com o que se espera do sistema. Neste ponto, alguns parâmetros, como por exemplo, dados de bomba, podem já estar disponíveis, enquanto que outros, como por exemplo, amplitudes de vibração, não. Nestes casos, pode-se recorrer a estimativas, como as recomendadas no texto ou suportadas por experiências anteriores (supõe-se que o sistema não

existe ainda, portanto, não se pode realizar medidas, como nos estudos anteriores). Os parâmetros que lidam com as propriedades do fluido, como a viscosidade, por exemplo, podem sofrer alterações em função de temperatura ou pressão no ambiente de trabalho, exigindo que sejam ajustados para cada condição desejada de análise. A tubulação deve ser dividida em número adequado de componentes e o modelo em blocos, deve refletir isto. Neste aspecto, quanto mais elementos, mais pesado o sistema, mais capacidade de processamento o simulador exigirá.

3)

Os parâmetros de integração e escalas de saída, teriam que ser também cuidadosamente ajustados, para melhor visualização e correta análise, pois este simulador apresenta bastante sensibilidade a variações no ajuste de tamanho dos passos de integração que, se muito grandes, tornam o sistema instável e se muito pequenos, o tornam mais lento. Tais características, no entanto, são esperadas em ferramentas deste tipo.

4)

A análise dos dados requer ainda o ajuste das escalas dos osciloscópios e dos gráficos que serão gerados. Isto pode ser feito, durante a simulação (no caso dos osciloscópios) ou posteriormente, através de arquivo de dados similares ao Gráfico 1 (Figura 20).

Para montagem do simulador foi adotada uma base teórica, cujos fundamentos são usuais em estudos de dinâmica de fluidos, nos quais se inclui a hipótese de escoamento laminar. Nos exemplos apresentados, o número de Reynolds, utilizado como referência para classificação de escoamentos, é de cerca de 1000, no meio da zona intermediária, entre escoamento laminar e turbulento.

Já para o caso de alinhamento de combustível, onde se pode utilizar duas bombas operando simultaneamente, alimentando a mesma linha, o número de Reynolds passa a 8000, já na fronteira entre a zona intermediária e escoamento turbulento (Fonte: ESDU, Fluid Mechanics Internal Flow, Vol I, issue 18, 1990).

Nestes casos, o simulador pode não ser representativo pois as hipóteses iniciais levam a simplificações nas equações, diagramas de blocos e resolução da equação de Navier-Stokes aplicáveis apenas para escoamento laminar.

Outro ponto que poderia ser mais profundamente estudado e deve ser levado em consideração em aplicações deste simulador são as condições nas bordas do modelo. Neste caso, uma das extremidades foi acoplada à bomba e a outra foi considerada aberta para o ambiente.

Em caso de linhas de alimentação de motores, a extremidade à jusante, geralmente sofre alguma restrição, provocada por válvulas de controle de vazão ou filtros de combustível.

Neste trabalho, principalmente para se comparar os dados obtidos no avião com os do simulador no segundo exemplo (no qual $dx = 1m$), foi considerado que o ponto de interesse estaria afastado do final da tubulação, não sendo afetado pelas condições nesta (O elemento de interesse estaria a 6 metros, num total de 11 metros de tubulação).

Também deve-se citar que o simulador e o modelo não consideram curvas ou conexões na tubulação, considerando apenas trechos lineares. Em projeto de tubulações de combustíveis, é prática usual, adotada pelos projetistas, considerar um raio mínimo de pelo menos três vezes o diâmetro interno da tubulação, para as regiões curvas, com o objetivo de reduzir perdas de carga. Em pontos onde isto não é possível, utiliza-se conexões usadas, cujo acabamento interno pode ser melhor controlado.

Outro modo de se considerar as curvas e conexões, é estimar, para os valores de fluxo de operação do sistema, a perda de carga equivalente em metro linear de tubulação.

Desta maneira, o simulador pode ser utilizado, bastando apenas ajustar o comprimento total da tubulação e de seus elementos.

Embora este trabalho tenha sido desenvolvido utilizando-se o MATLAB/SIMULINK, um pacote de *software* pago, existem outros, que podem ser obtidos via Internet, gratuitamente, que podem também ser utilizados, tais como o SEALAB/SCICOS, desenvolvido por INRIA Rocquencourt (Institut National de Recherche en Informatique et en Automatique), na França.

Enfim, utilização de ferramentas que permitam simulações e análises preliminares de um sistema, seja hidráulico, mecânico ou elétrico geralmente não são totalmente completas mas podem apresentar flexibilidade e potencialidade para que sejam adaptadas e utilizadas satisfatoriamente no auxílio de um projeto, ajudando a prevenir problemas futuros, reduzindo custos e riscos.

A indústria aeronáutica vem, já há algum tempo, estimulando o desenvolvimento de tais ferramentas e a tendência é que continue a fazê-lo no futuro.

Reduzir vibrações em uma aeronave, sejam elas causadas por sistemas operando, seja pelo voo em si, também é um assunto de interesse à indústria aeronáutica, pois está associada à vida útil do sistema ou da aeronave e também ao conforto oferecido ao passageiro, justificando mais ainda, investimentos em pesquisas e desenvolvimento de técnicas e ferramentas de análise e avaliação de vibrações e seus efeitos.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 1) VIERSSMA, Taco J.; **Analysis, Synthesis and Design of Hydraulic Servosystems and Pipelines**, Delft, Delft University of Technology, 1990;
- 2) PLESSEY AEROSPACE LIMITED, **Fuel Pumping and Energy Conservation in Aircraft**, Plessey Aerospace, 1978;
- 3) ESDU INTERNATIONAL PLC, **Engineering Sciences Data - Fluid mechanics, internal flow**, London, ESDU International, 1990;
- 4) MEDEIROS, Wagner L. de, **Redução de Dados dos Ensaios de Ripples Hidráulicos - Fase de Desenvolvimento**, S. J. dos Campos, Embraer, 1997;
- 5) COORDINATING RESEARCH COUNCIL INC., **Handbook of Aviation Fuel Properties**, Pennsylvania, SAE, Inc., 1983;
- 6) QUEIROZ, Adriano A., **EMB-145LR Fuel System Test Results Technical Report**, S. J. dos Campos, Embraer, 1997;

8. BIBLIOGRAFIA RECOMENDADA

- 1) EINSENMANN, Robert C., Sr. P.E. and EINSENMANN, Jr., Robert C., **Machinery Malfunction Diagnosis and Correction -**

- Vibration Analysis and Troubleshooting for the Process Industries, New Jersey, Prentice Hall PTR, 1997;
- 2) AZEVEDO, João Luiz F., **Conceitos em Mecânica dos Fluidos Computacional-Notas de aula**, S. J. dos Campos, Embraer, 1999;
- 3) MACHADO, Paulo Roberto de C., **Descrição e Especificação dos Sistemas de Transferência e Alijamento de Combustível das Aeronaves EMB-111 Bandeirante**, S. J. dos Campos, Embraer, 1977;
- 4) BARBOSA, Weber de Brito, **EMB-145 SAR/S, Fuel System Description Technical Report - Issue A**, S. J. dos Campos, Embraer, 1998;
- 5) BARBOSA, Weber de Brito, **EMB-145 SAR/S, Fuel Rig Requirements Technical Report**, S. J. dos Campos, Embraer, 1998;
- 6) PCB PIEZOTRONICS, **PFS - Pressure Catalog**, 1997;
- 7) SPERRY VICKERS, **"Quiet Please!" Noise Control by Design**, Sperry Rand Corporation, 1979;

- 8) PADOVESI, Linilson R., **Processos Aleatórios e Análise de Sinais Aplicados à Engenharia Mecânica – Notas de aula**, São Paulo, Escola Politécnica/Universidade de São Paulo, 1997.