

UNESP
Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá

Análise dos sprays de jatos de injetores de motor foguete
utilizando um sistema de processamento digital de imagens

Guaratinguetá
2011

HUGO HENRIQUE TINOCO MELO

ANÁLISE DOS SPRAYS DE JATOS DE INJETORES DE
MOTOR FOGUETE UTILIZANDO UM SISTEMA DE
PROCESSAMENTO DIGITAL DE IMAGENS

Dissertação apresentada à Faculdade de
Engenharia do Campus de Guaratinguetá,
Universidade Estadual Paulista para
obtenção do título de Mestre em Engenharia
Mecânica na área de Projetos.

Orientador: Prof. Dr. Fernando de Azevedo Silva

Guaratinguetá
2011

M517a	Melo. Hugo Henrique Tinoco Análise dos sprays de jatos de injetores de motor foguete utilizando um sistema de processamento digital de imagens / Hugo Henrique Tinoco Melo. – Guaratinguetá : [s.n.], 2011 111 f. : il. Bibliografia: f.87-92 Dissertação (mestrado) – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2011 Orientador: Prof. Dr. Fernando de Azevedo Silva 1. Motores de foguetes 2. Processamento de imagens – Técnicas digitais I. Título CDU 629.764
-------	---

HUGO HENRIQUE TINOCO MELO

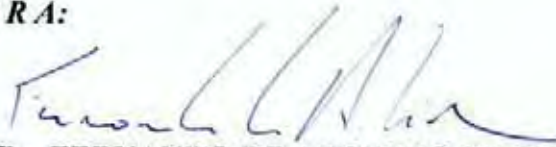
**ESTA DISSERTAÇÃO FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
“MESTRE EM ENGENHARIA MECÂNICA”**

**PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: PROJETOS**

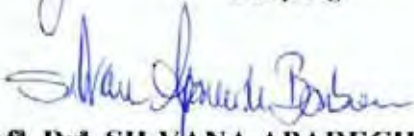
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO


Prof. Dr. Marcelo dos Santos Pereira
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. FERNANDO DE AZEVEDO SILVA
Orientador / Unesp-Feg


Prof. Dr. JOÃO ZANGRANDI FILHO
Unesp-Feg


Prof. Dr. SILVANA APARECIDA BARBOSA
DCTA/IAE

agosto de 2011

DADOS CURRICULARES

HUGO HENRIQUE TINOCO MELO

NASCIMENTO	15.12.1981 – MARINGÁ / PR
FILIAÇÃO	Clausio José de Melo Sueli Aparecida Tinoco Melo
2001/2008	Curso de Graduação Engenharia Mecânica, na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista.
2009/2011	Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, nível de Mestrado, na Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista.

Aos meus pais, Clausio e Sueli com amor, que sempre me deram apoio, carinho e incentivo para alcançar meus objetivos.

AGRADECIMENTOS

Agradeço pela minha vida, minha inteligência, minha família e meus amigos.

Aos meus pais Clausio e Sueli, que confiaram e acreditaram em minha capacidade, e além de tudo são um dos pilares da minha vida.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Fernando de Azevedo Silva, que jamais deixou de me incentivar.

Ao laboratório de propulsão do IAE, que forneceu os dados aqui utilizados, que me apoiou e me deu suporte para realização deste estudo.

Ao técnico Luís Fernando Peluso da Silva pela contribuição de seus conhecimentos na execução deste trabalho.

Ao engenheiro William Stanisce Corrêa, pela disponibilidade nas dúvidas, colaboração com ideias e auxílio durante a execução e desenvolvimento deste trabalho.

Melo, H. H. T. **Análise dos sprays de jatos de injetores de motor foguete utilizando um sistema de processamento digital de imagens**. 2011. 111f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá 2011.

RESUMO

A utilização de imagens digitais para extrair informações de objetos tem sido uma solução amplamente empregada em pesquisas científicas e em processos industriais. A contínua redução nos preços de equipamentos, a facilidade do uso de softwares e a simples integração com recursos de informática tem feito que muitos processos migrem para esta solução mais ágil, confiável e econômica. A indústria aeroespacial, que possui uma cadeia de produção não contínua e exige a avaliação de todos os seus componentes para obtenção de um nível de confiança elevado, encontra no emprego do processamento digital de imagens uma solução versátil e eficaz para análise das características de cada componente. Neste trabalho é apresentado um programa, desenvolvido em LabVIEW™, para medição dos sprays cônicos de jatos de injetores de motor foguete utilizando um sistema de processamento digital de imagens para sua análise. São apresentadas também as metodologias até então utilizadas para efetuar este tipo de medida. Os sprays dos jatos são desenvolvidos na saída do injetor, são exibidos visualmente durante o teste hidráulico a frio e tem influência direta no desempenho do motor foguete. A utilização desta nova ferramenta permitiu a realização desta medida de forma automática, com o fornecimento da incerteza de medição em níveis de confiança pré-estabelecido e mostrou-se ser mais exata e precisa que as metodologias anteriores.

PALAVRAS-CHAVE: Motor foguete, injetor, propulsão líquida, imagem digital.

Melo, H. H. T. **Analysis of rocket engines jet spray using a digital image processing system**. 2011. 111f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá 2011.

ABSTRACT

The usage of digital images to extract information from objects has been a solution widely used in scientific research and in industrial processes. The continued reduction in prices of equipment, the facility of software manipulation and the simple integration with computing resources has done many processes to migrate to this more flexible, reliable and economical solution. The aerospace industry, which has a chain of production that is not continuous and requires the evaluation of all its components to obtain a high confidence level, finds in the usage of digital image processing a versatile and effective solution for analysis of the characteristics of each component . This paper presents a program developed in LabVIEW™, to measure the rocket engine conic spray jet by using a digital image processing system for analysis. It is also presented the methodologies previously used to perform this type of measurement. The jet sprays are developed at the exit of the injector, are displayed visually during the cold hydraulic test and it has directly influences on the performance of the rocket engines. The usage of this new tool allowed us to make the measurement automatically with the supply of uncertainty together with a pre-established confidence level and it proved to be more accurate and precise than previous methodologies.

KEYWORDS: Rocket engine, injector, liquid propulsion, digital image.

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 2.1 – Ônibus espacial.....	24
FIGURA 2.2 – Decolagem Ariane 5	25
FIGURA 2.3 – Esquema básico de um foguete	26
FIGURA 2.4 – Foguete e os seus principais componentes	26
FIGURA 2.5 – Sistema de propulsão do Atlas V série 400	27
FIGURA 2.6 – Princípio de funcionamento de motor foguete	28
FIGURA 2.7 – Motor foguete a propelente sólido, propulsão sólida	29
FIGURA 2.8 – Motor foguete a propelente líquido, propulsão líquida	29
FIGURA 2.9 – Motor foguete a propelente líquido J-2X	30
FIGURA 2.10 – Motor foguete a propelente sólido S-43	30
FIGURA 2.11 – As principais partes de um motor foguete a propelente líquido....	31
FIGURA 2.12 – Componentes de uma câmara de empuxo	31
FIGURA 2.13 – Ilustração de funcionamento da tubeira.....	32
FIGURA 2.14 – Funcionamento de um motor foguete a propelente líquido com sistema de resfriamento.	32
FIGURA 2.15 – Motor foguete a propelente líquido L15.....	33
FIGURA 2.16 – Ilustração de um injetor tipo jato.....	34
FIGURA 2.17 – Ilustração de um injetor tipo centrífugo	35
FIGURA 2.18 – Mistura de propelentes num injetor de dois componentes	35
FIGURA 2.19 – Desenho conceitual de um injetor centrífugo	36
FIGURA 2.20 – Vista em corte do injetor com suas principais medidas	37
FIGURA 2.21 – Injetor centrífugo bipropelente utilizado no motor L15	40
FIGURA 2.22 – Sistema de visão	42
FIGURA 2.23 – Conceito de pixel e escala de cinza	44
FIGURA 2.24 – Painel frontal de um VI de aquisição e análise de temperatura....	45
FIGURA 2.25 – Diagrama de blocos do VI de aquisição e análise de temperatura	46
FIGURA 2.26 – Paleta de ferramentas.....	47
FIGURA 2.27 – Paleta de controle.....	47
FIGURA 2.28 – Paleta de Funções	48

FIGURA 2.29 – Curva normal	51
FIGURA 2.30 – Curva distribuição <i>t-student</i>	52
FIGURA 3.1 – Motores foguetes a propelente líquido	57
FIGURA 3.2 – Injetores	58
FIGURA 3.3 – Injetor periférico	59
FIGURA 3.4 – Ilustração de um cabeçote.....	59
FIGURA 3.5 – Detalhe de colisão dos sprays cônicos dos jatos de injetores periférico.....	60
FIGURA 3.6 – Banco Hidráulico	61
FIGURA 3.7 – Funcionamento de um transdutor de pressão do tipo "strain gage"	62
FIGURA 3.8 – Funcionamento de um medidor de vazão do tipo Coriolis.....	62
FIGURA 3.9 – Dispositivo de ensaio.....	63
FIGURA 3.10 – Diagrama hidráulico da bancada de teste	63
FIGURA 3.11 – Montagem na seção de testes do Banco de Ensaio Hidráulico	64
FIGURA 3.12 – Medidas de pressão no injetor	64
FIGURA 3.13 – Exemplo de gráfico pressão versus vazão obtido no teste hidráulico	65
FIGURA 3.14 – Exemplo de fotografia de jato spray cônico	66
FIGURA 3.15 – Exemplo de fotografia de jato spray cônico	67
FIGURA 3.16 – Vista frontal da montagem do sistema para aquisição da imagem	68
FIGURA 3.17 – Vista lateral da montagem do sistema para aquisição da imagem	68
FIGURA 3.18 – Fotos para medição dos sprays cônicos – motor 400N	69
FIGURA 3.19 – Fotos para medição dos sprays cônicos – motores L5 e L75	69
FIGURA 3.20 – Exemplo de fotografia dos sprays dos cônicos injetores, linha oxidante	70
FIGURA 3.21 – Diagrama do ensaio	70
FIGURA 3.22 – Webcam.....	72
FIGURA 3.23 – Dimensões a serem medidas na imagem captada do spray cônico	73
FIGURA 3.24 – Diagrama da sequência seguida pelo software	73
FIGURA 4.1 – Montagem do ensaio, vista lateral	74
FIGURA 4.2 – Montagem do ensaio, vista superior	75

FIGURA 4.3 – Montagem do ensaio, vista frontal	75
FIGURA 4.4 – Sistema de aquisição.....	75
FIGURA 4.5 – Diagrama do fluxo da informação realizado pelo software	76
FIGURA 4.6 – Tela do software	77
FIGURA 4.7 – Reconhecimento de padrão.....	78
FIGURA 4.8 – Área de identificação do spray cônico do jato.....	79
FIGURA 4.9 – Ilustração das coordenadas do dispositivo	80
FIGURA 4.10 – Regiões de interesse para medição do ângulo	80
FIGURA 4.11 – Histograma e limiarização da região de interesse	81
FIGURA 4.12 – Gabaritos para aferição do sistema.....	82
FIGURA 4.13 – Calibração do sistema.....	82

LISTA DE TABELAS

TABELA 3.1 – Exemplo de tabela de vazão em função da pressão	65
TABELA 4.1 – Comparação de resultados	83
TABELA 4.2 – Cálculo de comparação de amostragem	84

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AEB	- Agência Espacial Brasileira
APE	- Divisão de Propulsão Espacial
COMAER	- Comando da Aeronáutica
DCTA	- Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
ESA	- European Space Agency
IAE	- Instituto de Aeronáutica e Espaço
IMAQ™	- Image Acquisition
LabVIEW™	- Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench
NASA	- National Aeronautics and Space Administration
PNAE	- Programa Nacional de Atividades Espaciais
PND AE	- Política Nacional de Desenvolvimento de Atividades Espaciais
RGB	- Red, Green e Blue
VI	- Virtual Instruments
VS	- Veículo de Sondagem
VLS	- Veículo Lançador de Satélite
ULA	- United Launch Alliance

LISTA DE SÍMBOLOS

α	ângulo	°
ΔP	queda de pressão	<i>Pa</i>
δ	intervalo de confiança	[1]
λ	fator de influência de Reynolds	[1]
μ	média da população	[1]
μ_φ	viscosidade dinâmica	<i>Ns/m²</i>
ξ_{1-2}	coeficiente de perda de pressão no orifício	[1]
ξ_φ	coeficiente de perda de pressão na entrada de orifício	[1]
ρ	massa específica	<i>kg/m³</i>
σ	desvio padrão da população	[1]
v	grau de liberdade	[1]
ν_φ	viscosidade cinemática	<i>m²/s</i>
φ	coeficiente área livre	[1]
A_o	área	<i>m²</i>
A_p	parâmetro geométrico de injetor	<i>mm</i>
b	valor da interceptação da reta no eixo vertical	[1]
C_d	coeficiente de descarga	[1]
C_p	parâmetro geométrico adimensional de injetor	[1]
D_K	diâmetro da câmara de combustão	<i>mm</i>
K_e	coeficiente de perda de energia	[1]
K_m	razão de mistura em injetores bipropelentes	[1]
L	comprimento do orifício	<i>mm</i>
$\dot{m}$	vazão de massa	<i>kg/s</i>
m	valor da inclinação da reta	[1]
R	raio do centro do injetor ao centro do orifício	<i>mm</i>
r^2	coeficiente de determinação	[1]
r_c	raio do bocal de saída	<i>mm</i>
r_k	raio da câmara de vortex	<i>mm</i>
r_m	raio da seção da área livre	<i>mm</i>
r_o	raio do orifício	<i>mm</i>
Re	número de Reynolds	[1]
S	desvio padrão da amostra	[1]
$t_{(\alpha)}$	distribuição <i>t-student</i>	[1]
t_φ	fator de espaçamento entre injetores	[1]
$\bar{x}$	média da amostra	[1]
x	variável dependente da equação da reta	[1]
y	variável independente da equação da reta	[1]
$\bar{y}$	média da variável independente da equação da reta	[1]
w	velocidade do líquido	<i>m/s</i>

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

LISTA DE SÍMBOLOS

1 INTRODUÇÃO	17
1.1 Considerações gerais	17
1.2 Estado da arte.....	18
1.3 Objetivos e justificativa.....	21
1.4 Estrutura da dissertação.....	22
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	23
2.1 Revisão bibliográfica.....	23
2.1.1 Introdução	23
2.2 Foguetes espaciais	24
2.2.1 Motor foguete	28
2.2.2 Motor foguete a propelente líquido	30
2.2.2.1 Câmara de combustão e sistema de ignição	31
2.2.2.2 Tubeira e sistema de resfriamento.....	32
2.2.2.3 Sistema de injeção	33
2.2.2.3.1 Injetores	33
2.2.2.3.2 Mistura dos propelentes.....	35
2.2.2.3.3 Teoria dos injetores	36
2.3 Processamento de imagem e visão de máquina.....	40
2.3.1 Sistema de visão de máquina.....	41
2.3.1.1 Aquisição de imagem	42
2.3.1.2 Processamento	43
2.4 LabVIEW™.....	45
2.4.1 Paletas e menus.....	46

2.5 Sistema de medição	48
2.5.1 Confiabilidade de um sistema de medição	49
2.5.2 Análise de erro experimental.....	49
2.5.2.1 Análise estatística de erros aleatórios.....	50
2.5.2.2 Ajuste de curvas	53
2.5.2.3 Coeficiente de correlação	55
2.5.3 Comparação de amostras	56
3 MATERIAIS E MÉTODOS	57
3.1 Motores foguetes a propelente líquido DCTA IAE.....	57
3.1.1 Injetores	58
3.2 Banco de Ensaios Hidráulicos	60
3.2.1 Sistema de medição do Banco Hidráulico.....	61
3.3 Metodologia.....	62
3.3.1 Dispositivos de ensaio	62
3.3.2 Montagem do ensaio.....	63
3.4 Aquisição de dados.....	64
3.4.1 Medidas de vazão e pressão	64
3.4.2 Medidas do ângulo do spray cônico	66
3.4.2.1 Procedimentos realizados até dez. 2000.....	66
3.4.2.2 Procedimentos realizados entre 2001 até 2010	67
3.5 Aquisição de dados – sistema de visão de máquina.....	71
3.5.1 Desenvolvimento do sistema de visão de máquina.....	71
3.5.1.1 Projeto de aquisição de imagem.....	71
3.5.1.2 Projeto do processamento de dados com saída ao usuário	72
3.5.1.2.1 Medidas do ângulo do spray cônico	72
4 DESENVOLVIMENTO E RESULTADOS.....	74
4.1 Montagem do ensaio.....	74
4.2 Sistema desenvolvido	76
4.3 Calibração do ensaio.....	82
4.4 Comparação de resultados	83
5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	85

4.1 Conclusões.....	85
4.1 Trabalhos futuros.....	85
REFERÊNCIAS	87
APÊNDICE A – Programas espaciais	93
APÊNDICE B – Atividades espaciais do IAE.....	96
APÊNDICE C – Tela do software desenvolvido em LabVIEW™.....	100
APÊNDICE D – Algoritmo do software desenvolvido.....	101
APÊNDICE E – Exemplo de medição do ângulo dos sprays cônico	109
ANEXO A – Figuras para cálculo da perda de pressão no orifício.....	110
ANEXO B – Tabelas de distribuição <i>t-student</i>.....	111

1 INTRODUÇÃO

1.1 Considerações gerais

O foguete espacial é uma das máquinas mais complexas já criadas pelo homem. Sua missão é vencer a gravidade e ultrapassar a atmosfera terrestre e para isto tem que suportar grandes esforços agindo em sua estrutura sem que sejam excedidos os limites das propriedades mecânicas dos seus materiais. Seu objetivo é de enviar ao espaço objetos tecnológicos e científicos (experimentos, satélites artificiais, sondas, etc.) ou uso bélico (mísseis). Conforme a sua trajetória os foguetes espaciais são classificados em orbitais, onde o objeto alcança o espaço e faz uma revolução orbital terrestre completa, e suborbitais, onde o objeto alcança o espaço, mas não completa uma revolução.

Para o seu desenvolvimento e fabricação é demandado um alto grau de conhecimento técnico-científico, alto investimento, grande necessidade de recursos humanos e tempo. Por isso até hoje, são poucas as nações que possuem programas espaciais e que contam com centros de tecnologia que desenvolvem e fabricam foguetes espaciais. A transferência dessa tecnologia é restrita, assim o Brasil tem buscado sua autossuficiência em recursos e materiais para o desenvolvimento de seus próprios foguetes espaciais.

O Brasil possui um programa para esta área, denominado Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE), onde estabelece a necessária autonomia do país para o acesso ao espaço. Um dos pontos estratégicos deste programa é o desenvolvimento de motores-foguetes a propulsão líquida. O órgão do governo responsável pela execução e capacitação desse programa é o Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), por meio do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Para o desenvolvimento nacional dos motores foguetes a propulsão líquida o IAE criou uma divisão de trabalho focada nesta área, denominada Divisão de Propulsão Espacial (APE). Esta divisão está em fase de capacitação de pessoal, desenvolvimento de laboratórios e bancos de ensaios.

Um dos componentes de um motor-foguete a propelente líquido é o injetor, responsável pelo fornecimento dos propelentes para queima, seu correto dimensionamento e fabricação são fundamentais para obtenção do desempenho calculado em projeto. Uma de suas características a ser obtida é o ângulo do spray cônico do jato que é apenas visualizada durante o teste hidráulico a frio. Até então, sua medida era realizada por análise visual de imagem estando passível da ocorrência de erros oriundos da obtenção da imagem, medida equivocada devido à qualidade da imagem, ou até mesmo falha humana. O tempo levado para conclusão desta análise era significativamente elevado.

Neste trabalho foi implementado uma solução para a realização da medida do ângulo do spray cônico do jato do injetor, durante o teste de ensaio a frio, substituindo o sistema de visão humana pelo sistema de visão de máquina. A obtenção dos valores do ângulo do spray cônico do jato são processados por um software, LabVIEW™, que os exibe diretamente na tela do computador informando a incerteza de medição em um nível de confiança pré-estabelecido, não necessitando mais de uma avaliação pós ensaio para a obtenção destes valores, proporcionando maior produtividade e precisão nos testes dos injetores.

O programa utilizado para obtenção do ângulo do spray cônico do jato foi desenvolvido para apresentar interface amigável, com apresentação simples, prática e de fácil manuseio pelo usuário. As variáveis de alimentação fornecidas pelo usuário podem ser salvas para uso posterior, não sendo necessária reconfiguração todas as vezes que o software for reiniciado.

1.2 Estado da arte

Giannetti et al. (2011) – Os autores fazem uma proposta de monitoramento de nadadores através do processamento de imagem em tempo real, sem conexão física com o nadador, com o uso de uma câmera com tripé e o software LabVIEW™ 2010 da National Instruments™. A metodologia básica definida, para execução do LabVIEW™, foi a sequência de localizar o objeto, definir área de procura, achar os pontos de medição e converter valores de pixel para metro. A câmera foi disposta em

duas posições para aquisição dos dados, de forma direta e em perspectiva, e o objeto da medição ficou parado e em movimento. Foram realizados experimentos em laboratório para avaliar a capacidade do sistema e determinar os parâmetros de resolução, campo de visão, distância de trabalho, tamanho do sensor e profundidade de campo.

Ommi et al. (2010) – Os autores propõem a utilização de um processo para projeto de injetores centrífugo bipropelente que é baseado na teoria e nos resultados experimentais. O comportamento teórico do injetor foi estudado, um projeto por computador foi proposto e quatro injetores foram construídos. Foram realizados ensaios com estes injetores para verificação da mudança da vazão em função da pressão, a formação do ângulo com a medição do seu valor nas condições do projeto, a verificação da simetria e homogeneidade da distribuição do spray do jato, a medição da velocidade e do tamanho de gota. Os resultados experimentais mostraram que a fabricação de injetores utilizando os valores para sua confecção calculados por meio deste processo, são aceitáveis, ocorrendo pequenas dispersões dentro do previsto.

Hamid e Atan (2009) – Os autores fazem uma investigação com três injetores centrífugo-jato monopropelente usando água como fluido modelo, onde um injetor é puramente centrífugo criando um cone oco de spray na saída do injetor. Os outros dois possuem um orifício central, com diâmetros diferentes, produzindo jatos puramente axiais que são somados ao jato centrífugo criando cones sólidos de spray na saída do injetor. A investigação foi realizada com a medição do comprimento de quebra do filme do spray, do coeficiente de descarga e do ângulo do spray em diferentes pressões de injeção. Uma câmera digital foi usada para captura das imagens do spray e as medidas de ângulo e comprimento de quebra foram medidas por um computador. Foram realizados 15 testes com variação de pressão entre 1,5 e 5,0 bar. As principais conclusões foram: que com o aumento do número de Reynolds ocorre um aumento no coeficiente de descarga; um aumento na pressão faz com que diminua o comprimento

de quebra do spray e com a ocorrência de diminuição no comprimento de quebra do spray foi verificado um aumento no ângulo do spray.

Ferraz, Carvalho e Brandão (2008) – Os autores apresentam uma metodologia automática para determinação do tipo sanguíneo de humanos utilizando técnicas de processamento de imagem, desenvolvidas em IMAQ™ Vision da National Instruments™. Como referência foi utilizado o método em placa, que consiste nas reações imunológicas que ocorrem quando se misturam determinados soros na amostra de sangue. As imagens foram adquiridas com o uso de câmera digital e a visualização de variações no nível de amplitude de intensidade de cor indica aglutinação e a inexistência de variação indica não ocorrência de aglutinação, e para o reconhecimento automático, do tipo sanguíneo, foi aplicado funções do IMAQ™ Vision. Esta metodologia foi aplicada em um conjunto de imagens que comprovou a capacidade de determinar e classificar com precisão a ocorrência de aglutinação no sangue.

Adami et al. (2008) – Os autores fizeram a medição de área em folíolos de soja com o uso de régua, integrador de área foliar e por imagens digitais adquiridas por uma máquina fotográfica digital com o uso do software SPRING. As medições foram realizadas em duas situações distintas, folíolos íntegros e folíolos danificados, e as estimativas obtidas foram comparadas com as medidas feitas com o integrador de área foliar que foi tomado como referência. Foram colhidas amostras de folíolos de soja, tomadas ao acaso em uma plantação, e em laboratório a área de cada folíolo foi medida por meio de uso de régua, do integrador de área e imagem digital. Para que os folíolos fossem usados danificados, foram feitos cortes com tesoura, simulando algum processo natural, que consistiu em diminuir a área do folíolo em cerca de 15%. Com os valores coletados, os modos de medição por uso de régua e imagem, foram ajustados em uma regressão linear com o modo de medição por integração e sua análise concluiu que o método de imagem digital permite excelente medida de área do folíolo, tanto para os íntegros quanto para danificados, com precisão similar ao do

aparelho integrador de área usado como referência, enquanto o método de dimensões foliares, com uso de régua, é impreciso na estimativa de área de folíolos danificados.

Soltani, Ghorbanian e Morad (2005) – Os autores conduziram uma série de experimentos com injetores do tipo centrífugo bipropelente para investigar a formação de spray em diferentes pressões de injeção e diferentes arranjos geométricos, utilizando água como fluido modelo. Ângulo de cone, comprimento de quebra do filme e componentes de velocidade foram obtidos em função da pressão. Foi utilizada uma câmera digital para aquisição de imagens e um equipamento denominado Velocímetro Doppler de Fase para medir velocidade e tamanho de gota. A medição foi realizada num plano radial da espessura do filme formado no cone do spray e foi concluído que gotas pequenas movem mais devagar que gotas maiores, que a injeção interna de propelente tem maior influência no campo do fluxo combinado do spray do que a injeção externa de propelente, e que enquanto a velocidade máxima do fluxo combinado da componente esta no centro da espessura do filme o tamanho de gota diminui à medida que se afasta deste mesmo centro.

1.3 Objetivos e justificativa

Este trabalho teve por finalidade a construção de um sistema de visão computacional para quantificação do ângulo do spray cônico do jato do injetor durante o teste hidráulico a frio visando agilizar e automatizar a obtenção desta característica, pois até então esta medição era realizada de forma manual e muito trabalhosa.

O programa a ser desenvolvido para esta finalidade deveria ter uma interface amigável e simples com os usuários, ser de fácil configuração para sua utilização com diversos tipos de injetores e dispositivos e sem degradação do nível de exatidão e precisão das medidas. O usuário do programa não necessitaria ter conhecimento da linguagem de programação, ficando apenas com a função de ajustar o sistema de visão e de interpretar os resultados.

O programa foi desenvolvido, e sua utilização permite a obtenção de uma das principais características de injetores, o ângulo do spray cônico, com a indicação de incerteza de medição dentro de um nível de confiança pré-estabelecido. Esta medição é disponibilizada no instante que o teste hidráulico a frio é realizado, não sendo mais necessária uma pós-medição como era realizado até então, possibilitando economia de tempo na duração do ensaio, do tempo de utilização da bancada de testes, de utilização do operador, e da disponibilidade do relatório dos ensaios.

1.4 Estrutura da dissertação

A Introdução (capítulo 1) apresenta uma revisão do estado da arte no uso de processamento digital de imagens, de injetores centrífugos e descreve os objetivos deste trabalho.

Na Fundamentação Teórica (capítulo 2) é apresentado um resumo da teoria de foguetes espaciais e seus componentes, o sistema de visão de máquina com uso de imagens e processamento digital, o software LabVIEW™ e os conceitos fundamentais para um sistema de medição.

Em Materiais e Métodos (capítulo 3) são listados alguns motores foguete a propelente líquido em fase de desenvolvimento no DCTA-IAE com a apresentação de seus injetores, é mostrada a bancada de realização dos testes hidráulicos a frio dos injetores do laboratório de propulsão da APE e uma retrospectiva de como eram realizados os procedimentos de medida do ângulo do spray cônico do jato.

Na Apresentação dos Resultados (capítulo 4) é apresentado o programa para determinação do ângulo do spray do jato do injetor com detalhamento de seu funcionamento, os resultados obtidos pelo programa e uma comparação com a metodologia antiga.

No final deste trabalho são apresentadas as conclusões e sugestões para trabalhos futuros (capítulo 5).

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Revisão bibliográfica

2.1.1 Introdução

“Foguetes e veículos lançadores são as chaves para a exploração espacial, ciência espacial e o comércio espacial. E os poucos minutos do lançamento pode tanto realizar os sonhos e aspirações que direcionaram a missão por muitos anos, ou pode destruí-los” (TURNER, 2005, p.XV).

Segundo Turner (2005) o desenvolvimento humano sempre esteve intimamente ligado com o transporte. No início com a domesticação do cavalo e invenção da roda, no milênio passado com as grandes navegações, no século vinte com os veículos motores e aeronaves e chegando ao momento atual com os foguetes, que emergem como uma revolução no meio de transporte. É pelo espaço que a maioria das nossas informações viajam e os foguetes representam tecnologia de transporte essencial para os meios de comunicação e exploração do espaço pelo homem.

Ainda segundo Turner (2005) o primeiro lançamento de um foguete reproduzível com sucesso ocorreu em 1942 com o A4 (foguete alemão desenvolvido na segunda guerra mundial movido a propulsão líquida) e precede à teoria de foguetes em aproximadamente 50 anos, isto devido aos sérios problemas de engenharia que puderam ser colocados em prática por causa da concentração de esforços e urgência para guerra, pois os motores de foguete são dispositivos com elevada potência que induz a altos níveis de tensão e temperaturas. O uso de foguetes para as próximas décadas é certo devido ao aumento da demanda no uso comercial do espaço, como posicionamento de satélites para observação da terra e comunicação, da estação espacial internacional, a primeira missão espacial, que está em fase de construção, desenvolvida com a participação de diversos países, e do desafio técnico de enviar uma missão humana para o planeta Marte, todas dependentes de propulsão de foguetes.

2.2 Foguetes espaciais

Foguetes espaciais ou veículos lançadores são peças fundamentais para o desenvolvimento da ciência fora da atmosfera terrestre, sendo capazes de lançar ao espaço instrumentos como satélites, telescópios, etc. Além dos interesses científicos e militares, existe ainda o interesse econômico, pois o mercado de posicionamento de satélites é calculado em US\$ 26,8 mil/quilo por lançamento (SILVEIRA, 2010).

A Figura 2.1 mostra uma ilustração de um veículo lançador reutilizável usado em missões tripuladas pela agência espacial americana.



Figura 2.1 – Ônibus espacial (National Aeronautics and Space Administration – NASA)

Conforme Turner (2005), o princípio do foguete é a base de toda propulsão no espaço, as propriedades de não precisar de nenhum meio externo para o sistema de propulsão agir e de não precisar de oxidante externo para o combustível, permite ao

foguete trabalhar em qualquer tipo de ambiente, incluindo o vácuo do espaço. O motor foguete movido à propulsão térmica, que representa a maioria deles, converte o calor gerado pela queima de propelentes (combustível e oxidante) na câmara de combustão em energia cinética na saída dos gases e este gera uma força que acelera o foguete em direção contrária.

Na Figura 2.2 é mostrada a saída dos gases quentes na decolagem do Ariane 5, veículo lançador da agência espacial europeia.



Figura 2.2 – Decolagem Ariane 5 (European Space Agency – ESA, 2011)

Na Figura 2.3 é mostrado um esquema básico de um foguete, onde os propelentes são direcionados para um acelerador, através de um sistema de alimentação, que os condiciona a um fluxo de gases quentes ($\dot{m}$) a alta velocidade gerando um empuxo contrário a sua saída.

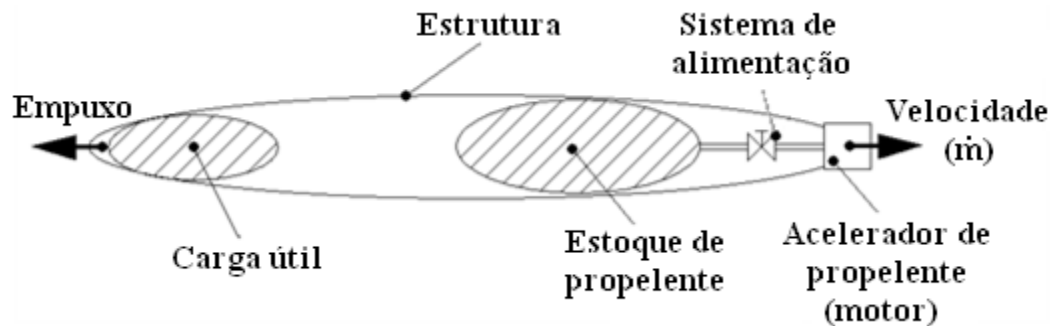


Figura 2.3 – Esquema básico de um foguete (Adaptado KESSAEV, 2007)

Na Figura 2.4 é mostrada uma representação esquemática de um foguete movido à propulsão térmica (foguete alemão A4), utilizando propelente líquido, e seus principais componentes.

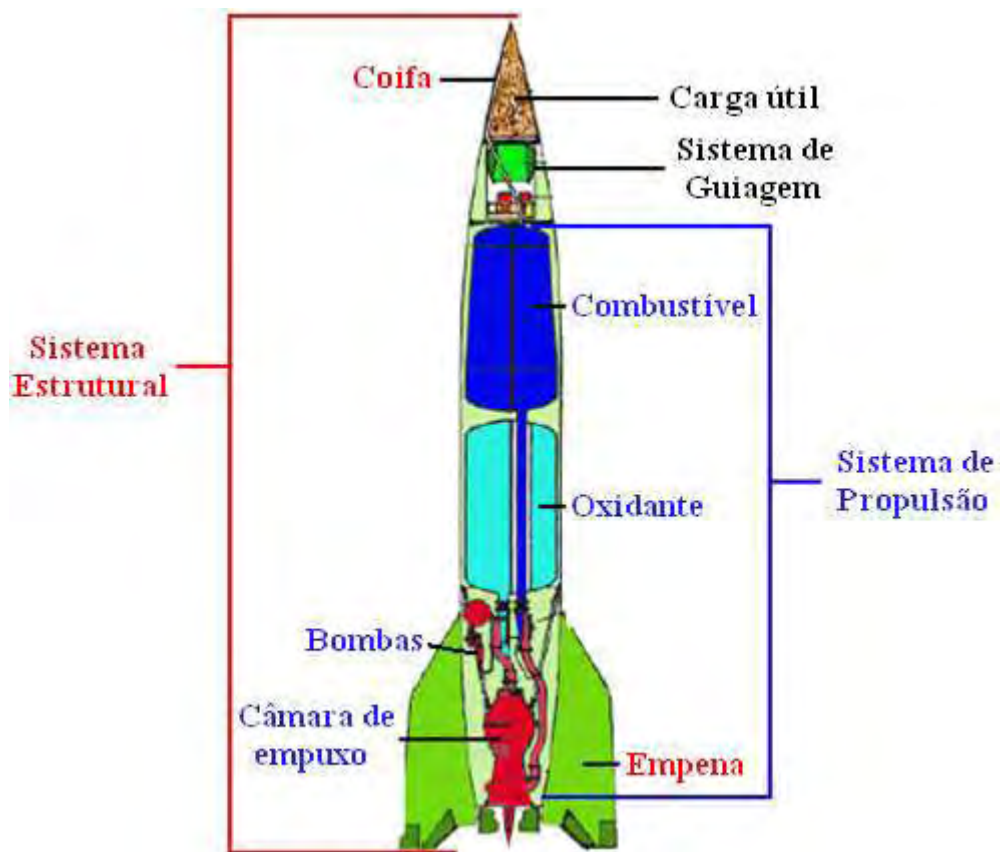


Figura 2.4 – Foguete e os seus principais componentes (Adaptado NASA)

Basicamente pode-se dividir um foguete em quatro partes principais: sistema estrutural, carga-útil, sistema de guiagem e sistema de propulsão.

Sistema estrutural é toda a massa não consumível do foguete com exceção da carga útil, sua principal função é suportar as forças geradas durante o voo, fornecer baixo arrasto aerodinâmico na atmosfera, proteger o interior das altas temperaturas gerada pela fricção do ar e manter a temperatura baixa para os propelentes criogênicos.

A carga útil é a finalidade do foguete. A missão que o foguete deve cumprir é de colocar a carga útil no trajeto ao qual este foi determinado para sua utilização. Dependendo da missão do foguete a carga útil pode ser ogivas explosivas, naves, telescópios, sondas, seres humanos, etc.

Sistema de guiagem é o responsável pela trajetória e proporciona certo nível de estabilidade ao foguete durante o voo. Mecanismos de orientação são adicionados para manobrar o foguete durante o voo mantendo sua trajetória, como: sensores, computadores, radares, equipamentos de comunicação, etc.

Sistema de propulsão é quase a totalidade do foguete, sua função é fornecer o empuxo necessário para colocar a carga útil em sua trajetória. A Figura 2.5 ilustra os sistemas de propulsão do Atlas V série 400.



Figura 2.5 – Sistema de propulsão do Atlas V série 400 (Adaptado United Launch Alliance – ULA)

2.2.1 Motor foguete

Conforme Kessaev (1997) os motores foguetes são classificados de acordo com o método de aceleração do fluxo de massa na saída, e o mais comum é a utilização de energia térmica dos gases gerados. O princípio básico de um motor foguete térmico é o aumento do volume de um gás, por meio de aquecimento, com sua aceleração. Os gases são condicionados em tanques na fase líquida ou transformados em substâncias na fase sólida para redução de volume de massa.

A Figura 2.6 mostra a representação esquemática de um motor-foguete térmico.

Onde: M = Suprimento de massa

G = Gaseificador da massa M

H = Aquecimento do gás

Q = Fonte de calor

A = Aceleração térmica dos gases

$\dot{m}$ = Fluxo de massa

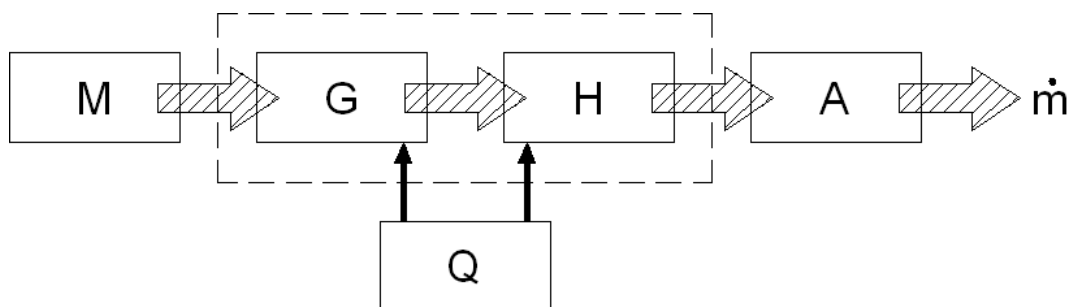


Figura 2.6 – Princípio de funcionamento de motor foguete (Adaptado KESSAEV, 2007)

Usualmente o gaseificador e o aquecimento do gás são unidos num único dispositivo denominado câmara de produção de gás quente (Câmara de combustão). A aceleração dos gases ocorre usando o calor obtido na câmara e atravessando um dispositivo denominado tubeira. Para a fonte de calor Q, a mais prática e utilizada é a energia química gerada na grande reação de redução que ocorre com a combustão do suprimento de massa. Motores com este tipo de funcionamento são denominados motor térmico químico e são classificados em motor foguete a propelente líquido (propulsão líquida) e motor foguete a propelente sólido (propulsão sólida). Propelente

é uma mistura constituída essencialmente de dois componentes, que são o combustível e o oxidante, usada como fonte de energia para movimentar um corpo sólido.

Nos motores foguetes a propelente sólido a substância sólida é estocada dentro da câmara de produção de gases quentes onde ocorre sua queima. Nos motores foguetes a propelente líquido o suprimento de massa é separado em massa de combustível e massa de oxidante, onde essas massas são estocadas separadas em tanques e durante o funcionamento do motor são introduzidas dentro da câmara de produção de gases quentes para interação química e produção destes gases (KESSAEV, 1997).

Nas Figuras 2.7 e 2.8 são mostrados motores foguetes a propelente sólido e motor foguete a propelente líquido, respectivamente.

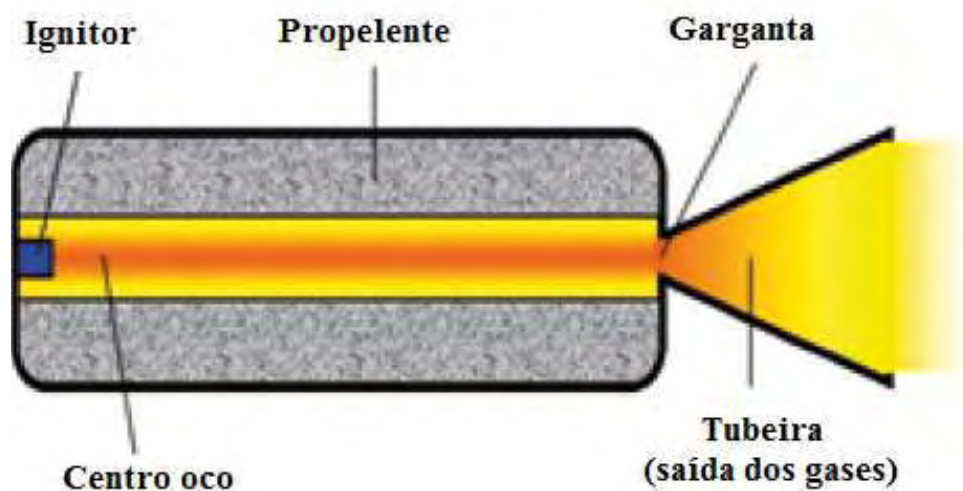


Figura 2.7 – Motor foguete a propelente sólido, propulsão sólida (NOGUEIRA, 2009)

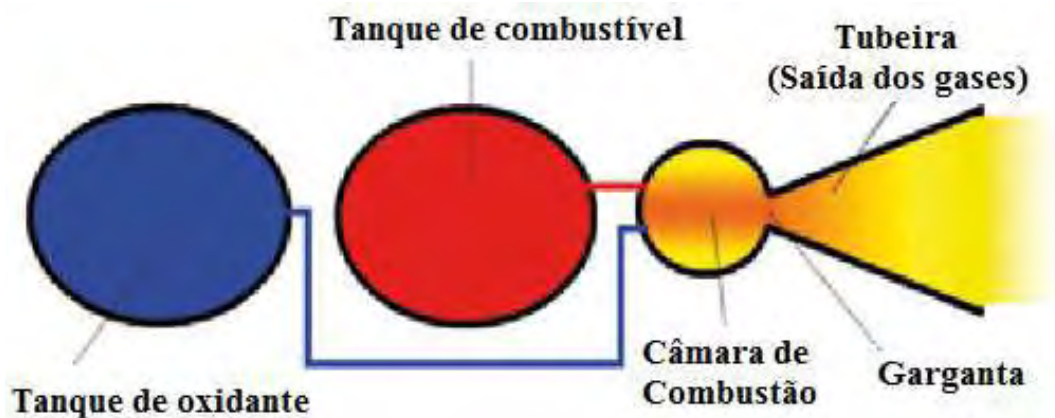


Figura 2.8 – Motor foguete a propelente líquido, propulsão líquida (NOGUEIRA, 2009)

Na Figura 2.9 é ilustrado o motor foguete a propelente líquido denominado J-2X utilizado pela NASA e a Figura 2.10 é mostrado um motor foguete a propulsão sólida denominado S-43 utilizado pelo IAE.



Figura 2.9 – Motor foguete a propelente líquido J-2X (NASA, 2011)



Figura 2.10 – Motor foguete a propelente sólido S-43 (IAE)

2.2.2 Motor foguete a propelente líquido

Conforme Barrère (1960), nos motores foguetes a propelente líquido, pode-se distinguir três partes principais:

- Tanques de armazenamento, onde a massa de combustível e de oxidante são estocadas;

- A câmara de empuxo, onde ocorre a interação química, produção e aceleração de gases quentes. Constitui-se em sistema de injeção, câmara de combustão, tubeira, sistema de resfriamento e sistema de ignição;

- Sistema de alimentação de propelentes, que é responsável pela retirada dos propelentes dos tanques de armazenamento e suprimento da câmara de empuxo.

A Figura 2.11 mostra as três partes principais de um motor foguete à propulsão líquida.

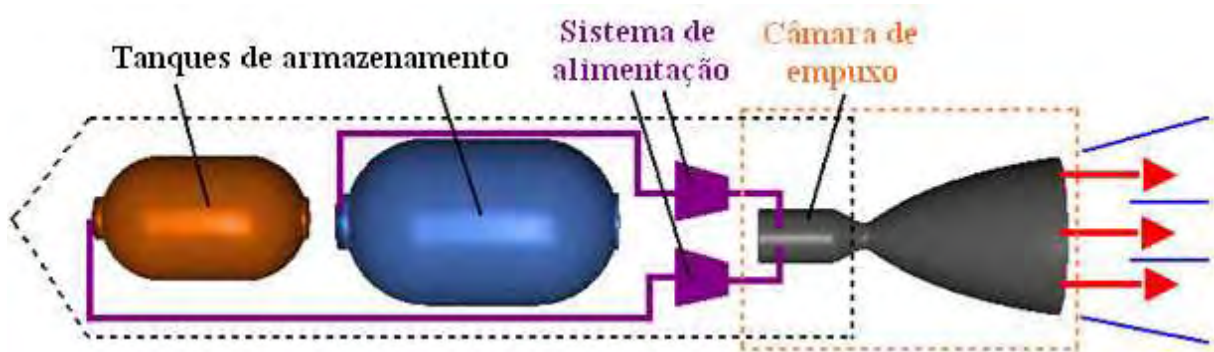


Figura 2.11 – As principais partes de um motor foguete a propelente líquido (Adaptado NASA)

2.2.2.1 Câmara de combustão e sistema de ignição

Câmara de combustão é um reator químico que é projetado para transformar a energia química dos propelentes em energia térmica dos produtos de combustão. Ao entrar na câmara os propelentes são gaseificados (aquecidos e evaporados) e misturados a nível molecular para realização das reações químicas, combustão, com consequente produção de gases a alta temperatura e pressão. A combustão é iniciada com o fornecimento de calor pelo sistema de ignição (BARRÈRE, 1960).

A Figura 2.12 detalha os componentes de uma câmara de empuxo.

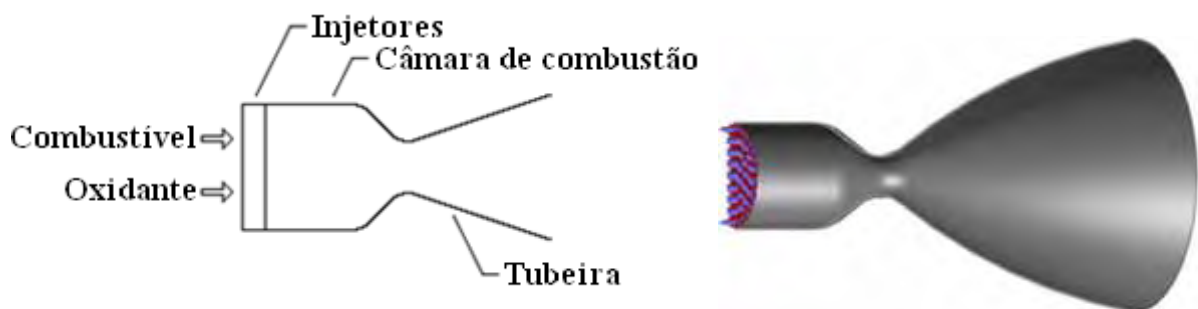


Figura 2.12 – Componentes de uma câmara de empuxo

2.2.2.2 Tubeira e sistema de resfriamento

A tubeira é um dispositivo de aceleração dos gases gerados na combustão que é composta por uma seção convergente seguida de outra divergente e com a menor área da seção denominada garganta. Sua função é converter a energia térmica-química gerada na câmara de combustão em energia cinética. A baixa velocidade, alta pressão e alta temperatura dos gases gerados na câmara de combustão são convertidas em alta velocidade, baixa temperatura e baixa pressão, onde é atingida a velocidade supersônica. Para suportar esses esforços a câmara de combustão e tubeira devem ser robustas e usualmente é utilizado um sistema de resfriamento no conjunto (BARRÈRE, 1960). A Figura 2.13 ilustra o funcionamento da tubeira.

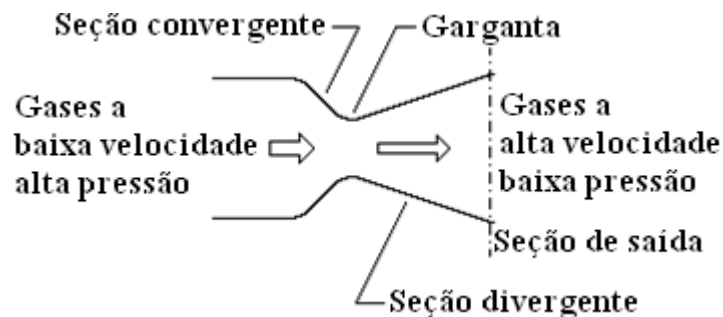


Figura 2.13 – Ilustração de funcionamento da tubeira

A Figura 2.14 mostra um esquema de funcionamento de um motor foguete a propelente líquido com o uso de um sistema de resfriamento.

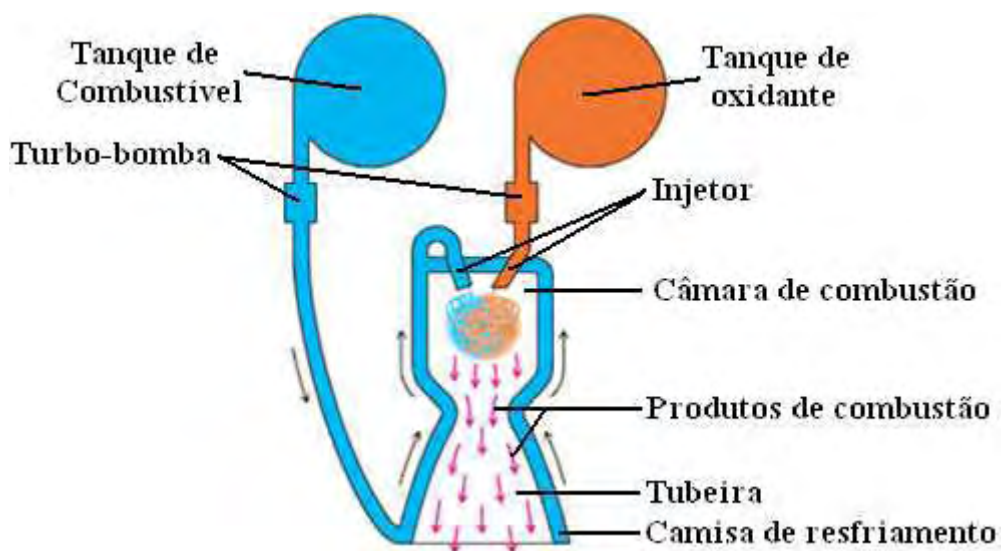


Figura 2.14 – Funcionamento de um motor foguete a propelente líquido com sistema de resfriamento.

2.2.2.3 Sistema de injeção

O sistema de injeção é constituído pelo cabeçote de injeção e os injetores, e tem a finalidade de assegurar a homogeneidade no suprimento de propelentes para os orifícios dos injetores. O cabeçote de injeção é constituído de uma série de injetores que promovem a mistura de oxidante e do combustível e está localizado na parte inicial da câmara de combustão (BARRÈRE, 1960).

Na Figura 2.15 é mostrado um motor foguete a propelente líquido denominado L15 desenvolvido pelo DCTA-IAE.

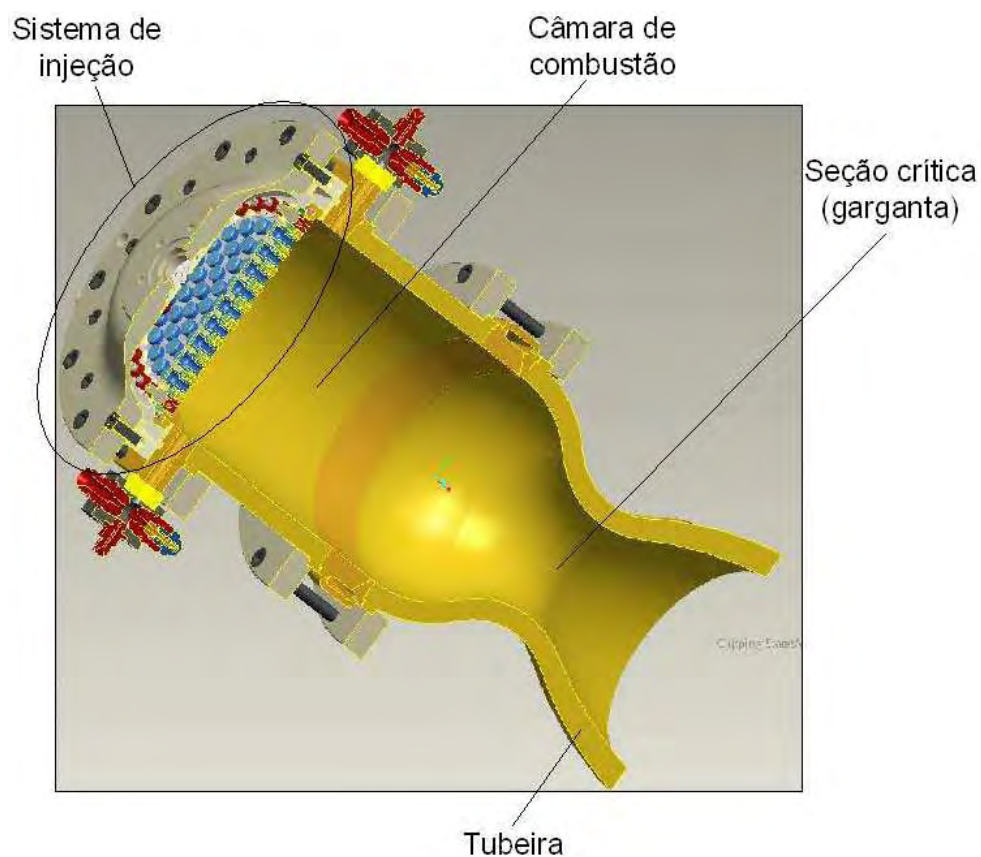


Figura 2.15 – Motor foguete a propelente líquido L15 (IAE)

2.2.2.3.1 Injetores

Os injetores são basicamente peças construídas com orifícios de dimensões reduzidas, responsáveis pela entrega da massa líquida de oxidante e de combustível na câmara de combustão em determinada razão de mistura (K_m) com as principais

funções de condicionar os propelentes num fino spray para rápida evaporação, proporcionar rápida mistura dos componentes em fase líquida ou gasosa e condicionar os propelentes em alta pressão com alta taxa de vazão. O aumento da velocidade dos propelentes na saída dos injetores tem a função de diminuir o tamanho da gota, para aumento da área de contato, e consequentemente melhora da reação química na câmara de combustão (BARRÈRE, 1960).

Os tipos mais comumente usados de injetores são os de jato e os centrífugos. O tipo jato consiste em orifício cilíndrico através do qual os líquidos são injetados dentro da câmara como um jato, sendo desintegrados em gotas sob a influência das instabilidades, turbulência do jato e da resistência aerodinâmica pelo movimento das gotas dentro do espaço da câmara (KESSAEV, 1997). A Figura 2.16 ilustra um injetor tipo jato.

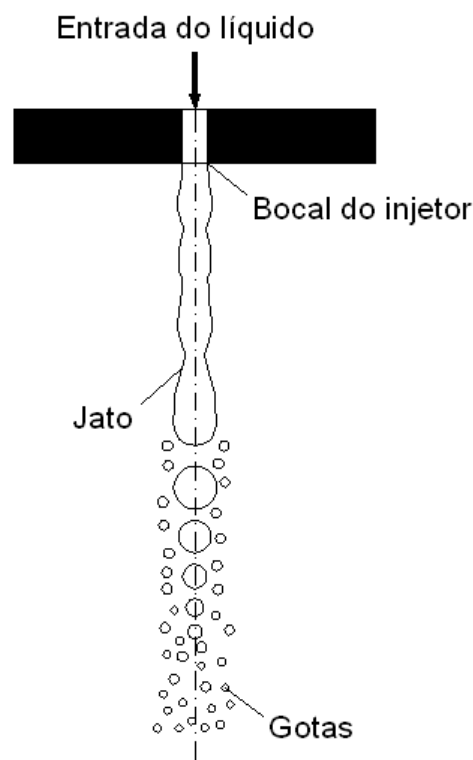


Figura 2.16 – Ilustração de um injetor tipo jato (Adaptado KESSAEV, 1997)

O tipo centrífugo é constituído de uma câmara de vortex com bocal. O líquido entra através de furos tangenciais (canal) dentro da câmara de vortex e redemoinhos na parede da câmara são formados, movimentando-o para seção de saída do bocal. A

rotação do líquido faz com que na saída do bocal se forme um filme cônico que é transformado num fluxo de gotas a qual é chamada de spray cônico (KESSAEV, 1997). A Figura 2.17 ilustra o injetor do tipo centrífugo.

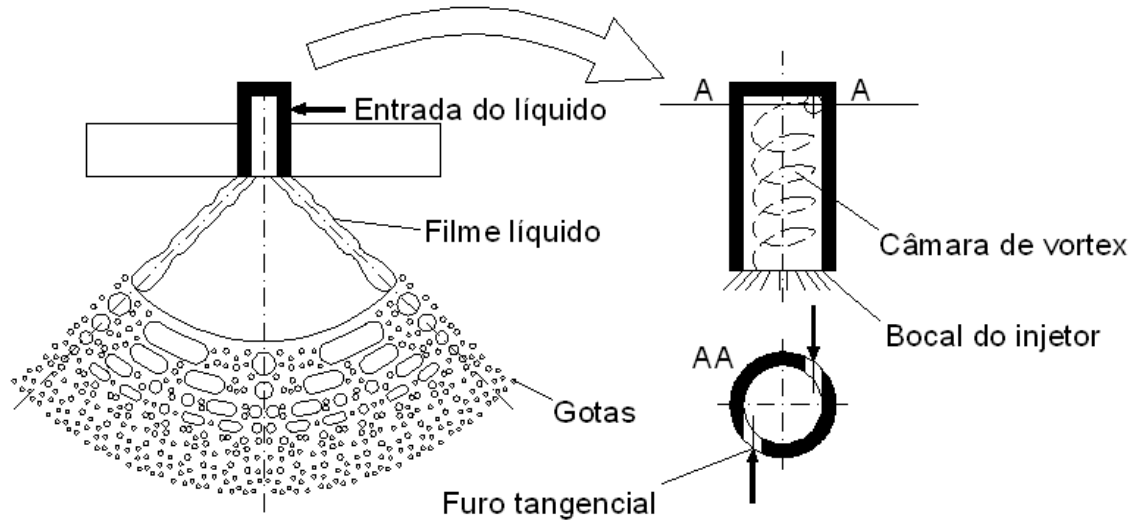


Figura 2.17 – Ilustração de um injetor tipo centrífugo (Adaptado KESSAEV, 1997)

2.2.2.3.2 Mistura dos propelentes

Uma mistura inicial dos propelentes é obtida pela disposição de um conjunto de injetores num disco, formando o cabeçote de injeção, local onde são ordenados e combinados. Para realizar a mistura do oxidante e do combustível, é usual utilizar injetores de dois componentes, denominados bipropelentes, com a ocorrência da mistura logo após a saída do bocal do injetor, assim ocorre à atomização e mistura dos elementos ao mesmo tempo (KESSAEV, 1997). A Figura 2.18 ilustra esse funcionamento.

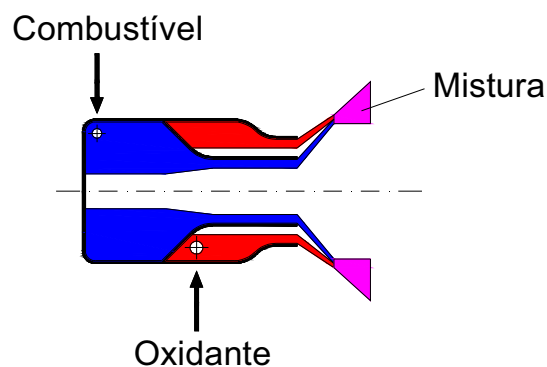


Figura 2.18 – Mistura de propelentes num injetor de dois componentes (Adaptado KESSAEV, 1997)

2.2.2.3.3 Teoria dos injetores

Conforme Kessaev (1997) as importantes características de um injetor são o diâmetro da gota e sua distribuição, que são dependentes dos fatores de geometria, da vazão mássica e da perda de carga (perda de pressão) no injetor. Na prática estes parâmetros são estimados no teste hidráulico a frio, onde são medidos a perda de carga pela vazão mássica e as características desenvolvidas nos jatos.

A equação (1) relaciona a taxa de vazão (), considerando um único orifício constituinte de cada injetor, com a queda de pressão ().

$$\text{---} \quad (1)$$

Onde: C_d = Coeficiente de descarga;

A_o = Área do orifício;

ρ = Massa específica do líquido (densidade).

O C_d é determinado experimentalmente, pois não é um parâmetro constante, mas varia em função da queda de pressão, pressão de câmara, temperatura, natureza do líquido injetado e geometria do injetor.

Para o injetor centrífugo é medido o ângulo do spray cônico do jato que é função da geometria do injetor e das características do líquido utilizado no teste hidráulico a frio, comumente é utilizado água como fluido modelo. Na Figura 2.19 é ilustrado, da esquerda para direita, um desenho em perspectiva conceitual de um injetor centrífugo, os planos de corte deste injetor e as vistas em corte destes planos.

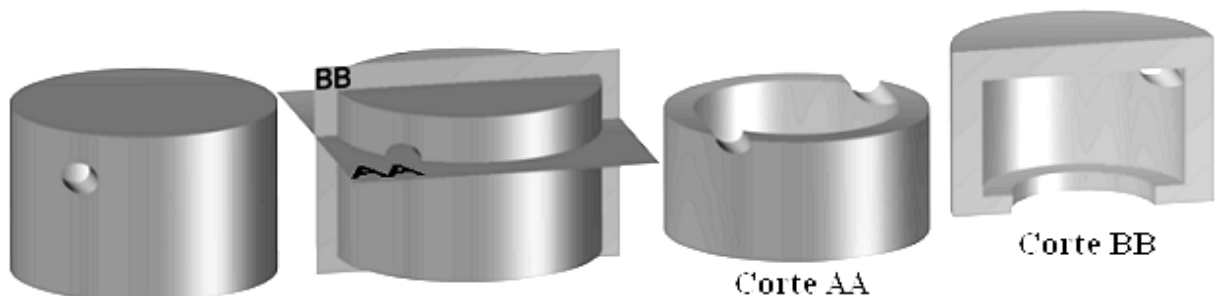


Figura 2.19 – Desenho conceitual de um injetor centrífugo

Na Figura 2.20 são mostrados os cortes da Figura 2.19 e é ilustrado o movimento que o fluido percorre num injetor centrífugo com detalhes das principais medidas.

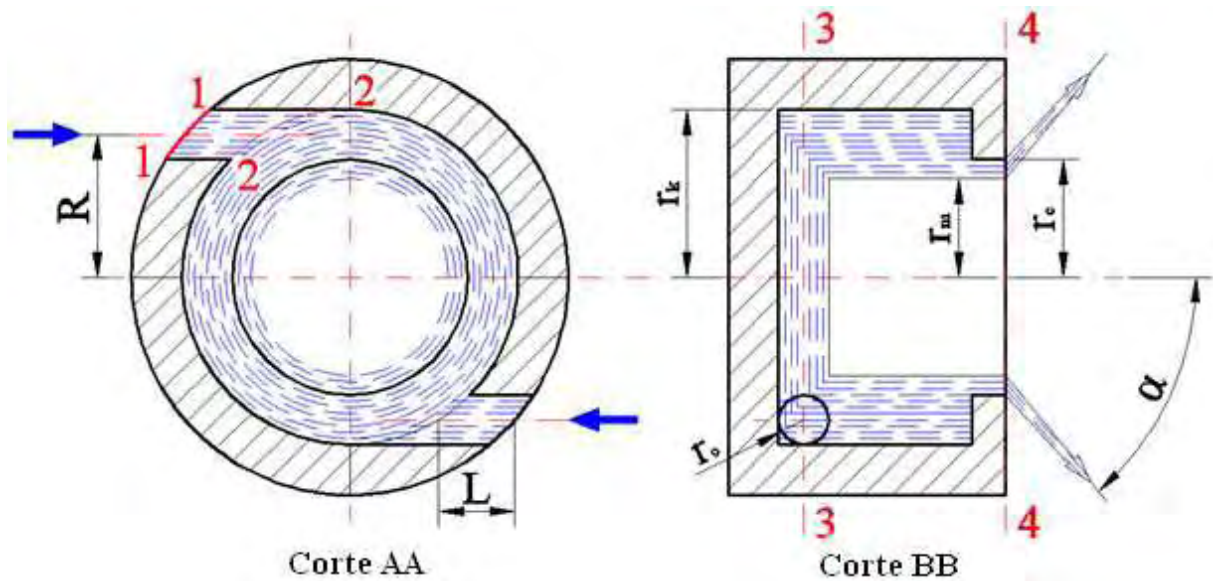


Figura 2.20 – Vista em corte do injetor com suas principais medidas (Adaptado KESSAEV, 1997)

Onde: R = Raio do centro do injetor ao centro do orifício;

L = Comprimento do orifício;

r_k = Raio da câmara de vortex;

r_c = Raio do bocal de saída;

r_o = Raio do orifício;

r_m = Raio da seção da área livre;

α = Ângulo do spray cônico.

Para a relação:

$$\frac{r_k}{r_m} < 1$$

O injetor é denominado aberto.

Para a relação:

$$\frac{r_k}{r_m} = 1$$

O injetor é denominado fechado.

Parâmetros geométricos são definidos para o cálculo do injetor centrífugo pela equação (2) e pela equação (3).

$$A_p = \frac{R \cdot r_c}{n \cdot r_o} \quad (2)$$

Onde: n = Número de orifício.

$$C_p = \frac{R}{r_c} \quad (3)$$

Com a equação (4) é calculado uma boa aproximação do valor do ângulo do spray cônico do jato de um injetor centrífugo.

$$\text{sen } \alpha = \left(\frac{2 \cdot \mu_\varphi \cdot A_p \cdot K_e}{1 - \sqrt{1 - \varphi} \cdot \sqrt{1 - \xi_\varphi \cdot \mu_\varphi^2 \cdot \frac{A_p^2}{C_p^2}}} \right) \quad (4)$$

Onde: μ_φ = Viscosidade dinâmica do líquido;

K_e = Coeficiente de perda de energia durante o movimento de rotação da seção 3 até a seção 4 (Figura 2.20), para injetores fechado $K_e = 1$;

φ = Coeficiente de área livre da seção transversal, determinado pela equação (5);

ξ_φ = Coeficiente de perda de pressão no orifício, determinado pela equação (6);

$$\varphi = 1 - \frac{r_m^2}{r_c^2} \quad (5)$$

$$\xi_\varphi = \xi_{1-2} \cdot \left(1 - \frac{r_o^2}{t_\varphi^2} \right) + \lambda \cdot \frac{L}{r_o} \quad (6)$$

ξ_{1-2} = Coeficiente de perda de pressão na entrada do orifício, seção 1 até seção 2 ilustrado na Figura 2.20, este valor é determinado pelas figuras no Anexo A;

t_φ = Fator de espaçamento entre injetores, para centrífugos o calculo é feito pela equação (7);

λ = Fator de influência de Reynolds, calculado pela equação (8);

$$1,2 \cdot \sqrt{D_k} \quad (7)$$

$$\lambda = \frac{0,3164}{Re^{0,25}} \quad (8)$$

D_k = Diâmetro do disco da câmara de combustão;

Re = Reynolds, calculado pela equação (9);

$$Re = \frac{w \cdot 2 \cdot r_o}{v_\varphi} \quad (9)$$

w = Velocidade do líquido na saída do orifício;

v_φ = Viscosidade cinemática do líquido.

O valor de $A_p \cdot K_e$ da equação (4) para injetores abertos pode ser calculado pela equação (10).

$$A_p \cdot K_e = \frac{(1 - \varphi) \cdot \sqrt{2}}{\varphi \cdot \sqrt{\varphi}} \quad (10)$$

A Figura 2.21 apresenta uma ilustração em perspectiva com detalhes do injetor bipropelente utilizado no motor L15. Da esquerda para direita, uma vista explodida dos corpos que compõem o injetor, uma vista mostrando os bocais de saída da linha combustível e oxidante, uma vista em corte e uma vista mostrando a parte superior do injetor.

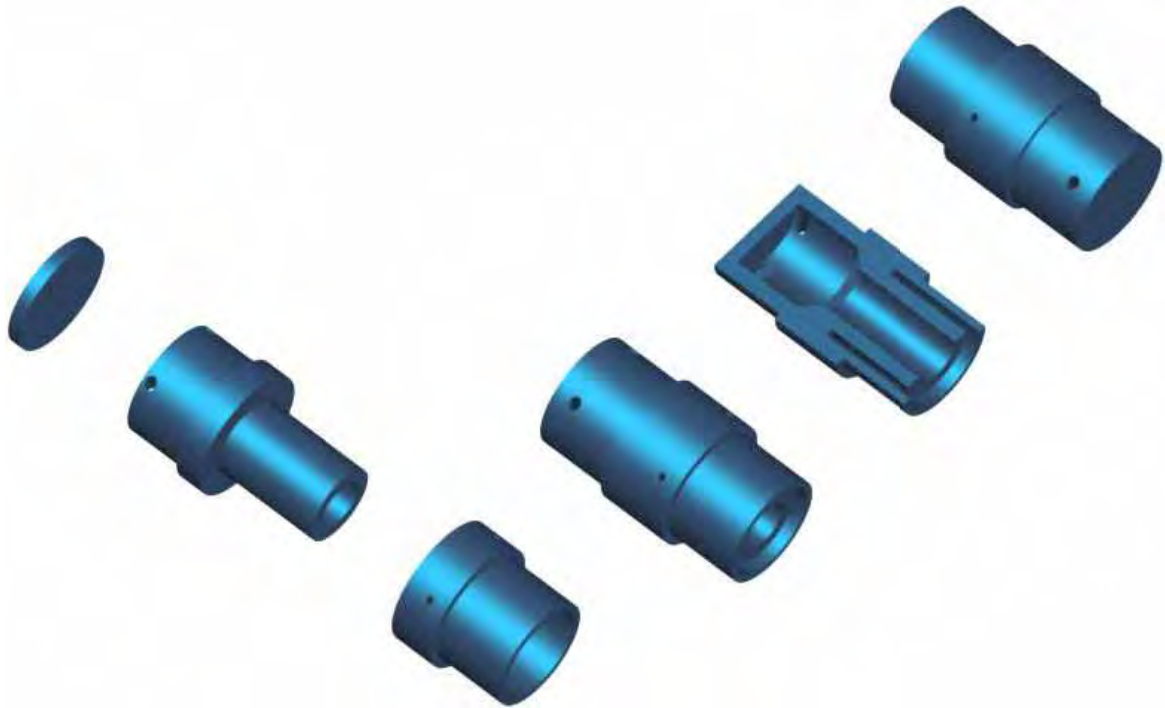


Figura 2.21 – Injetor centrífugo bipropelente utilizado no motor L15 (IAE)

2.3 Processamento de imagem e visão de máquina

Conforme Galbiati (1990), com o uso de visão de máquina é possível aumentar produtividade industrial e científica e seu uso só não é empregado por falta de conhecimento de como justificar e aplicar a visão de máquina nas atividades operacionais a serem executadas e do limitado número de indivíduos com conhecimento técnico de visão de máquina.

O processo de visão de máquina pode ser dividido em três atividades:

- 1 – Obtenção da representação digital da imagem;
- 2 – Emprego de técnicas computacionais para processar ou modificar os dados da imagem;
- 3 – Análise e uso dos resultados do processo para a qual foi proposta sua utilização.

As atividades operacionais a serem executadas são desenvolvidas usando a capacidade de visão humana incluída num processo e sua automatização se dá desde que o homem seja eliminado deste processo. Para determinar o ganho da solução do problema associado com a aplicação de visão de máquina, é necessário determinar

como a capacidade de visão humana e de máquina são relacionadas, e os principais parâmetros são:

- Adaptabilidade, que é a capacidade do sistema de se ajustar automaticamente ou modificar suas operações de acordo com os parâmetros do ambiente para atingir os resultados desejados.

- Tomada de decisão, ao menos uma decisão é requerida em algum lugar no desempenho da função pelo sistema de visão em aplicações automatizadas. A decisão pode ser um julgamento concreto baseado na quantidade de parâmetros mensuráveis de dados ou pode ser um julgamento de valor baseado em morfologia, heurística e em fatores pseudoquantificados.

- Qualidade da medição, a consistência dos resultados e nível de precisão são os dois principais fatores na qualidade das medições. Sistemas de visão de máquina são claramente superiores ao sistema de visão humana no caso de aplicação onde as medições são baseadas na quantidade de entrada de dados. O desempenho do sistema de visão humana é variável durante o tempo devido a fatores como fadiga, condições do ambiente ou distração.

- Velocidade de resposta, o tempo de aquisição de uma imagem num sistema de visão de máquina depende do tamanho da imagem matriz, do tempo de processamento eletrônico da aquisição do quadro e do tipo da câmera. O sistema de visão de máquina é extremamente superior ao tempo de resposta do sistema de visão humana, que é da ordem de 16 quadros por segundo.

Em geral, a capacidade humana de visão pode ser desempenhada por um sistema de visão de máquina e o seu nível de desempenho é superior à visão humana no ponto de vista de confiança e precisão (GALBIATI, 1990).

2.3.1 Sistema de visão de máquina

Um sistema de visão de máquina é composto por todos os elementos necessários para obtenção da representação digital da imagem visual, modificação dos dados e disponibilização da imagem digital. O Sistema é dividido em três termos principais:

1 – Aquisição de imagem

2 – Processamento

3 – Saída ou display

Um sistema de visão típico utilizado por linhas de produção automatizadas pode ser caracterizado por uma simples câmera monitorando uma linha de montagem como mostrado na Figura 2.22.

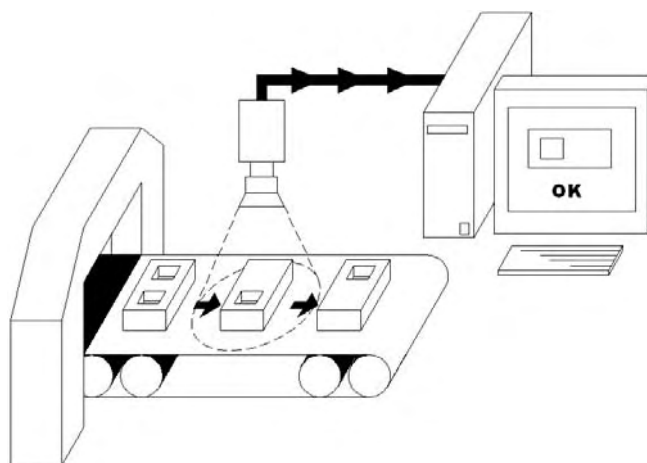


Figura 2.22 – Sistema de visão (Adaptado GALBIATI, 1990)

O sistema de visão faz a observação do objeto, verifica se esta dentro de especificações predeterminadas e gera um sinal de comando para cada resultado obtido. Os equipamentos de processamento incluem o hardware e o software da unidade de processamento de visão. Os dados gerados são transmitidos e armazenados para análise estatística e controle (GALBIATI, 1990).

2.3.1.1 Aquisição de imagem

Conforme Galbiati (1990), a aquisição de imagem transforma a imagem visual de um objeto físico e suas características intrínsecas em um conjunto de dados digitalizados ao qual podem ser usadas por uma unidade de processamento de um sistema. A função de aquisição é constituída de quatro fases.

1 – Iluminação;

Iluminação é um parâmetro chave que afeta a entrada para o sistema de visão de máquina e está diretamente relacionado com a qualidade desta entrada, que por sua vez afeta a quantidade do processamento e resultados. Para cada aplicação uma fonte

específica de energia luminosa e uma metodologia são determinadas. As principais metodologias de aplicação de luz são a iluminação de fundo (back light), iluminação direcional, iluminação estruturada e iluminação estroboscópica. A iluminação ambiente afeta todo o tipo de iluminação por alterar o nível total de iluminação do objeto manifestando-se como ruído nos dados.

2 – Formação de imagem e focalização;

Através de uma lente a imagem do objeto é focalizada no elemento sensor que converte a imagem visual em um sinal elétrico.

3 – Detecção de imagem;

O sistema de visão tem um dispositivo eletro-óptico que converte radiação eletromagnética da imagem do objeto físico em um sinal elétrico usado pela unidade de processamento de visão.

4 – Formação de sinal de saída na câmera.

O elemento sensor localizado no plano sensor da câmera produz um sinal elétrico representando a imagem visível, correspondente ao valor da intensidade de luz.

2.3.1.2 Processamento

Conforme Galbiati (1990), uma primeira função do processamento de imagem é criar uma nova imagem e alterar os dados fazendo com que as características de interesse sejam aprimoradas e os efeitos do ruído reduzidos ou eliminados. O elemento de processamento contém a eletrônica e os softwares para realização de:

1 – Captura da imagem

2 – Aprimoramento da imagem

3 – Extração da característica

4 – Formatação da saída

O processamento dos dados em um sistema de visão específica pode tanto ser desempenhado pelo hardware ou pelo software. Os objetivos do processamento digital de imagens são de extração de características ou de informação. E alguns conceitos fundamentais no processamento de imagem são:

Pixel, o menor elemento componente de uma imagem digital é denominado de “Picture Elements” ou, abreviadamente, pixel. A imagem é descrita por uma matriz de valores de pixel, onde a intensidade luminosa do elemento é representada pelo pixel. Cada pixel possui um valor da localização no plano, onde a origem fica no canto esquerdo superior, sendo crescente da direita para esquerda e de cima para baixo.

Escala de cinza, fornece a informação dos valores de iluminação do pixel e o mais comum é o uso do nível de 256 tons de cinza.

Histograma, representação gráfica da frequência de ocorrência de cada intensidade (escala de cinza) na imagem.

RGB, cada pixel contém três valores de cor associados que são: vermelho, verde e azul com correspondente intensidade de tom.

A Figura 2.23 mostra o conceito de pixel e escala de cinza.

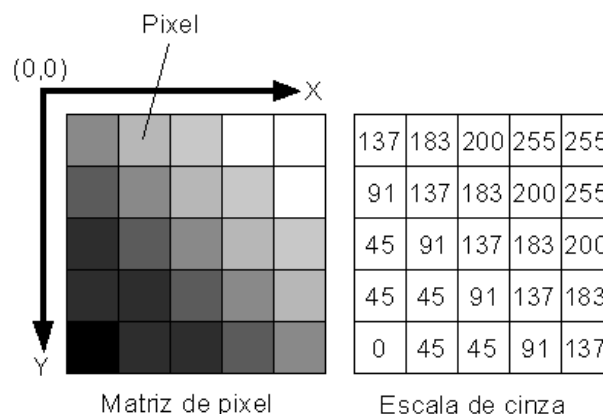


Figura 2.23 – Conceito de pixel e escala de cinza

O processamento de dados por um sistema de visão pode ser categorizado em:

1-Alteração ponto a ponto dos dados em escala global, que consiste nas simples operações elementares, tais como: operação inversa (inverte os valores dos tons de cinza), operação limiar (dado um valor específico de tons de cinza, os valores abaixo ou acima são alterados para um determinado valor), entre outras.

2-Determinação de múltiplos pontos dos elementos para uma nova matriz da imagem, que consiste em usar as informações contidas no mesmo local de duas imagens para formação de uma nova imagem. As operações adição e subtração de imagem são exemplos. Existem ainda outras operações muito específicas para tomada de decisão, tais como gradiente de Robert e detector de bordas Sobel, entre outras.

2.4 LabVIEW™

Conforme Bitter (2001), programadores desenvolvem aplicações de softwares a cada dia a fim de aumentar a eficiência e produtividade em diversas situações. O LabVIEW™ (Laboratory Virtual Instruments Engineering Workbench), utilizado como linguagem de programação, é uma ferramenta poderosa que pode ser usado para ajudar a atingir essas metas. O LabVIEW é uma programação gráfica baseada em linguagem desenvolvida pela National Instruments™. Sua natureza gráfica o torna ideal para teste e medição, automação, controle de instrumentos, aquisição de dados e análise de aplicações de dados. Isso resulta em melhorias significativas de produtividade sobre linguagens de programação convencionais.

Um instrumento virtual (VI), de forma simplificada, é um elemento de programação LabVIEW™, que consiste em um painel frontal, diagrama de blocos e um ícone que representa o programa. O painel frontal é usado para exibir controles e indicadores para o usuário, enquanto o diagrama de blocos contém o código para o VI. O ícone, que é uma representação visual do VI, tem conectores para entradas e saídas do programa.

Como exemplo, na Figura 2.24, é mostrado um painel frontal de um VI que simula a aquisição e análise de temperatura.

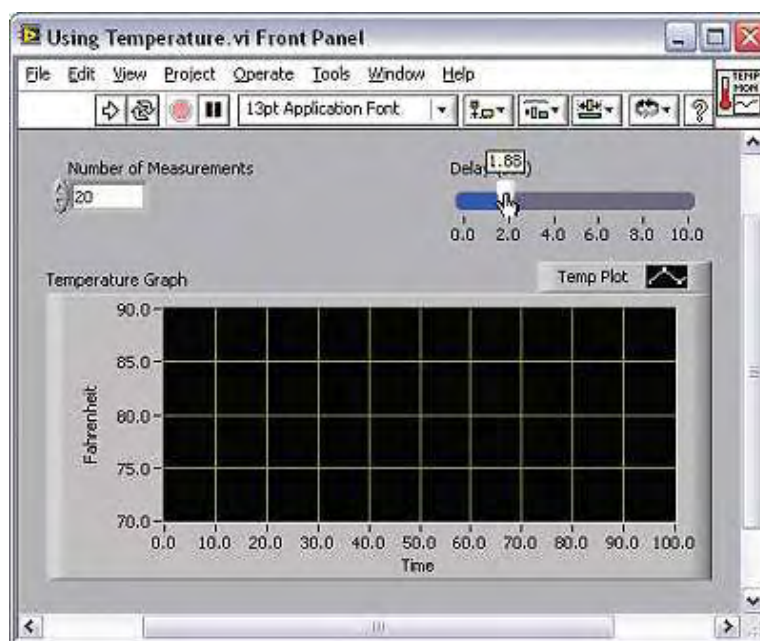


Figura 2.24 – Painel Frontal de um VI de aquisição e análise de temperatura (National Instruments™)

A Figura 2.25 apresenta a tela do diagrama em blocos da VI de aquisição e análise de temperatura da Figura 2.24.

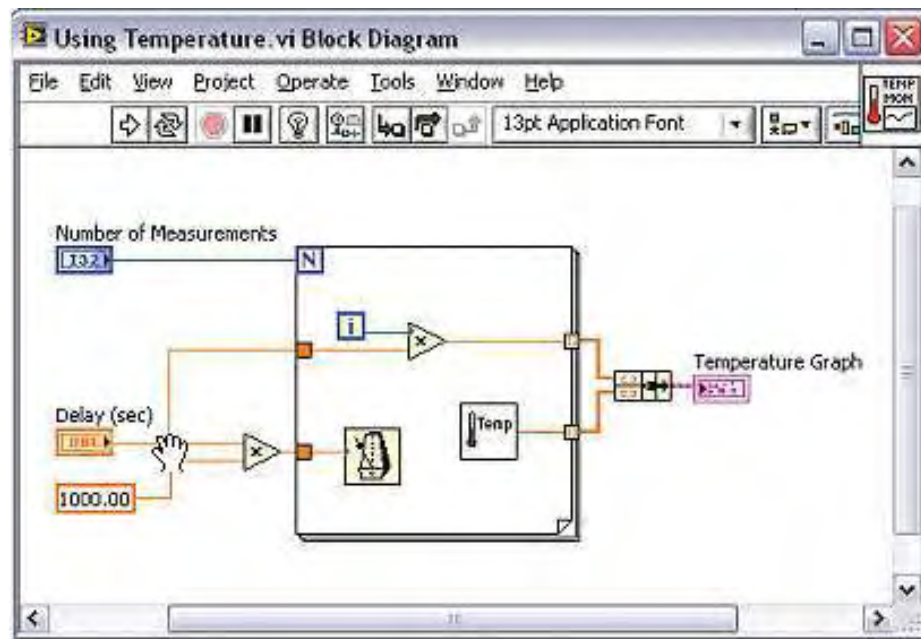


Figura 2.25 – Diagrama de blocos do VI de aquisição e análise de temperatura (National Instruments™)

2.4.1 Paletas e menus

Conforme Bitter (2001), o LabVIEW™ possui dois tipos diferentes de menus que são usados durante a programação. O primeiro conjunto é visível na janela do painel frontal e no diagrama de blocos, que é um menu semelhante ao de outros aplicativos. O segundo conjunto de menus são chamados menus pop-up. Os menus pop-up são as paletas que aparecem no painel frontal (paleta de controle), no diagrama de bloco (paleta de funções), em ambas (Paleta de ferramenta), entre outras. Os menus que visualmente permitem personalizar, modificar ou executar outras ações sobre o objeto.

Numerosos controles no painel frontal estão disponíveis no LabVIEW™ para desenvolvimento de aplicações. Os controles são agrupados em categorias de subpaletas. Pelo controle do painel frontal é possível manipular diversos tipos de variáveis tais como numéricas, booleanas, *string*, *array*, *cluster* entre outras.

No diagrama de bloco é que são inseridas as funções e são utilizadas para programação e construções típicas como loops, estruturas de sequência e definem

outras estruturas de dados para programação de fluxo. As funções fornecem ao programador a capacidade de produzir uma ampla gama de aplicações em um tempo relativamente curto.

A Figura 2.26 mostra a paleta de ferramentas.



Figura 2.26 – Paleta de ferramentas (National Instruments™)

A Figura 2.27 ilustra uma paleta de controle do LabVIEW™.



Figura 2.27 – Paleta de controle (National Instruments™)

A Figura 2.28 mostra a paleta de funções do LabVIEW™.

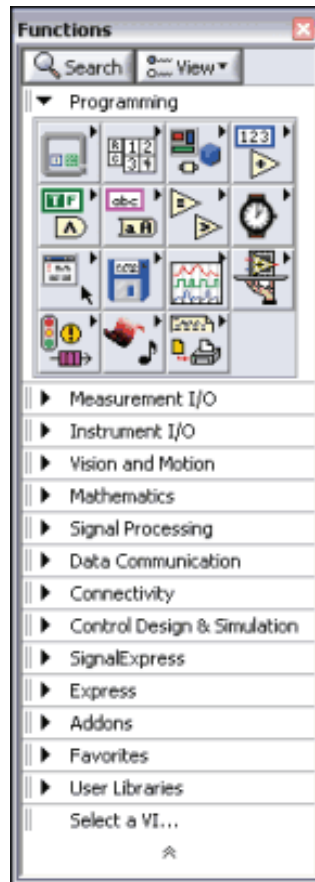


Figura 2.28 – Paleta de funções (National Instruments™)

2.5 Sistema de medição

Conforme Ismail (2003), o objetivo de um sistema de medição é apresentar ao observador o valor numérico correspondente a variável que está sendo medida e é composto por quatro elementos básicos:

- O elemento sensor, que esta em contato com o processo e produz um sinal de saída;
- O elemento condicionador de sinal, que converte o sinal numa forma mais adequada de processamento;
- O elemento de processamento de sinal, que converte o sinal numa forma mais adequada para apresentação, e;
- O elemento de apresentação, que apresenta o sinal numa forma de fácil visualização.

Para a proposta de um modelo de sistema de medição deve ser feita uma avaliação das características intrínsecas do sistema a serem determinadas. As principais são: faixa de indicação, linearidade, sensibilidade, histerese, desgaste e envelhecimento, efeitos do meio ambiente, resolução e repetitividade. Estas características são determinadas experimentalmente pelas medidas de entrada e saída de sinal, e são avaliadas num ensaio denominado calibração.

2.5.1 Confiabilidade de um sistema de medição

A confiabilidade de um sistema de medição é uma característica muito importante e representa a probabilidade do sistema ou de um elemento do sistema, durante um período de tempo especificado, de prestar suas funções com uma precisão especificada. Caso o sistema não atenda a esta especificação, é considerado falho (ISMAIL, 2003).

2.5.2 Análise de erro experimental

Conforme Ismail (2003), a repetição de tomadas de medidas de uma mesma grandeza sempre exhibe uma variação a cada medição. Esta variação pode ocorrer devido ao fato da grandeza a ser medida exibir variação significativa devido ao material a ser medido, ao operador, meio ambiente, etc., que introduzem erro na medida. Quando se faz uma medição de um mensurando existem dois tipos de erros que podem ter sido incluídos na grandeza medida, os erros sistemáticos e os erros aleatórios. O erro sistemático é provocado por causas identificáveis e pode em princípio ser eliminado. Erros deste tipo resultam em medidas sempre maiores ou sempre menores. Um exemplo de erro sistemático é a má calibração do instrumento de medida.

Erros aleatórios são flutuações positivas e negativas que fazem com que cerca de metade das medidas sejam maiores, e metade menores. As fontes dos erros aleatórios não são sempre identificáveis. Um exemplo de erro aleatório é a leitura efetuada por

um observador ao ler uma escala. Estes erros podem ser quantificados por análise estatística e podem ser sempre determinados.

Segundo Doebelin (2004), todas as análises de engenharia experimental devem ter sua incerteza de medição quantificada em 95% de nível de confiança, pois a maioria das medidas de engenharia experimental envolve poucas amostras. E para o cálculo do intervalo de confiança ser sensível ao tamanho da amostra, deve ser utilizada a distribuição de probabilidade chamada distribuição *t-student*.

2.5.2.1 Análise estatística de erros aleatórios

Conforme Ismail (2003), para verificar a medida de um mensurando é necessário fazer a sua medição mais de uma vez para obtenção de um valor com certo nível de confiança. As medidas experimentais seguem uma distribuição de Gauss (distribuição normal), assim é possível calcular a confiabilidade do sistema de medição e o número de medições a serem feitas para aferirmos um nível de confiança desejado.

Para calcular a média $\bar{x}$ e o desvio padrão S das medidas realizadas utiliza-se as seguintes equações (11) e (12).

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (11)$$

Onde x_i é a medida número i , n é o número de medidas e $\bar{x}$ é o valor que se aproxima do “valor verdadeiro”, considerando erros sistemáticos nulos.

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (12)$$

Para n muito grande o desvio padrão é designado como σ e a média como μ , como mostrado na equação (13).

$$\mu \pm \sigma \quad (13)$$

A distribuição normal (Gaussiana) é definida por dois parâmetros; a média μ (população) e o desvio padrão (σ). Ela se apresenta em formato de sino, unimodal, simétrica em relação a sua média. Considerando a probabilidade de ocorrência, a área sob sua curva representa 100% e possui valor unitário. Isso quer dizer que a probabilidade de uma observação assumir um valor entre dois pontos quaisquer é igual à área compreendida entre esses dois pontos. Quanto mais afastado do centro da curva normal, mais área compreendida abaixo da curva haverá. A um desvio padrão, temos 68,26% das observações contidas ($\mu \pm \sigma$). A dois desvios padrões, possuímos 95,44% dos dados compreendidos ($\mu \pm 2\sigma$) e finalmente a três desvios, temos 99,73% ($\mu \pm 3\sigma$).

A Figura 2.29 mostra a curva da distribuição normal.

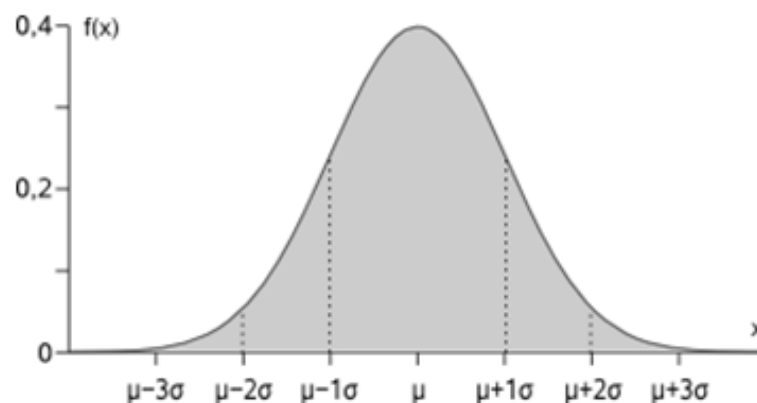


Figura 2.29 – Curva normal (SOARES, 2007)

A análise da curva permite a conclusão lógica do que se observa na prática: as ocorrências tendem a concentrar-se em torno de uma média e se tornam mais raras ou menos prováveis à medida que dela se afastam.

Com amostragem limitada, $n < 20$, os dados experimentais são apresentados como distribuição normal, usando afirmativas de média $\bar{x}$ (média da amostragem) e desvio padrão S . O desvio padrão S obtido não fornecerá uma estimativa segura do desvio padrão σ da população. E certas preocupações em torno de um nível de confiança podem ser depositadas nas estimativas, e previsões em torno das medidas podem existir. Para remover este erro introduzido pelo tamanho reduzido da amostra é utilizado a equação (14).

$$\bar{x} \pm t_{(\alpha)}S \quad (14)$$

$t_{(\alpha)}$ = Distribuição *t-student* e α é o nível de confiança.

O termo $t_{(\alpha)}S$ na equação (14) representa o intervalo da média estimada de $\bar{x}$ para um ou outro valor de nível de confiança. Este termo pode ser usado para estimar o tamanho da amostra necessária para produzir uma estimativa da média $\bar{x}$ com a confiabilidade especificada. Observando que metade do intervalo de confiança é obtida pela equação (15).

$$\delta = t_{(\alpha)}S \quad (15)$$

É possível então estimar nosso número de medidas n necessárias para serem medidas durante o processo, conforme equação (16).

$$n = \left\lceil \frac{t_{(\alpha)}S}{\delta} \right\rceil^2 \quad (16)$$

Sendo S o valor da precisão que se deseja obter na medição, e deve ser quantificada pelo usuário.

O número de graus de liberdade é calculado pela equação (17).

$$v = n - 1 \quad (17)$$

Utiliza-se a tabela de distribuição *t-student* (Anexo B) para diversos graus de liberdade como função da área A , conforme a Figura 2.30. Para obtenção do valor deve-se multiplicar a área A por dois, por ser apenas um lado, e subtrair de um.

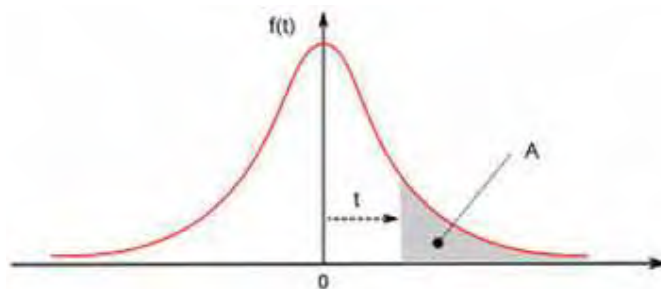


Figura 2.30 – Curva distribuição *t-student* (SOARES, 2008)

2.5.2.2 Ajuste de curvas

Conforme Doebelin (2004), para um instrumento o valor verdadeiro é variado em incrementos sobre algum intervalo dentro de uma faixa de medição. É comumente empregado o processo de varredura da faixa de medição com um instrumento calibrado, usado como referência, para comparar os valores entre si. E usualmente a faixa desejada de medição é coberta subindo e descendo em ambas as direções. A curva de calibração mais utilizada para instrumentos é a reta ao qual os dados dos pontos coletados ficam espalhados próximo à reta definido por um critério. O critério mais comum utilizado é o dos mínimos quadrados, ao qual minimiza a soma dos quadrados no desvio vertical dos dados dos pontos pela reta. A equação da reta é dada pela equação (18)

$$y = m \cdot x + b \quad (18)$$

Onde: y = variável dependente;

x = variável independente;

m = inclinação da reta;

b = interceptação da reta no eixo vertical.

E o cálculo de m e b é dado pelas equações (19) e (20).

$$m = \frac{N \sum x \cdot y - (\sum x)(\sum y)}{N \sum x^2 - (\sum x)^2} \quad (19)$$

$$b = \frac{(\sum x^2)(\sum y) - (\sum x \cdot y)(\sum x)}{N \sum x^2 - (\sum x)^2} \quad (20)$$

Onde: N é o número de pontos.

E os desvios padrões de m , b e y são calculados com as equações (21). (22) e (23) respectivamente.

$$S_m^2 = \frac{NS_y^2}{N \sum x^2 - (\sum x)^2} \quad (21)$$

$$S_b^2 = \frac{S_y^2 \sum x^2}{N \sum x^2 - (\sum x)^2} \quad (22)$$

$$S_y^2 = \frac{1}{N-2} \sum (m \cdot x + b - y)^2 \quad (23)$$

O desvio padrão S_y é o desvio padrão quando é fixado um valor de x e repetida várias vezes a medição de y . Assumindo que o desvio padrão S_y é o mesmo para qualquer valor de x , pode-se calcular o desvio padrão S_y com o uso de todos os pontos coletados. E admitindo uma distribuição Gaussiana são aplicáveis os limites de confiança desejável.

Usando os resultados da calibração com a reta dos mínimos quadrados o valor a ser reportado é dado pela equação (24).

$$x = \frac{y + b}{m} \quad (24)$$

E o valor do desvio padrão de x é dado pela equação (25).

$$S_x^2 = \frac{S_y^2}{m^2} \quad (25)$$

A calibração da medida permite decompor o total do erro em duas partes, erro de precisão e de exatidão. O erro de exatidão é a diferença do valor real com o valor medido, ao qual pode ser removido pela equação 33 com o uso do b , este erro é denominado erro sistemático. E o erro de precisão é a diferença das diversas leituras feitas do mensurando, este erro não pode ser eliminado, mas sim definido estatisticamente e é chamado de erro aleatório.

Esta teoria é calculada para um grande número de pontos, para pequenos números de pontos a teoria estatística permite fazer um ajuste da incerteza que seja sensível em relação ao número de pontos coletados que é o uso da distribuição de *t-student*. Para o cálculo para pequenas amostras é utilizada a equação (26).

$$x = \frac{y + b}{m} \pm t_{(\alpha),N-2} \cdot S_x \quad (26)$$

Onde: $t_{(\alpha),N-2}$ é tabelado e esta no Anexo B e α é o nível de confiança.

Quando N tende ao infinito o valor de $t_{(\alpha),N-2}$ tende a uma distribuição Gaussiana.

Uma análise estatística é geralmente feita para verificar a existência de uma variabilidade que se comporta de forma aleatória na medição. Assim é comum construir um gráfico dos resíduos em função de x . O gráfico não deve apresentar tendência no tamanho dos resíduos e a variação deve parecer a mesma para todo o intervalo. Se o gráfico apresentar uma variabilidade não constante, outros métodos devem ser avaliados (DOEBELIN, 2004).

2.5.2.3 Coeficiente de correlação

Conforme Holman (2001) para determinar o grau de correlação entre duas variáveis pela análise dos mínimos quadrados é usado o parâmetro r , coeficiente de correlação, que fornece um valor numérico do relacionamento. Este coeficiente pode ser calculado por meio da equação (27), onde é fornecido o r^2 chamado de coeficiente de determinação. Este coeficiente indica a variação explicada pelo modelo em relação à variação total e assume valores entre zero e um ($0 < r^2 < 1$) onde $r^2 = 1$ indica perfeito ajuste e $r^2 = 0$ indica ajuste muito pobre.

$$r^2 = \frac{S_{\bar{y}}^2 - S_y^2}{S_{\bar{y}}^2} \quad (27)$$

Onde: $S_{\bar{y}}$ é dado pela equação (28) e $\bar{y}$ é dado pela equação (29).

$$S_{\bar{y}} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (28)$$

$$\bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i \quad (29)$$

2.5.3 Comparação de amostras

Conforme Holman (2001) para comparar as médias entre duas amostras distintas e ver se estas médias possuem diferença significativa com um nível de confiança estabelecido são aplicadas as equações (30) e (31).

$$t = \frac{x_{m1} - x_{m2}}{\left[\frac{\sigma_1^2}{n_1} + \frac{\sigma_2^2}{n_2} \right]^{1/2}} \quad (30)$$

$$v = \frac{\left[\frac{\sigma_1^2}{n_1} + \frac{\sigma_2^2}{n_2} \right]^2}{\frac{\left(\frac{\sigma_1^2}{n_1} \right)^2}{n_1 - 1} + \frac{\left(\frac{\sigma_2^2}{n_2} \right)^2}{n_2 - 1}} \quad (31)$$

Onde os índices 1 e 2 se referem às duas amostras.

Se o valor de t determinado com a equação (29) for menor que o valor lido na tabela da distribuição *t-student* usando o grau de liberdade v da equação (30), diz-se que as médias não possuem diferença significativa no nível de confiança desejado.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

3.1 Motores foguetes a propelente líquido DCTA IAE

O DCTA, por meio do IAE, tem desenvolvido motores foguete a propelente líquido, com as mais diversas finalidades. Um dos primeiros trabalhos foi o desenvolvimento de um motor de 400N de empuxo para ser utilizado no sistema de controle de rolamento do Veículo Lançador de Satélite (VLS). Outros projetos do IAE que estão em fase de desenvolvimento para as próximas configurações de veículos lançadores são os motores L5, L15 e L75, que produzem 5kN, 15kN e 75kN de empuxo, respectivamente. A Figura 3.1 mostra uma maquete do motor L75 e o motor de 400N instrumentado para ser submetido ao ensaio a quente.

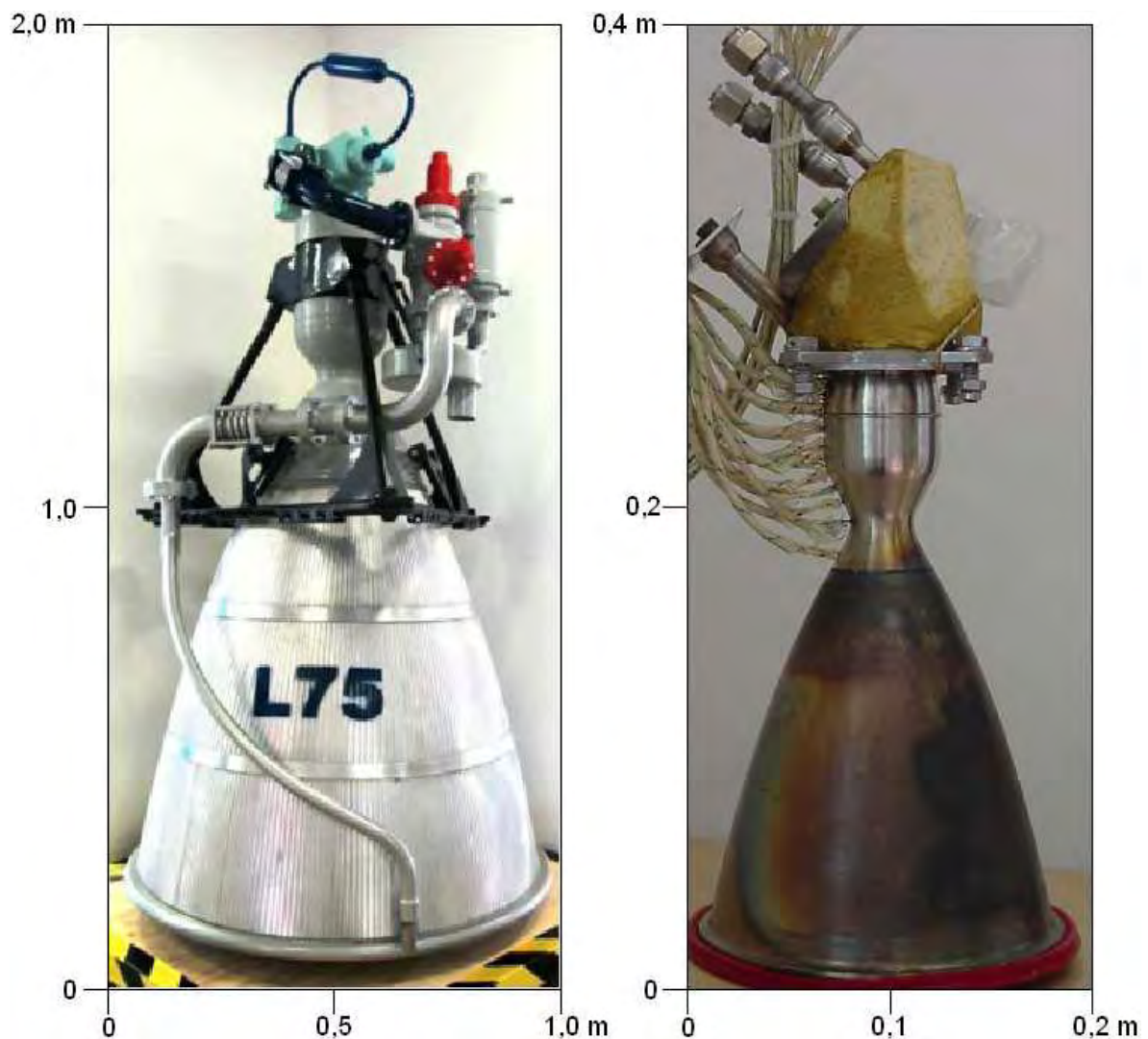


Figura 3.1 – Motores foguetes a propelente líquido (IAE)

3.1.1 Injetores

Estabilidade e eficiência de queima são questões centrais em propulsão e é conhecido que um dos métodos para melhora do processo de combustão dos propelentes é reduzindo o tamanho de gota com consequente aumento da formação de átomos. Sabe-se também que a rápida combustão dos propelentes faz com que a câmara de combustão possa ter seu comprimento reduzido, pois esta é projetada para que ocorra a completa combustão dos propelentes no seu interior. O uso de injetores centrífugos melhora a atomização e mistura entre os propelentes, o que acarreta uma melhora no desempenho de motores e reduz sua complexidade. Por este motivo o DCTA tem utilizado em seus projetos de motores injetores centrífugos bipropelentes.

A Figura 3.2 mostra alguns injetores desenvolvidos no IAE. São apresentados da esquerda para direita os injetores pertencentes a: motor 400N, motor L75, motor L15 e motor L5, respectivamente.



Figura 3.2 – Injetores (IAE)

O ângulo do spray cônico tem duas principais funções, a primeira é de prover uma película de líquido de refrigeração de excesso de combustível na parede interna da câmara de combustão. O excesso de combustível forma uma fina camada de líquido sobre a parede que reduz a transferência de calor do gás para a parede da câmara. O ângulo ao qual o combustível colide com a parede da câmara de combustão é importante para fornecer uma boa cobertura. A segunda constitui-se numa entrada para cálculos das demais características de um injetor. A obtenção nas medições realizadas

em ensaio a frio de ângulos conforme especificado pelo projeto é um indicativo que os cálculos realizados para sua concepção estão corretos.

Para os motores foguetes a propelente líquido é comumente empregado um injetor monopropelente de combustível na periferia do cabeçote para prover a película de filme na parede da câmara de combustão, ou injetores bipropelentes com diferente razão de mistura (). A Figura 3.3 ilustra um injetor periférico utilizado no motor foguete L15.

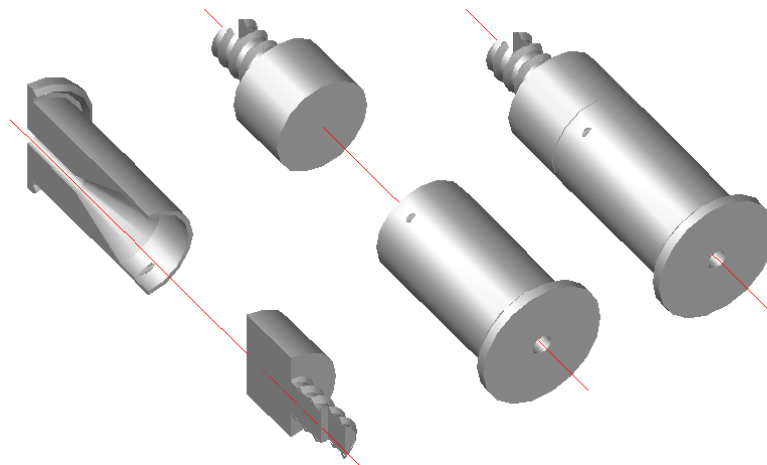


Figura 3.3 – Injetor periférico

A Figura 3.4 ilustra um cabeçote montado com injetores periféricos.

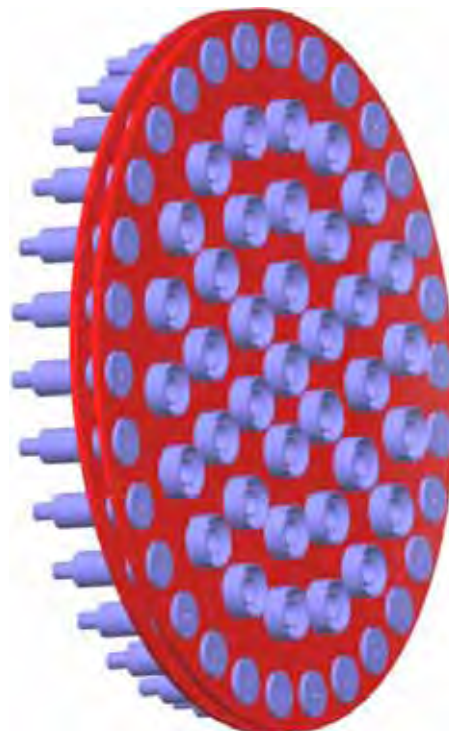


Figura 3.4 – Ilustração de um cabeçote

A Figura 3.5 ilustra a colisão do spray cônico dos jatos de injetores periférico na parede da câmara de combustão, à esquerda, e um detalhe ampliado do spray cônico do jato colidindo com esta parede, à direita.

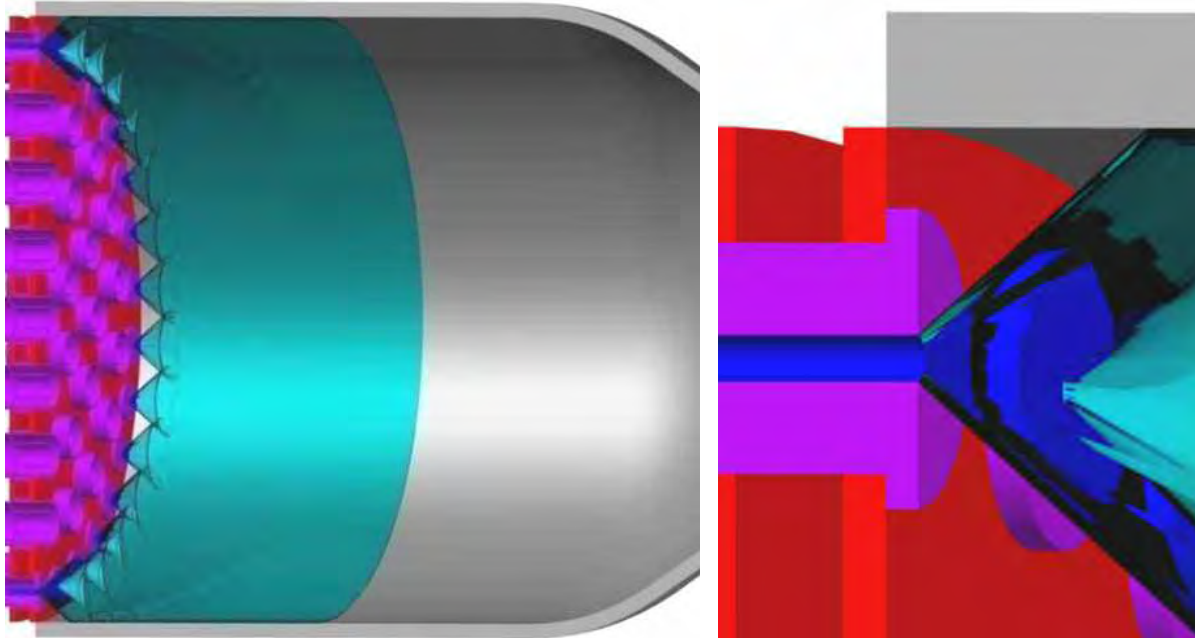


Figura 3.5 – Detalhe de colisão dos sprays cônicos dos jatos de injetores periférico

O injetor é um componente crítico em que pequenas diferenças em seu projeto podem resultar em grandes diferenças no desempenho de um motor. Como os injetores desenvolvidos pelo DCTA não são produzidos em larga escala e é bastante reduzida a quantidade de motores produzidos para ensaio, uma análise precisa e exata dos seus componentes é requerida para uma investigação do desempenho do motor em função dos parâmetros dos injetores produzidos.

3.2 Banco de Ensaios Hidráulicos

O laboratório de Propulsão da APE possui um Banco Hidráulico para medição de características como vazão e pressão. Primeiramente este banco foi construído para uso com Freon® -113TF, mas foi adaptado para utilização com água destilada.

Na Figura 3.6 é mostrada uma vista do Banco Hidráulico, onde é possível notar a seção de testes para ensaios, à direita, e as válvulas e manômetros para controle e monitoração, à esquerda.



Figura 3.6 – Banco Hidráulico

A água destilada é obtida de um destilador fabricado pela Fabbe Prima, com capacidade de produção de 20 litros/hora, e utilizada como fluido modelo por apresentar além de características de reprodutibilidade, baixo custo. Esta água é transferida para dois tanques pressurizáveis com capacidade de 80 litros cada, do circuito de alimentação do Banco Hidráulico. O ensaio realizado nos injetores por meio deste banco é denominado de teste a frio. A capacidade do Banco Hidráulico adaptado para medição de injetores é de até 170 gramas d'água por segundo.

3.2.1 Sistema de medição do Banco Hidráulico

Uma das formas de medição da pressão no Banco Hidráulico é utilizar um transdutor de pressão absoluto, que tem como princípio de funcionamento um sensor do tipo "strain gage" que indica a deformação de um diafragma provocado pela pressão. Na Figura 3.7 é mostrado o esquema de funcionamento deste tipo de transdutor de pressão.

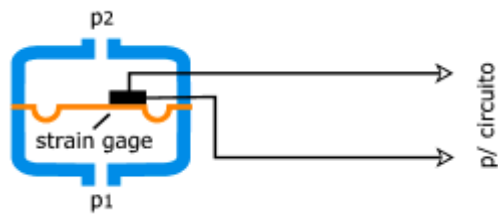


Figura 3.7 – Funcionamento de um transdutor de pressão do tipo "strain gage" (SOARES, 2008)

Para medição da vazão mássica utiliza-se um medidor Coriolis. Seu princípio de funcionamento é a deformação gerada pela vazão num tubo em formato U, conforme apresentado na Figura 3.8.

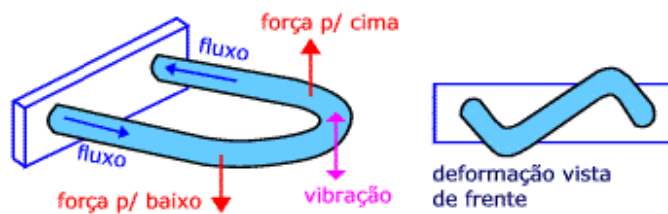


Figura 3.8 – Funcionamento de um medidor de vazão do tipo Coriolis (SOARES, 2008)

Na Figura 3.8, o fluido passa por um tubo em formato U dotado de certa flexibilidade. Um dispositivo magnético na extremidade (não mostrado) faz o tubo vibrar com pequena amplitude na sua frequência natural e na direção indicada (setas rosa). Devido à oposição dos sentidos do fluxo, há esforços em sentidos contrários nas laterais do tubo. Visto de frente o tubo é deformado (parte direita da Figura 3.8) e esta deformação é captada por sensores magnéticos. A grande vantagem desse tipo de medidor é ser um medidor de fluxo de massa e não de volume, não necessitando de compensações para mudanças de condições de temperatura e pressão.

3.3 Metodologia

3.3.1 Dispositivo de ensaio

Para ensaio dos injetores são construídos dispositivos de forma a representar as condições previstas no motor. Em geral, estes dispositivos são fabricados de acordo com a forma de trabalho dos injetores, que podem ser monopropelentes ou

bipropelentes, com as medições de vazão e pressão sendo realizadas nas respectivas linhas de pressão dos propelentes.

A Figura 3.9 mostra uma vista detalhada de um dispositivo de ensaio

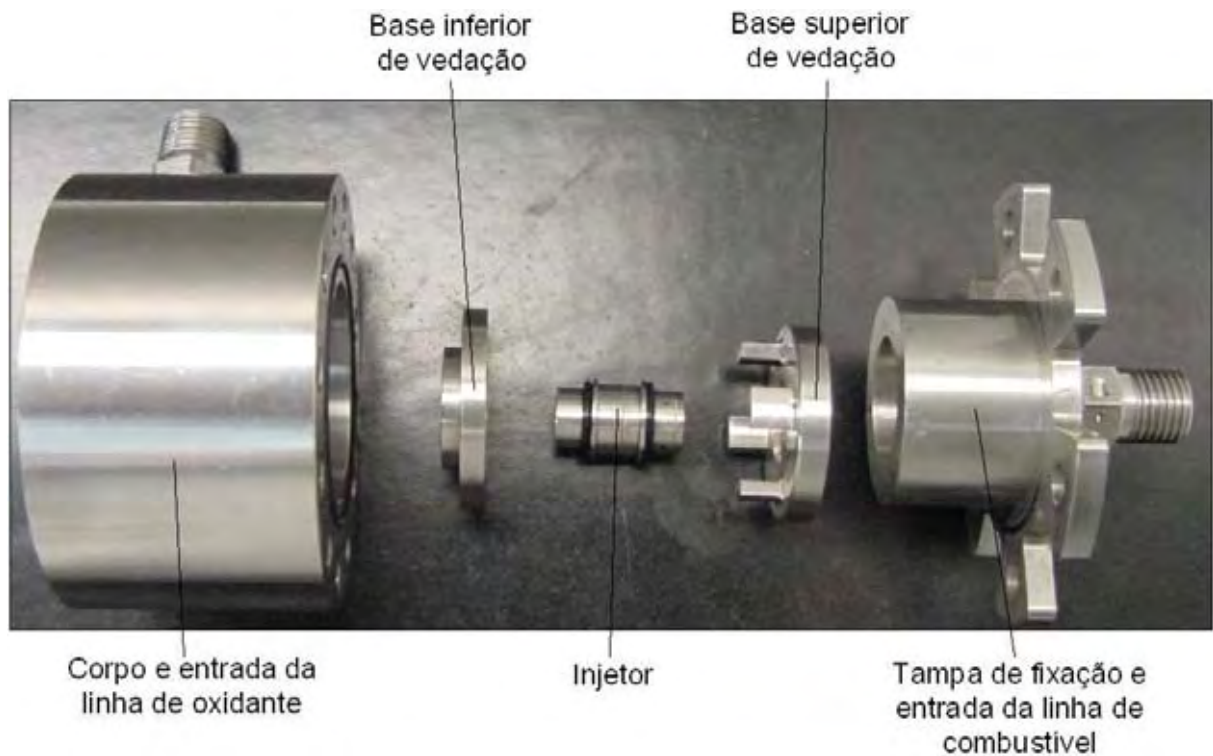


Figura 3.9 – Dispositivo de ensaio

3.3.2 Montagem do ensaio

Um diagrama simplificado do ensaio está mostrado na Figura 3.10. A montagem do ensaio é baseada neste diagrama.

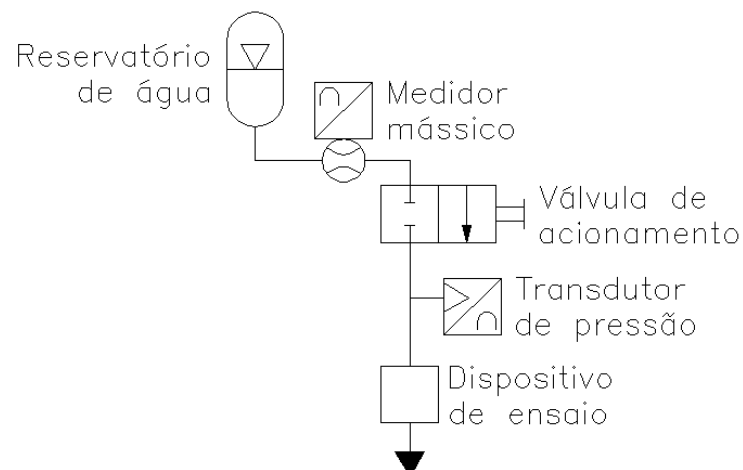


Figura 3.10 – Diagrama hidráulico da bancada de teste

A Figura 3.11 mostra a montagem no Banco de Ensaio Hidráulico.



Figura 3.11 – Montagem na seção de testes do Banco de Ensaio Hidráulico

3.4 Aquisição de dados

3.4.1 Medidas de vazão e pressão

A medição da vazão é realizada em um fluido em movimento no qual é medido sua pressão estática. Para determinar a perda de carga no injetor, é necessário conhecer as pressões de entrada e saída do injetor. Na Figura 3.12 a seção 1 que representa a entrada no injetor, e cuja pressão corresponde à pressão na linha, e a seção 2 indica a pressão de saída do injetor na qual a pressão é a atmosférica local.

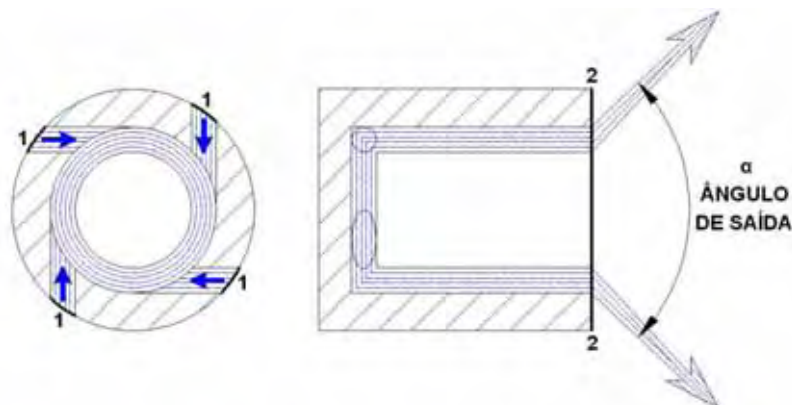


Figura 3.12 – Medidas de pressão no injetor (Adaptado KESSAV, 1997)

Para a medida da pressão atmosférica local, é utilizado o barômetro de Fortin e para a medida da pressão na linha é geralmente empregado um transdutor de pressão absoluto. A diferença entre a pressão absoluta e a pressão atmosférica local é denominada de pressão manométrica.

Para cada injetor a ser analisado são adquiridos os valores da vazão mássica em função de determinadas pressões na linha, e é construída uma tabela da vazão em função da pressão. A Tabela 3.1 mostra como exemplo esta tabela para um injetor do motor L75.

Tabela 3.1 – Exemplo de tabela de vazão em função da pressão

Motor L75 – Injetor N°2		
Pressão manométrica (bar)	Vazão linha combustível (g/s)	Vazão linha oxidante (g/s)
1,0	24,4	82,5
2,0	35,3	117,0
3,0	43,5	143,2
4,0	50,5	165,4
5,0	56,3	184,1
6,0	61,3	
7,0	65,9	
8,0	70,1	

Estas tabelas geram gráficos para visualização do comportamento do injetor. A Figura 3.13 mostra o gráfico deste comportamento para o injetor N°2 do motor L75.

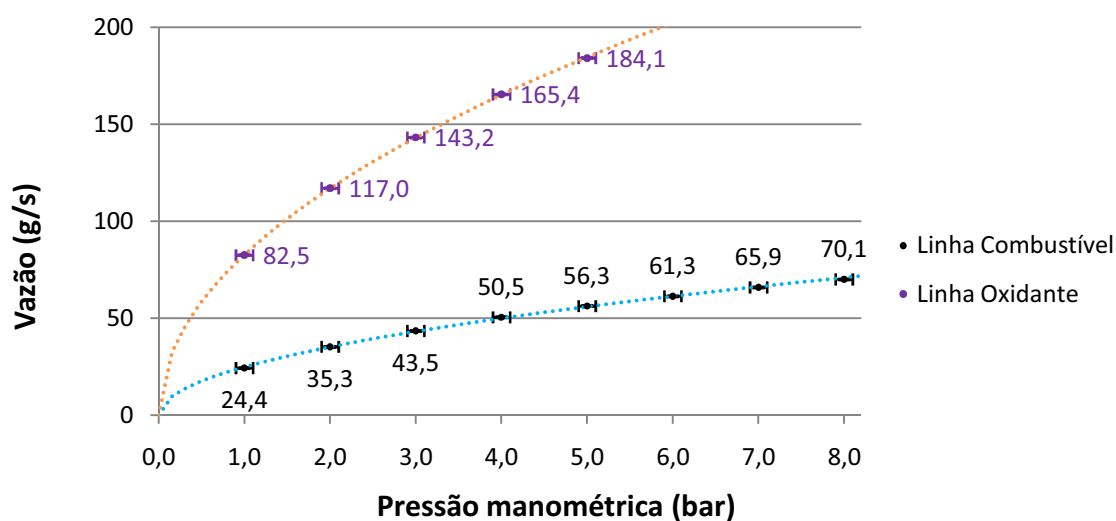


Figura 3.13 – Exemplo de gráfico pressão versus vazão obtidos no teste hidráulico

3.4.2 Medidas do ângulo do spray cônico

3.4.2.1 Procedimentos realizados até dez. 2000

Até dezembro de 2000, para medição do ângulo dos sprays cônicos dos jatos dos injetores eram analisadas imagens obtidas através de câmeras de filme fotográfico. Na época uma equipe especializada em fotografia do instituto era solicitada para realização das imagens. Portanto a realização dos ensaios ficava condicionada a disponibilidade desta equipe. Para a avaliação do ângulo dos sprays cônicos, era necessária a captura das imagens no local durante os ensaios e aguardar a sua revelação, que normalmente não ocorria no mesmo dia. Com a revelação das imagens, estas eram então avaliadas para certificar que estavam nítidas e suficientemente enquadradas para medição do ângulo, caso contrário seria necessário um novo ensaio para aquisição de uma nova imagem. Somente então a imagem era analisada, sendo traçado sobre o papel os limites do jato, com a medição do ângulo sendo feita por meio de transferidores. Todo este trabalho era dispendioso e moroso. As Figuras 3.14 e 3.15 são exemplos de fotografia dos ensaios.



Figura 3.14 – Exemplo de fotografia de spray cônico

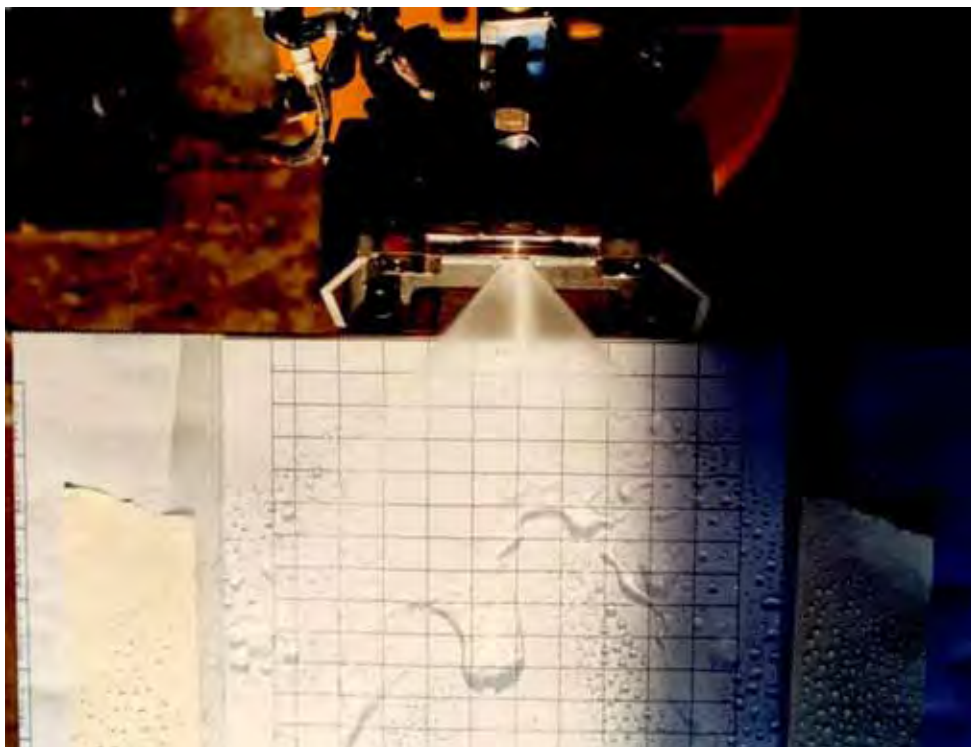


Figura 3.15 – Exemplo de fotografia de spray cônico

3.4.2.2 Procedimentos realizados entre 2001 até 2010

Foi adquirida uma câmera digital pelo laboratório de propulsão, não sendo mais necessária a participação da equipe de fotografia, nos ensaios para medição do ângulo do spray cônico do jato. A imagem era pré-visualizada no display da câmera permitindo que o operador julgasse o enquadramento e nitidez para obtenção do ângulo do spray cônico durante o ensaio. Porém para sua correta medição, era necessário que a imagem fosse visualizada em um computador e por meio de software realizar esta medição. Desta forma, a medição do ângulo dos sprays cônicos dos jatos não era mais tão onerosa como antes e não era mais necessário envolver outra equipe para realização da aquisição da imagem.

Para a medição do ângulo de spray cônico eram fotografadas as saídas dos jatos nas linhas de oxidante e combustível. A medição realizada referia-se ao ângulo do cone formado pelo jato d'água fotografado pela câmera digital. As fotos eram feitas com e sem flash (para obtenção da melhor imagem possível), e o ângulo determinado

pela média das medidas obtidas. As Figuras 3.16 e 3.17 mostram como o sistema era montado para aquisição da imagem.



Figura 3.16 – Vista frontal da montagem do sistema para aquisição da imagem



Figura 3.17 – Vista lateral da montagem do sistema para aquisição da imagem

A Figura 3.18 mostra os sprays cônicos formados pela linha oxidante do injetor do motor 400N e a Figura 3.19 os sprays cônicos da linha oxidante dos motores L5 (esquerda) e L75 (direita).

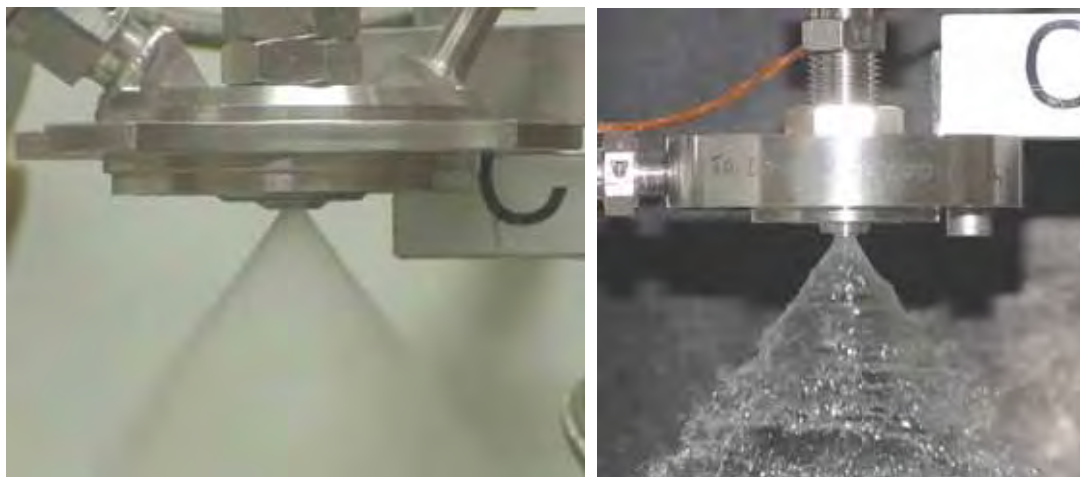


Figura 3.18 – Fotos para medição dos sprays cônicos – motor 400N

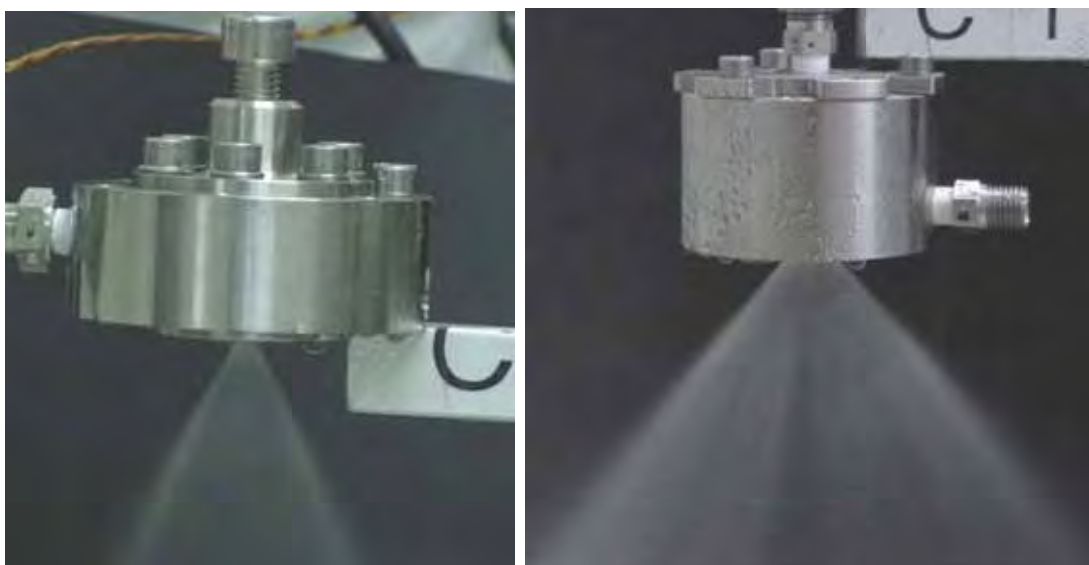


Figura 3.19 – Fotos para medição dos sprays cônicos – motores L5 e L75

Com as imagens adquiridas dos sprays cônicos, estas eram então editadas para exibição apenas da região de interesse com uma melhor visualização dos ângulos e medição pelo computador com o uso de software (AutoCAD[®] 2010 da Autodesk). Na Figura 3.20 são mostrados exemplos de fotos já tratadas para visualização dos ângulos, a direita uma imagem com flash e a esquerda uma sem flash do injetor do motor L15. No Apêndice D é mostrado um exemplo de apresentação de resultados dos ângulos.



Figura 3.20 – Exemplo de fotografia dos sprays cônicos dos injetores, linha oxidante

Para ilustrar o procedimento adotado para o ensaio, foi criado um diagrama (Apresentado na Figura 3.21) mostrando a sequência das operações realizadas. As setas indicam o fluxo de informação, onde as linhas cheias indicam o caminho que a água percorre, as linhas tracejadas indicam a aquisição de dados e as linhas traço-ponto indicam controle do usuário.

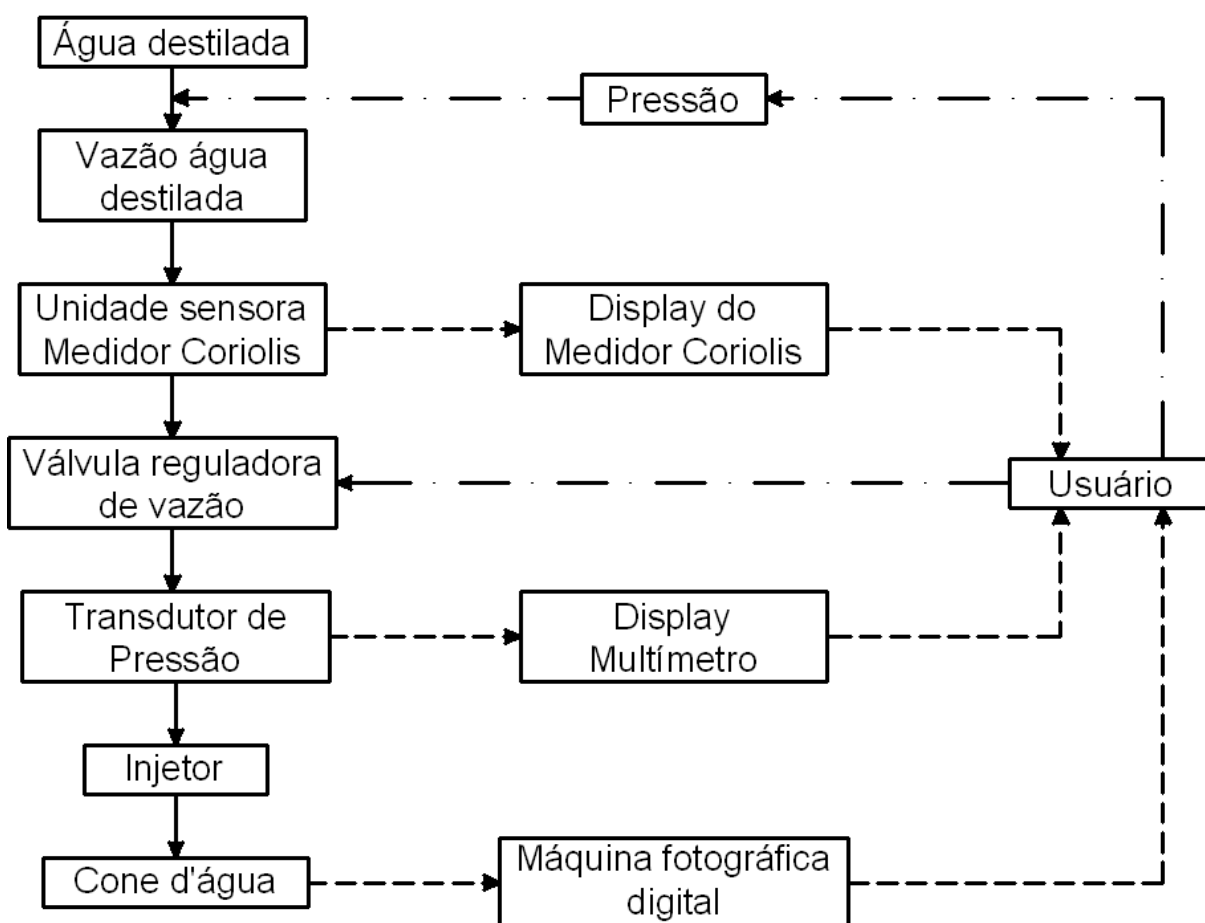


Figura 3.21 – Diagrama do ensaio

3.5 Aquisição de dados – sistema de visão de máquina

3.5.1 Desenvolvimento do sistema de visão de máquina

Para conseguir realizar a detecção e a medição do ângulo do spray cônico de forma robusta e eficiente, foi projetado um sistema de visão especializado para esta aplicação. O desenvolvimento do projeto ocorreu no laboratório de propulsão (APE), que faz parte do IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço). Para tal, foi utilizado uma câmera webcam, e um notebook Celeron com clock de 1,4 GHz e 1024 MB de memória RAM, equipado com o hardware e o software necessários para a criação, desenvolvimento e implementação do sistema. Os testes práticos foram realizados neste mesmo local fazendo uso do Banco de Ensaio Hidráulico.

Para que se justifique a utilização de um sistema de visão de máquina, ele deve ser superior ao sistema de visão humana em pelo menos um dos seguintes quesitos: velocidade, qualidade, adaptabilidade, quantidade de entrada de dados, tomadas de decisão, e segurança do operador. Neste estudo todos os quesitos listados obtiveram resultados superiores no sistema de visão de máquina, justificando assim o seu emprego.

A elaboração do sistema de visão de máquina foi desenvolvido em duas etapas: o projeto de aquisição da imagem e o projeto do processamento dos dados com saída ao usuário.

3.5.1.1 Projeto de aquisição de imagem

Para a aquisição de imagem foi utilizada uma webcam, dispositivo de baixo custo projetado para transmitir imagens digitais em tempo real, associada a um projeto de iluminação para ressaltar a característica de interesse no objeto a ser analisado. A webcam tem um papel importante no sistema de visão, pois seu correto posicionamento, ajuste de foco e distância do objeto tem impacto direto na qualidade da imagem. A Figura 3.22 mostra a webcam utilizada.



Figura 3.22 – Webcam (MULTILASER)

Principais características da webcam utilizada:

- 30 quadros por segundo
- Ajuste de foco manual
- Alcance do foco: 30mm ~ infinito
- Definição: (800x600) pixels

3.5.1.2 Projeto do processamento de dados com saída ao usuário

Para o Banco de Ensaios Hidráulicos foi desenvolvido um software que adquire as imagens do spray cônico do jato, processa os dados coletados de forma automática e em tempo real e disponibiliza para o usuário. Este programa, foi escrito em linguagem gráfica LabVIEW™ e sua comunicação com a webcam realizada através da porta USB do computador, com os resultados sendo apresentados ao usuário em uma tela.

3.5.1.2.1 Medidas do ângulo do spray cônico

O principal dado a ser apresentado ao usuário é o valor do ângulo do spray cônico totalmente desenvolvido formado na saída do injetor. Para a medida do ângulo de interesse é necessário que o processamento leve em consideração outras medidas. Para a obtenção de resultados mais preciso, os ângulos formados nas laterais do spray cônico com o dispositivo são medidos simultaneamente com o do spray cônico, utilizando a mesma referência que é a base do dispositivo. A Figura 3.23 ilustra os ângulos a serem medidos através das imagens obtidas pela webcam e processadas pelo software.

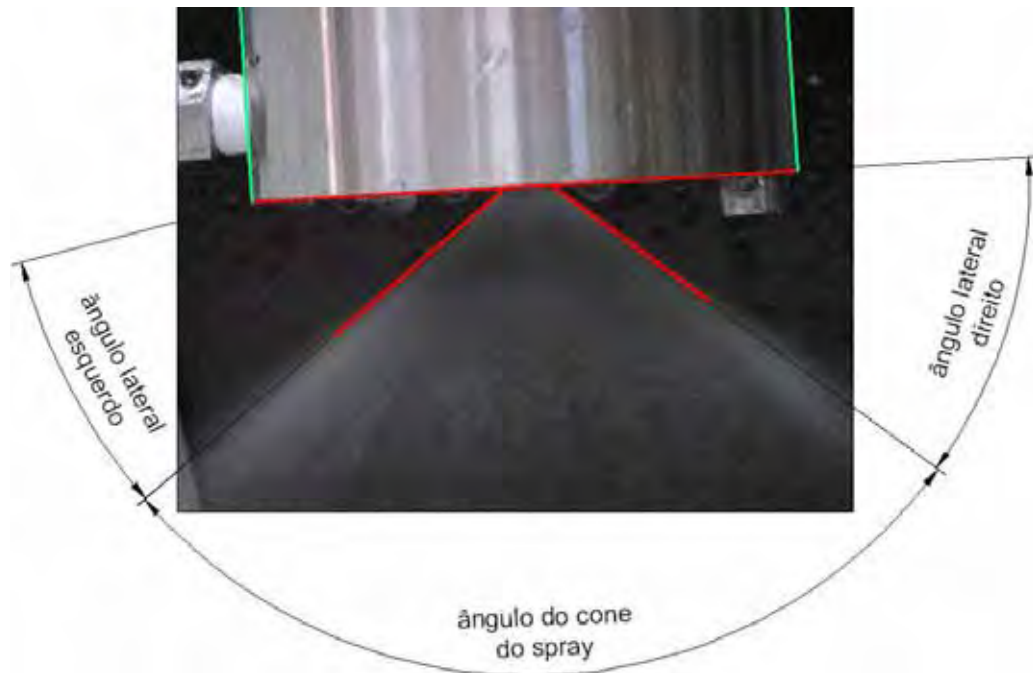


Figura 3.23 – Dimensões a serem medidas na imagem captada do spray cônico

O software deve ser autônomo na medição do ângulo do injetor e sua sequência de atividades é apresentada no fluxograma da Figura 3.24.

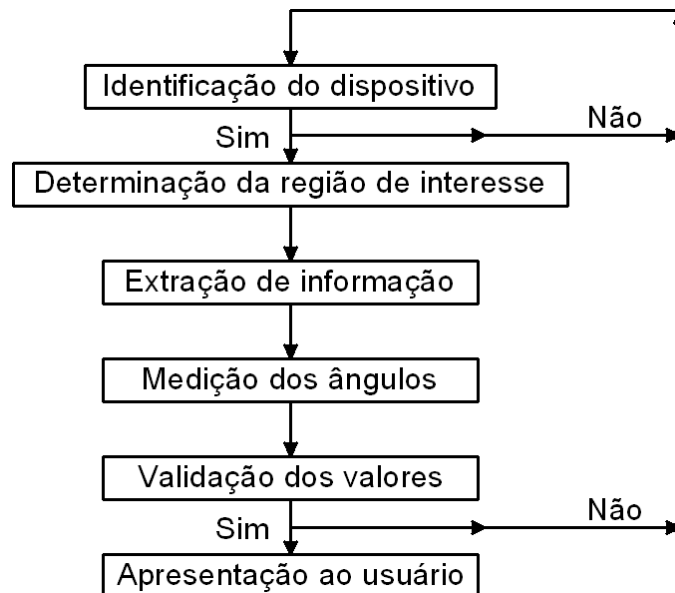


Figura 3.24 – Diagrama da sequência seguida pelo software

Como ilustrado, no caso de falha na identificação do dispositivo ou na validação dos valores, o ângulo não é apresentado ao usuário e é retornado ao passo inicial. Após certa quantidade de interações, estipulada pelo usuário, é apresentada uma informação visual de que não foi possível realizar a medição.

4 DESENVOLVIMENTO E RESULTADOS

4.1 Montagem do ensaio

Os equipamentos necessários para o desenvolvimento e implementação deste trabalho foram um sistema de visão (webcam) e um sistema de processamento e armazenamento de dados (notebook). As Figuras 4.1, 4.2 e 4.3 mostram a montagem do ensaio e a Figura 4.4 mostra o notebook para aquisição dos dados.



Figura 4.1 – Montagem do ensaio, vista lateral

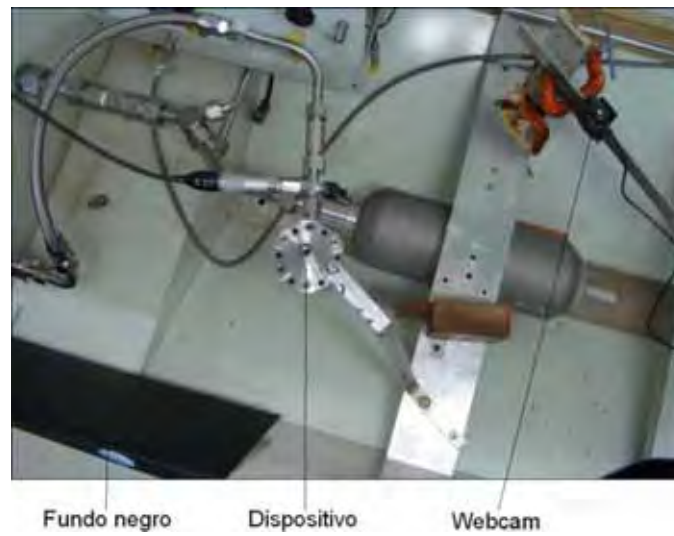


Figura 4.2 – Montagem do ensaio, vista superior



Figura 4.3 – Montagem do ensaio, vista frontal



Figura 4.4 – Sistema de aquisição

Na definição de imagem, o usuário tem a opção de escolher a origem da imagem para trabalho, que pode ser a aquisição em tempo real da webcam, um vídeo gravado ou até mesmo uma foto. A origem da imagem é a primeira opção a ser apresentada ao usuário. Esta funcionalidade possibilita que sejam analisadas imagens obtidas anteriormente através de câmeras digitais.

O padrão é uma região delimitada da imagem que é definida pelo usuário. Esta região é memorizada pelo software (ensinamento) e durante a aquisição das imagens o software faz uma varredura em toda a imagem procurando este padrão (reconhecimento), ao identificar este padrão na imagem o software o destaca fazendo um contorno vermelho.

Para aquisição da imagem um fator relevante é o projeto da iluminação, este deve ser dimensionado para destacar na imagem a característica a ser analisada. E foi verificado que para esta aplicação apenas um plano de fundo negro com a iluminação do Banco de Ensaios Hidráulicos é o suficiente para que a visualização do ângulo do spray cônico do jato ficasse destacada, sem a necessidade de outra fonte de iluminação. Desta forma a implementação do trabalho foi facilitada e na Figura 4.6 é mostrada a tela do software desenvolvido com uma imagem da formação do spray cônico captada através da webcam.

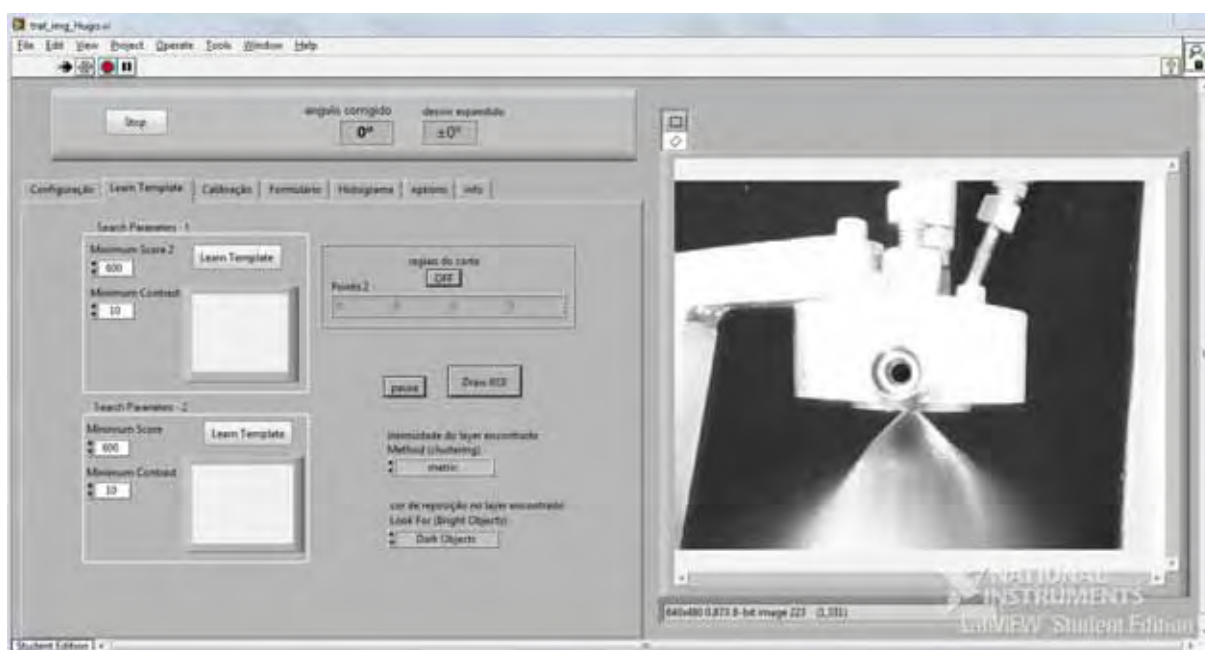


Figura 4.6 – Tela do software

A tela do software para medição do spray cônico de jatos de injetores centrífugos desenvolvido em LabVIEW™ é mostrada com os detalhes das abas no Apêndice C e o algoritmo de processamento do software é mostrado e detalhado no Apêndice D.

Após a aquisição da imagem através da webcam, a mesma passa por um tratamento para melhora de tempo de processamento e compatibilização com as funções do LabVIEW™, que consiste na opção de diminuição do tamanho da imagem (o usuário delimita uma região para trabalho) e a transformação da imagem em tons de cinza (a webcam adquire imagens no formato RGB (Vermelho, verde e azul)).

Na sequência o usuário estabelece o padrão de imagem (ensinamento) e este é então reconhecido e identificado nas imagens captadas pela webcam. São dois os padrões que o software deve reconhecer que são as regiões inferiores esquerda e direita do dispositivo. A Figura 4.7 mostra a tela de reconhecimento de padrão do LabVIEW™, onde a esquerda estão os padrões definidos pelo usuário e a direita a identificação e destaque destes padrões por um quadrado de contorno verde na imagem.

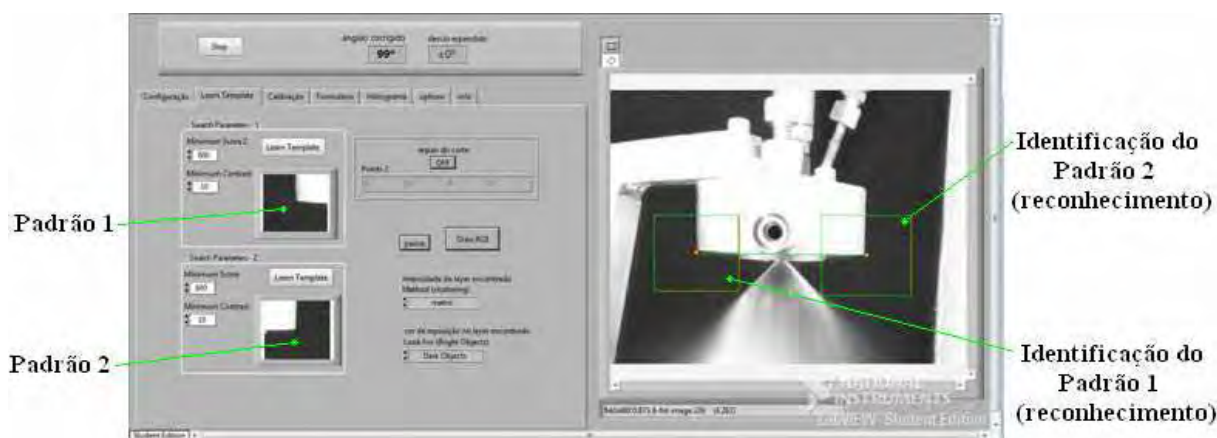


Figura 4.7 – Reconhecimento de padrão

A avaliação da imagem do spray cônico do jato é caracterizada pela formação de um ângulo formado entre duas semirretas. Estas semirretas são formadas pela diferença de tons entre o spray cônico do jato com o fundo negro, que fica bem visível nas imagens. Com a identificação do dispositivo, o software indica duas regiões de interesse pré-definidas, que consiste em duas áreas na imagem onde são identificadas

as semirretas formadas pelo ângulo do spray cônico. A Figura 4.8 mostra esta região que é formada por um quadrado de contorno verde.

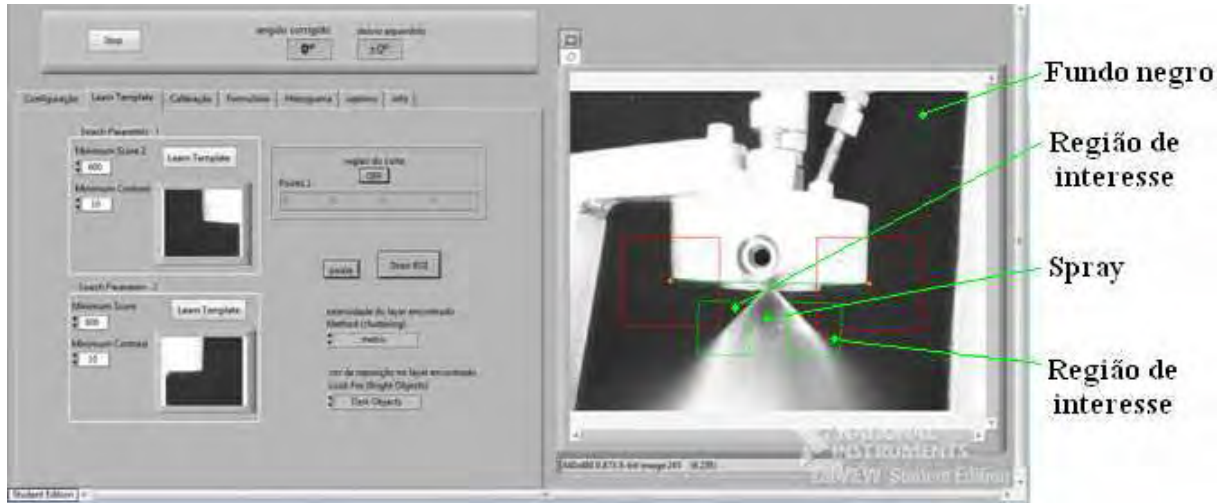


Figura 4.8 – Área de identificação do spray cônico do jato

Na obtenção desta área, que é pré-definida no software, é necessário que sejam identificadas as coordenadas dos cantos inferiores do dispositivo apresentadas na imagem. Conhecendo os valores das coordenadas dos pixels do lado esquerdo e do lado direito inferiores do dispositivo e com o cálculo de média aritmética é calculado o centro do dispositivo, região onde fica o injetor, e obtêm-se o ângulo de inclinação que o dispositivo esta na imagem. Com estas coordenadas o software identifica duas regiões de interesse do ângulo para a linha combustível e outras duas para a linha oxidante, como mostrado na Figura 4.8. As coordenadas do ponto central das regiões são calculadas pela equação (32).

$$P(x, y) = \begin{bmatrix} \frac{(x_1 + x_2)}{2} - r \cdot \sin\theta - t \cdot \cos\theta - s \cdot \sin\theta \\ \frac{(y_1 + y_2)}{2} + r \cdot \cos\theta - t \cdot \sin\theta + s \cdot \cos\theta \end{bmatrix}, \quad (32)$$

Onde: x_1, x_2, y_1 e y_2 são as coordenadas do dispositivo;

r, t e s são valores pré-definidos pelo software que podem ser alterados pelo usuário.

A Figura 4.9 ilustra essas medidas.

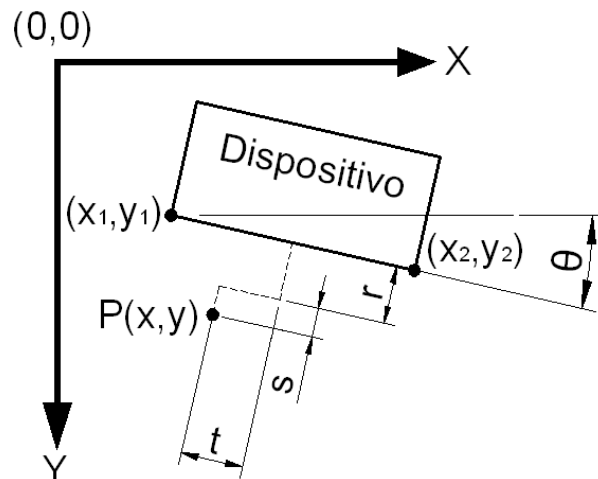


Figura 4.9 – Ilustração das coordenadas do dispositivo

Com as coordenadas do ponto P, uma área de interesse é desenhada com o seu centro no ponto P e girada de θ para ficar alinhada com o dispositivo. Uma outra região de interesse é desenhada simétrica a esta em relação ao dispositivo, assim para cada linha do injetor são desenhadas duas regiões de interesse para aquisição dos ângulos formados pelo spray cônico do jato. O valor da área da região de interesse é pré-definida pelo software, mas pode ser alterada pelo usuário, conforme sua avaliação. Estas duas regiões são mostradas na Figura 4.10, onde é possível visualizar as semirretas formadas pela diferença de tons entre o spray e o fundo negro e outra semirreta formada pelas coordenadas inferiores do dispositivo.

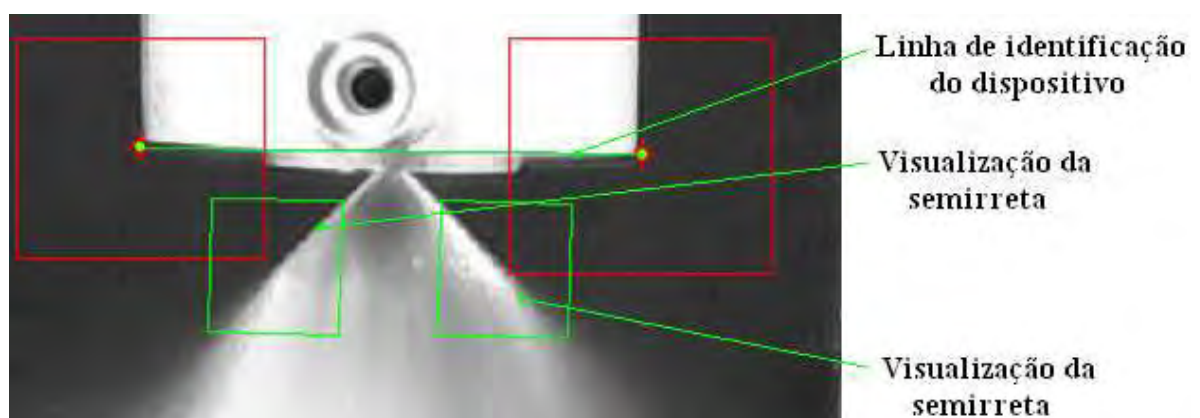


Figura 4.10 – Regiões de interesse para medição do ângulo

Um histograma é feito para cada região de interesse e calculado a média dos valores de tons de cinza. A média é usada por uma função de limiarização que transforma os tons acima deste valor em tom preto e abaixo desse valor em tom

branco. Desta forma ficam destacadas as diferenças visíveis de intensidade de tons, que é onde ficam as semirretas do ângulo do spray cônico. Na Figura 4.11 são mostrados os gráficos dos histogramas das regiões de interesse, onde a abscissa corresponde aos valores de tons de cinza e a ordenada à quantidade de vezes que este tom se repete na região de interesse, e sobreposto na imagem de trabalho a função limiarização destacando as semirretas.

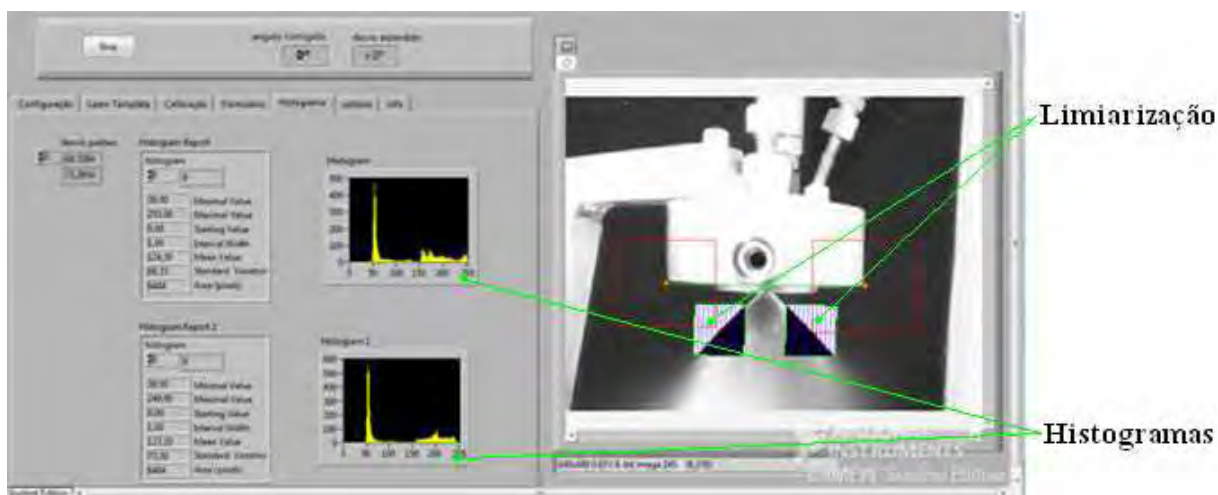


Figura 4.11 – Histograma e limiarização da região de interesse

Com as semirretas identificadas é aplicada uma função do LabVIEW denominada *edge detect*, esta função consiste em encontrar uma reta que melhor descreva a diferença das intensidades dos tons de cinza fornecendo a equação que melhor representa esta reta nas coordenadas da imagem. Assim com as equações das duas semirretas são calculados os valores dos ângulos lateral direito, lateral esquerdo e do spray cônico conforme a Figura 3.23.

Antes do valor do ângulo do spray do jato ser exibido ao usuário, o mesmo tem que passar pela validação. Esta validação consiste na verificação da soma dos três ângulos medidos, que deve ser igual a 180° , e a diferença entre os dois ângulos laterais não deve ser maior que 10° . Isto é, para que o ângulo tenha certa simetria em relação ao dispositivo, sendo que este valor de simetria pode ser alterado pelo usuário. Após a validação, o valor do ângulo do spray cônico do jato é mostrado na parte superior do software com seu desvio padrão expandido a 95% de confiança que pode ser gravado pelo usuário para ser anexado ao relatório do injetor. No Apêndice C é mostrada a aba do software para gravação dos dados.

4.3 Calibração do ensaio

Antes do início do ensaio, deve ser feita uma calibração para verificação do sistema de medição. Como sistema de medição, o elemento sensor e condicionador são designados pela webcam, o elemento de processamento e apresentação são designados pelo software LabVIEW™. A principal finalidade da calibração do sistema de medição é determinar os erros sistemáticos e aleatórios e eliminar suas características intrínsecas. Esta calibração deve ser feita todas as vezes que o usuário for operar o software para auferir um nível de confiança e incertezas das medidas.

Para a calibração do sistema de medição foram construídos gabaritos de ângulos representativos das medições dos ângulos dos sprays cônicos dos injetores já fabricados. Na Figura 4.12 são mostrados os gabaritos para calibração do sistema.



Figura 4.12 – Gabaritos para aferição do sistema

A calibração é feita de forma simples, onde o usuário coloca os gabaritos no dispositivo já montado e o software realiza a medição, fornecendo ao final um valor de incerteza de medição, a equação da reta que melhor descreve o sistema e o valor do r^2 . A Figura 4.13 mostra a aba de calibração do sistema.

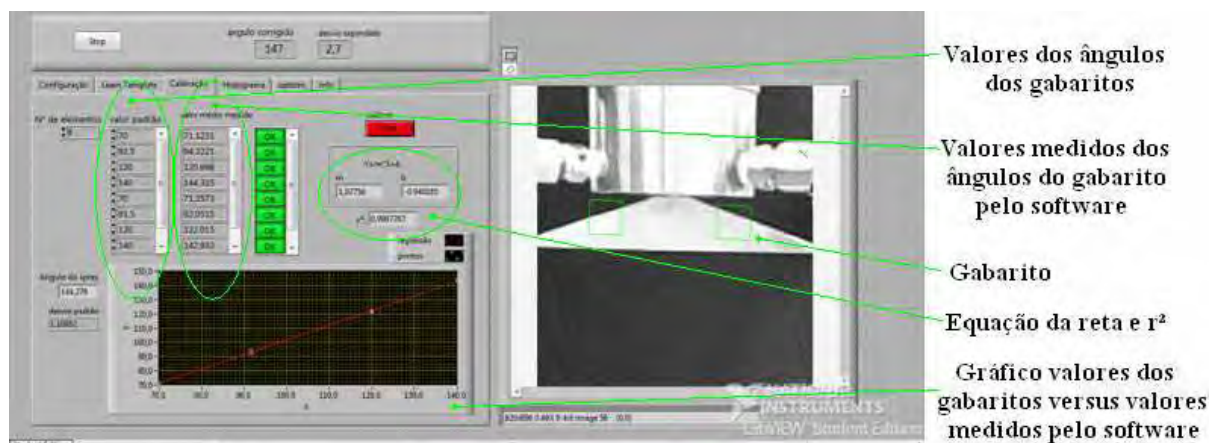


Figura 4.13 – Calibração do sistema

4.4 Comparação de resultados

Foi realizada uma comparação dos resultados de medição dos ângulos dos sprays cônicos do procedimento antigo utilizando uma câmera fotográfica, denominado sistema manual, e usando as mesmas imagens (o software desenvolvido permite utilizar imagem de arquivo) aplicando o procedimento do sistema de visão de máquina, denominado sistema automático. Os dados comparados foram dos injetores dos motores L75, com três amostras, e L15, com 10 amostras, por serem dados mais recentes para realização desta análise. Foram calculados a média e o desvio padrão dos valores encontrados dos ângulos nas duas linhas em cada procedimento, conforme equações (10) e (11) e estes comparados com o valor teórico que foi calculado pelo projeto conforme a equação (4). O resultado obtido é mostrado na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Comparação de resultados

Motor L15 – Valores dos ângulos dos jatos a 2,5 bar				
	Linha combustível (Teórico 136°)		Linha oxidante (Teórico 122°)	
	Manual	Automático	Manual	Automático
Média	132°	137°	103°	110°
Desvio padrão	8°	5°	6°	5°
Amostras	10	10	10	10
Motor L75 – Valores dos ângulos dos jatos a 5 bar				
	Linha combustível (Teórico 106°)		Linha oxidante (Teórico 87°)	
	Manual	Automático	Manual	Automático
Média	128°	133°	84°	90°
Desvio padrão	7°	6°	7°	6°
Amostras	3	3	3	3

Conforme a Tabela 4.1 é possível observar que as médias dos valores do sistema automático não possuem diferença significativa em relação à média dos valores do sistema manual e são próximas do valor teórico, ou seja, os resultados obtidos pelo sistema de visão de máquina são muito satisfatórios. E com a aplicação das equações (29) e (30), foram encontrados os valores conforme Tabela 4.3.

Tabela 4.2 – Cálculo de comparação de amostragem

Motor L15 – Valores dos ângulos dos jatos a 2,5 bar		
	Linha combustível	Linha oxidante
<i>t student</i> calculado equação (29)	-1,676	-2,024
<i>v</i> equação (30)	14	17
<i>t student</i> tabelado 95% (Anexo B)	2,145	2,110
Motor L75 – Valores dos ângulos dos jatos a 5 bar		
	Linha combustível	Linha oxidante
<i>t student</i> calculado equação (29)	-1,006	-1,208
<i>v</i> equação (30)	4	4
<i>t student</i> tabelado 95% (Anexo B)	2,776	2,776

Portanto, por apresentarem valores em módulo de *t-student* calculado menores que o valor tabelado, conclui-se que o sistema automático e o sistema manual são equivalentes. Assim num nível de 95% de confiança pode-se afirmar que as médias dos dois sistemas são iguais, porém o sistema manual não contabiliza as incertezas associadas à medição. No caso do sistema automático os valores são calculados e fornecidos juntos com sua incerteza de medição, quantificados por um processo de calibração. Os padrões utilizados para calibração têm seus ângulos determinados, sendo uma fonte de referência confiável para esta medição. O sistema automático disponibiliza valores mais precisos e exatos que o sistema antigo, além de maior agilidade para computação dos valores, que são exibidos no momento do ensaio.

5 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

5.1 Conclusões

O procedimento de medição do ângulo do spray cônico dos jatos dos injetores centrífugos por meio de processamento de imagens digitais mostrou ser eficaz e confiável. Através da análise estatística é encontrada uma incerteza de medição associada aos valores dos ângulos, que é fundamental para avaliação da metodologia para uso em laboratórios. Um dos principais atrativos desta nova ferramenta é que o ângulo é medido e disponibilizado em tempo real, podendo ser analisado simultaneamente com outras variáveis, tais como pressão e vazão. Nos procedimentos anteriores isto não era possível, pois a informação era apenas adquirida em uma única vez durante o ensaio para avaliação posterior. Não foram obtidas diferenças significativas em avaliação comparativa dos procedimentos automático e manual, fazendo uso de imagens obtidas através do procedimento manual.

A utilização de um dispositivo simples para aquisição de imagem, no caso a webcam, e a utilização do software LabVIEW™ proveram o Banco de Ensaio Hidráulico de uma ferramenta poderosa e versátil para medição do ângulo do spray cônico de jato de injetores centrífugos. A utilização do programa é simples e intuitiva. Como verificado a implementação desta metodologia proporcionou ganho de eficiência e tempo, pois ao término do ensaio são disponibilizadas as medidas dos ângulos de cone, não sendo mais necessárias análises posteriores da imagem para este fim.

5.2 Trabalhos futuros

Com esta ferramenta outras medidas do spray cônico do jato de injetores centrífugos poderão ser obtidas, quantificadas e investigadas. Como exemplos, pode ser obtido o tempo para abertura do ângulo do spray cônico partindo do zero até uma dada vazão ou pressão de trabalho, a altura de quebra do spray cônico, o valor mínimo de pressão para o desenvolvimento completo do spray cônico do jato, etc. Uma revisão

no programa pode ser feita onde um banco de dados com as informações de cada dispositivo pode ser incluído para que o próprio programa já reconheça o perfil de cada dispositivo utilizado, não sendo mais necessário o processo de ensinamento do padrão para cada inicialização do programa. E ainda realizar medições do ângulo com diferentes valores de vazão e pressão de forma que este registre e construa um gráfico durante o teste hidráulico. Novos dispositivos podem ser projetados de forma a facilitar a visualização pelo sistema de visão do ângulo do spray cônico do jato.

Com a aquisição de equipamentos mais sofisticados para o processamento de imagem e com um maior conhecimento do uso do software LabVIEW™, novas características dos injetores poderão ser avaliadas e investigadas no Banco de Ensaio Hidráulico, tais como, tamanho de gota, espessura do filme e linha de frente de chama (onde ocorre o encontro dos sprays cônicos de combustível e oxidante). A National Instruments™ possui diversos produtos em seu portfólio voltados ao processamento de imagem na área de sistema de visão que podem ser integrados ao sistema de medição do Banco de Ensaios Hidráulico já existente.

REFERÊNCIAS

ADAMI, M. et al. **Estimativa de área de folíolos de soja usando imagens digitais e dimensões foliares**. Bragantia, Campinas, v.67, n.4, p.1053-1058, 2008.

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. **PROGRAMA NACIONAL DE ATIVIDADES ESPACIAIS 2005 - 2014**. Disponível em: <www.aeb.gov.br/download/PDF/pnae_web.pdf>. Acesso em: 10 set. 2010.

AZEVEDO NETO, J. M. de; ALVAREZ, G. A. **Manual de Hidráulica**. 6ª edição. São Paulo: Edgard Blücher, 1977. 334 p.

BARRÈRE, M. et al. **Rocket Propulsion**. New York: Elsevier Publishing Company, 1960. 829 p.

BITTER, R.; MOHIUDDIN, T.; NAWROCKI, M. **LabVIEW Advanced Programming Techniques**. New York: CRC Press, 2001. 425 p.

DOEBELIN, E. O. **Measurement Systems: Application and Design**. 5th ed. New York: McGraw-Hill Publishing Co, 2004. 768 p.

EUROPEAN SPACE AGENCY. **Decolagem Ariane 5**. 58ª missão do Ariane 5, 20 maio 2011, voo VA202. Disponível em: <<http://www.esa.int/esa-mm/mmg/mmg.pl?b=b&type=I&collection=Launchers&single=y&start=11&size=b>>. Acesso em: 01 jul. 2011.

EUROPEAN SPACE AGENCY. **Veículos lançadores europeus**. Catálogo dos veículos lançadores europeus, 2011. Disponível em: <<http://esamultimedia.esa.int/multimedia/publications/europe-launchers/pageflip.html>>. Acesso em: 01 jul. 2011.

EUROPEAN SPACE AGENCY. **Foguetes espaciais**. Disponível em: <<http://www.esa.int/esaCP/index.html>>. Acesso em: 13 nov. 2008.

FERRAZ, A.; CARVALHO, V.; BRANDÃO, P. **Determinação automática do tipo sanguíneo de humanos utilizando técnicas de processamento de imagem**. Instituto Politécnico do Cávado e do Ave, Barcelos, 2008.

GALBIATI, L. J. **Machine Vision and Digital Image Processing Fundamentals**. New Jersey: Prentice-Hall, 1990. 164 p.

GIANNETTI, M. R. S. et al. **Sistema de posicionamento local usando imagens para acompanhamento na natação**. Intercâmbios de Cuidado Médico Panamericanos, Rio de Janeiro, 2011.

HAMID, A. H. A.; ATAN, R. **Spray characteristics of jet-swirl nozzles for thrust chamber injector**. Aerospace Science and Technology 13, p.192–196, 2009.

HOLMAN, J. P. **Experimental Methods for Engineers**. 7th ed, New York: MacGraw Hill, 2001. 698p.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO. São José dos Campos, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial – DCTA. Apresenta as pesquisas e desenvolvimentos no campo aeroespacial e seus projetos. Disponível em: <www.iae.cta.br>. Acesso em: 05 nov. 2010.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO. **Foguete de sondagem VS40**. Apresenta o veículo de sondagem VS40, suas características e sua atual situação. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/vs40.php>>. Acesso em: 05 nov. 2010.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO. **Projeto VLS-1**. Apresenta o VLS-1. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/vls.php>>. Acesso em: 05 nov. 2010.

INSTITUTO DE AERONÁUTICA E ESPAÇO. **Programa de veículos lançadores de satélites Cruzeiro do Sul**. Apresenta o programa de veículos lançadores de satélite Cruzeiro do Sul. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/vls.php>>. Acesso em: 05 nov. 2010.

ISMAIL, K. A. R. **Técnicas de medidas e instrumentação**. 2ª edição. Campinas: Ed. Do autor, 2003. 514 p.

KURPANTENKOV, V. D.; KESSAEV, J. V. **Cálculo de injetores de motor**. Moscow Aviation Institute, 1987. 384 p.

KESSAEV, J. V. **Theory and calculation of liquid-propellant engines**. São José dos Campos: manual by Moscow Aviation Institute, 1997. 290 p.

KESSAEV, J. V. **Introduction to the liquid rocket engines design**. São José dos Campos: manual by Moscow Aviation Institute, 2007. 131 p.

MULTILASER. **Webcam**. Especificações Webcam Combo 480K. Disponível em: <<http://www.multilaser.com.br/produtos2.php?id=4862>>. Acesso em: 01 out. 2010.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Foguetes espaciais**. Disponível em: <http://www.nasa.gov/worldbook/rocket_worldbook.html>. Acesso em: 05 nov. 2010.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Foguete e os seus principais componentes.** Partes de um foguete e os principais sistemas. Disponível em: <http://microgravity.grc.nasa.gov/education/rocket/rockpart.html>. Acesso em: 01 jul. 2011.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Ônibus espacial.** Sistema do ônibus espacial. Disponível em: http://www.nasa.gov/externalflash/the_shuttle/. Acesso em: 01 jul. 2011.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Motor foguete a propelente líquido J-2X.** NASAfacts, o motor J-2X, 25 mar 2011. Disponível em: http://www.nasa.gov/pdf/528269main_J-2X_Facts2011.pdf. Acesso em: 01 jul. 2011.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **As principais partes de um motor foguete a propelente líquido.** Motor foguete a propelente líquido. Disponível em: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/lrockth.html>. Acesso em: 01 jul. 2011.

NATIONAL INSTRUMENTS™. **Graphical Programming Course.** Version 1.4, 2007. Disponível em: <http://cnx.org/content/col10241/1.4/>. Acesso em: 01 out. 2010.

NATIONAL INSTRUMENTS™. **Ferramentas comuns.** Aprendizagem básica em LabVIEW™. Disponível em: <http://www.ni.com/gettingstarted/labviewbasics/tools.htm>. Acesso em: 01 out. 2010.

NATIONAL INSTRUMENTS™. **Ambientação básica**. Aprendizagem básica em LabVIEW™. Disponível em: <<http://www.ni.com/gettingstarted/labviewbasics/environment.htm>>. Acesso em: 01 out. 2010.

NOGUEIRA, S.; PESSOA FILHO; J. B.; SOUZA, P. N. de. **Astronáutica: ensino fundamental e médio**, Coleção Explorando o ensino; v. 12, Brasília: MEC, SEB; MCT; AEB, 2009.348 p. Disponível em: <http://portal.mec.gov.br/index.php?Itemid=859&id=12583%3Aensino-medio&option=com_content&view=article>. Acesso em: 24 mar. 2011.

OMMI, F. et al. **Designing and experimental investigation of characteristics of a double-base swirl injector in a liquid rocket propellant engine**. Thermal Science, Vol. 14, No. 2, p.479-491 2010.

RUSSIAN FEDERAL SPACE AGENCY. Roscosmos. Disponível em: <<http://www.federspace.ru/main.php?lang=en>>. Acesso em: 05 nov. 2010.

SILVEIRA, R. C. e V. **Governo quer concentrar área espacial**. Valor Econômico, 23 de novembro de 2010. Divulgado pelo Sindicato dos Servidores Públicos Federais na Área de Ciência e Tecnologia do Vale do Paraíba (SindCT). Disponível em: <<http://www.sindct.org.br/index.php?q=node/2188>>. Acesso em: 30 nov. 2010.

SOARES, M. **MSPC Informações Técnicas**. Disponível em: <<http://www.mspc.eng.br>>. Acesso em: 05 nov. 2010.

SOARES, M. **Probabilidade estatística II**. MSPC Informações técnicas, última atualização em dez 2007. Disponível em: <http://www.mspc.eng.br/matm/prob_est240.shtml>. Acesso em: 05 nov. 2010.

SOARES, M. **Probabilidade estatística III**. MSPC Informações técnicas, última atualização em jan. 2008. Disponível em: <http://www.mspc.eng.br/matm/prob_est355.shtml>. Acesso em: 05 nov. 2010.

SOARES, M. **Medidores de pressão I**. MSPC Informações técnicas, última atualização em jul. 2008. Disponível em: <http://www.mspc.eng.br/fldetc/press_120.shtml>. Acesso em: 05 nov. 2010.

SOARES, M. **Medidores comuns de vazão**. MSPC Informações técnicas, última atualização em jul. 2008. Disponível em: <http://www.mspc.eng.br/fldetc/fluid_0340.shtml>. Acesso em: 05 nov. 2010.

SOLTANI, M.R.; GHORBANIAN, K.; MORAD, M.R. **Spray characteristics of a liquid–liquid coaxial swirl atomizer at different mass flow rates**. Aerospace Science and Technology 9, P.592–604, 2005.

TURNER, M. J. L. **Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments**. 2nd ed. Chichester UK: Springer, 2005. 344 p.

UNITED LAUNCH ALLIANCE. **Sistema de propulsão do Atlas V 400**. Descrição da família de lançadores Atlas V. Disponível em: <http://www.ulalaunch.com/site/pages/Products_AtlasV.shtml>. Acesso em: 13 nov. 2010.

UNITED LAUNCH ALLIANCE. **Veículos lançadores**. Atlas V com o satélite comercial Intelsat 14, lançamento em 23 nov. 2009 Disponível em: <http://www.ulalaunch.com/site/PhotoGallery/Photo_gallery.shtml>. Acesso em: 05 nov. 2010.

APÊNDICE A – Programas espaciais

Várias nações aspiram ao domínio completo de tecnologia capaz de alcançar o espaço, porém são poucas que na prática desenvolvem esta ciência por ser uma tecnologia extremamente complexa e cara. Atualmente as principais agências executoras de programas espaciais são NASA (Agência espacial americana), ROSKOSMOS (Agência Espacial Federal Russa) e ESA (Agência espacial europeia).

E dentre o desenvolvimento da ciência espacial o destaque fica com os veículos lançadores, que são as principais máquinas para o acesso ao espaço. Os principais programas espaciais contemplam veículos lançadores para uso comercial que movimentam cifras de bilhões de dólares anualmente. Os principais veículos lançadores de satélite da atualidade utilizam em suas configurações motores movidos a propulsão líquida e são o Ariane (ESA), o Soyuz (ROSKOSMOS) e o Atlas (NASA). As Figuras A.1 e A.2 ilustram esses veículos.



Figura A.1 – Veículos lançadores, esquerda Soyuz direita Ariane (ESA, 2011)



Figura A.2 – Veículo lançador Atlas em posição para lançamento (ULA, 2009)

No Brasil existe a Agência Espacial Brasileira (AEB) que é responsável pela formulação e coordenação da política espacial brasileira. Existe ainda a Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (PNDAE), onde se estabelece os objetivos e diretrizes para os programas e projetos nacionais relativos à área espacial, com destaque para o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE). O Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), do Comando da Aeronáutica (COMAER), do Ministério da Defesa, é um dos órgãos responsável pela execução dos principais projetos e atividades estratégicas do PNAE.

O Brasil, por meio do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE/DCTA) e da indústria aeroespacial, concebeu e produziu um bem-sucedido conjunto de veículos de sondagem. Esses foguetes proporcionaram a realização de inúmeros experimentos científicos e tecnológicos. O domínio da tecnologia dos foguetes de sondagem serviu de base para o desenvolvimento de um Veículo Lançador de Satélites (VLS).

O PNAE estabelece, ainda, que a etapa subsequente será o domínio de tecnologias que utilizam propulsão líquida. Este domínio permitirá o desenvolvimento de lançadores de médio e grande porte. Estágios movidos à propulsão líquida conferem aos veículos maior desempenho propulsivo e de controle, com consequente maior capacidade e precisão de inserção de satélites em órbita. Portanto, o domínio da tecnologia de motores foguetes movidos à propulsão líquida é de extrema relevância para o desenvolvimento destes veículos. Como órgão responsável por estes desenvolvimentos o DCTA, tem priorizado a aplicação de seus recursos no desenvolvimento desta tecnologia para aplicação em seus programas espaciais.

APÊNDICE B – Atividades espaciais do IAE

Foguetes de sondagem

Os foguetes de sondagem ou veículos de sondagem (VS) são lançadores de pequeno porte, utilizados para missões suborbitais de exploração do espaço, capazes de lançar cargas úteis compostas por experimentos científicos e tecnológicos. O Brasil possui foguetes de sondagens operacionais que suprem boa parte de suas necessidades presentes, com uma história bem sucedida de lançamentos. A política de envolvimento crescente das universidades e centros de pesquisa no programa espacial deverá acarretar uma demanda maior destes veículos, justificando assim, a continuação de sua produção, estimada em, no mínimo, dois veículos por ano.

Os principais foguetes de sondagem atualmente são:

SONDA I, SONDA II, SONDA III, SONDA IV, VS-30, VSB-30 e VS-40.

Na Figura B.1, uma ilustração do VS-40.



Figura B.1 – VS-40 (IAE)

Veículos Lançadores de Satélite

O VLS é um lançador de satélites convencional lançado a partir de plataforma terrestre. Na decolagem, o comprimento do veículo é de 19m, a massa é de 50 toneladas e o empuxo de 1.000 kN. A propulsão principal é fornecida por propulsores a propelente sólido, em todos os estágios, com massa total de 41 toneladas de propelente. O desempenho do VLS permite a inserção de satélites, com massa de 100 a 350 kg, em órbita circulares de 250 a 1.000 km, em larga faixa de inclinações, desde as equatoriais às polares.

Na Figura B.2 é mostrado uma ilustração do VLS e seus principais componentes.

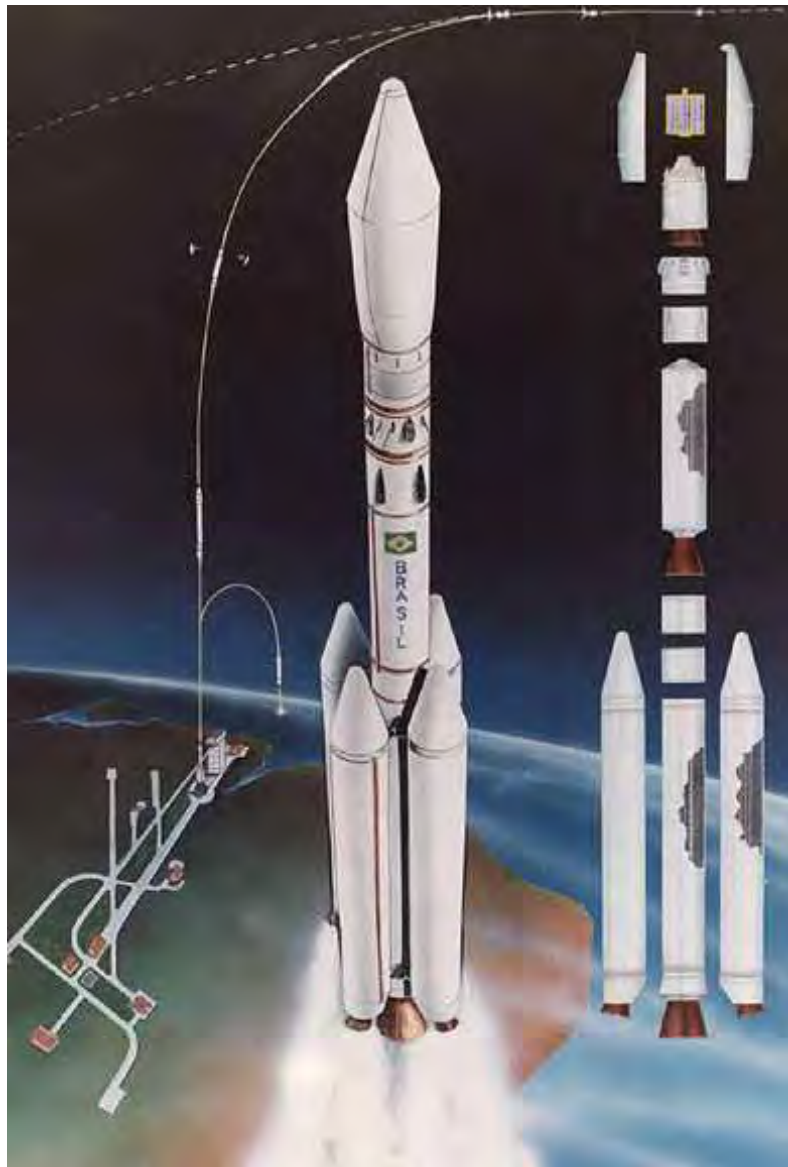


Figura B.2 – VLS (IAE)

Programa Cruzeiro do Sul

Em outubro de 2005 o DCTA, junto a Agência Espacial Brasileira (AEB), divulgou o programa de veículos lançadores de satélite denominado Cruzeiro do Sul. O programa prevê o desenvolvimento de uma nova família de veículos lançadores de pequeno, médio e grande porte para colocação de satélites em órbitas baixas, médias e de transferência geoestacionária. A Figura B.3 mostra o folheto da divulgação do programa.

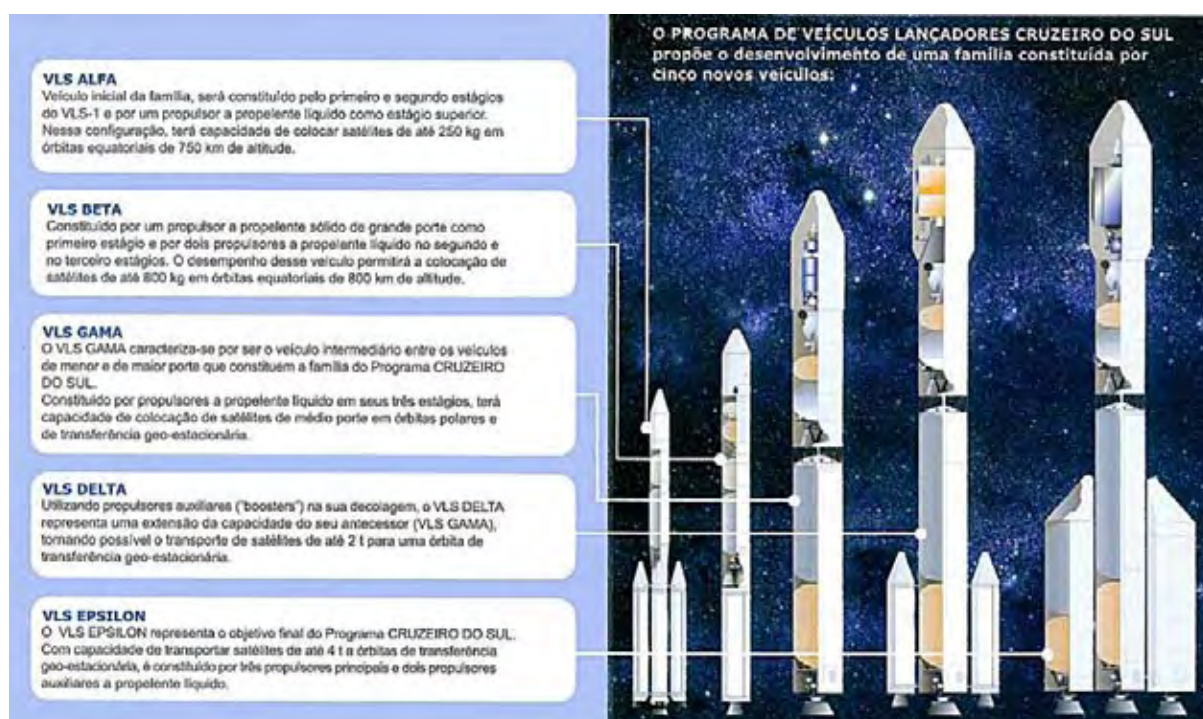
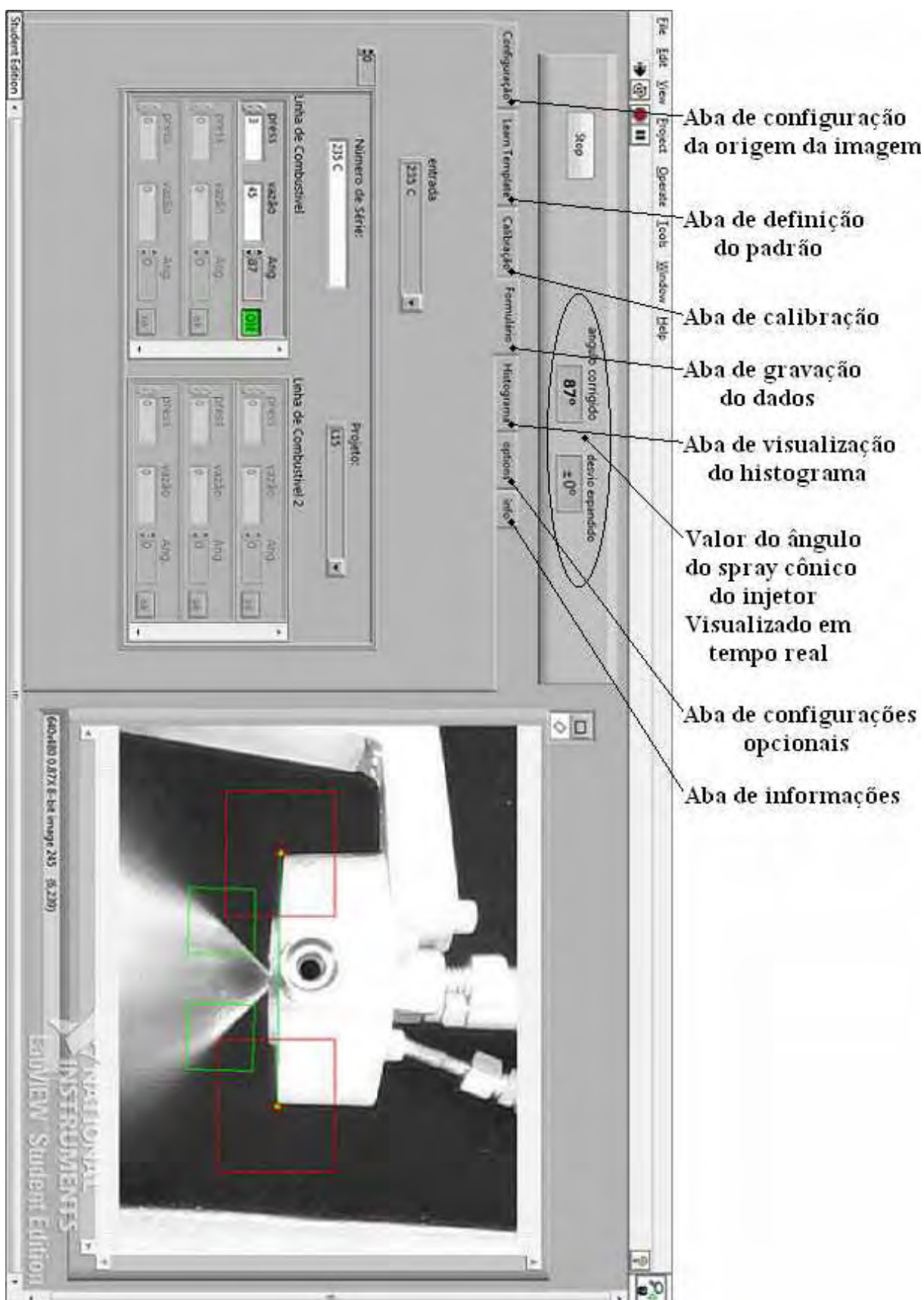


Figura B.3 – Programa Cruzeiro do Sul (IAE)

Para a concepção desta família de lançadores, está previsto a substituição gradual de motores movidos à propulsão sólida para motores movidos a propulsão líquida. Esta substituição fornecerá um maior desempenho e controle aos veículos, sendo esta mudança necessária e fundamental para alcançarmos os objetivos pretendidos pelo Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE). No PNAE está previsto a capacitação do país na área de propulsão líquida. O domínio de motores movidos à propulsão líquida possibilitará uma maior precisão de injeção dos satélites em orbitas.

As mudanças que serão realizadas nos veículos lançadores no sentido de inserção de motores movidos a propulsão líquida, que contempla o programa cruzeiro do sul, serão as seguintes: O VLS Alfa trocará os dois últimos estágios sólidos do VLS-1 por um de propelente líquido. O segundo e o terceiro estágios do VLS Beta estarão equipados com motores movidos a propelente líquido. O VLS Gama terá os três estágios movidos a propelente líquido. O VLS Delta terá apenas os propulsores auxiliares movidos a propelente sólido e o VLS Épsilon terá os três propulsores principais e os auxiliares movidos a propelente líquido. A combustão líquida desses novos foguetes utiliza o par querosene e oxigênio líquido que é uma opção bem comum, adotada, por exemplo, pelos lançadores russos Soyuz.

APÊNDICE C – Tela do software desenvolvido em LabVIEW™



APÊNDICE D – Algoritmo do software desenvolvido

O LabVIEW™ trabalha com fluxo de dados, onde cada função é representada por um ícone. Foram utilizadas várias funções para a execução do software que podem ser vistas na Figura D.1.

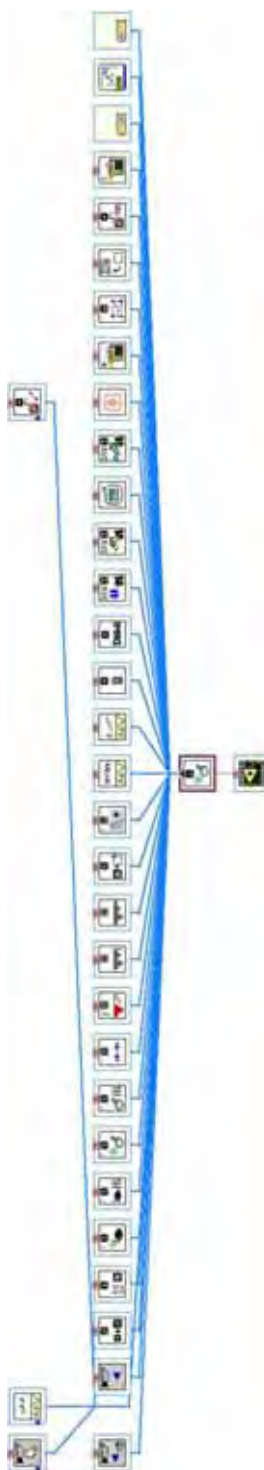


Figura D.1 – Hierarquia das funções utilizadas no software

A Figura D.4 ilustra os ícones para o ensinamento dos padrões, feito pelo usuário, e armazena na memória. A Figura D.5 ilustra os ícones do reconhecimento dos padrões e os destaca e calcula a distância entre as bordas do dispositivo (cantos).

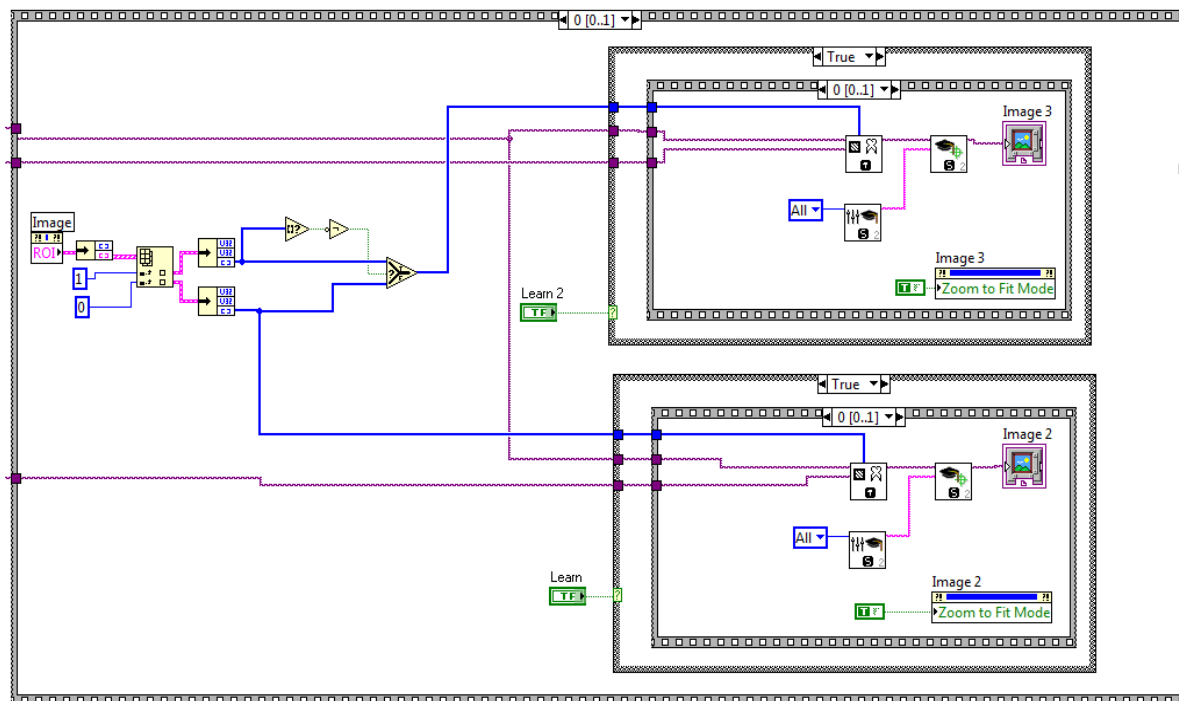


Figura D.4 – Ícones de funções do LabVIEW™

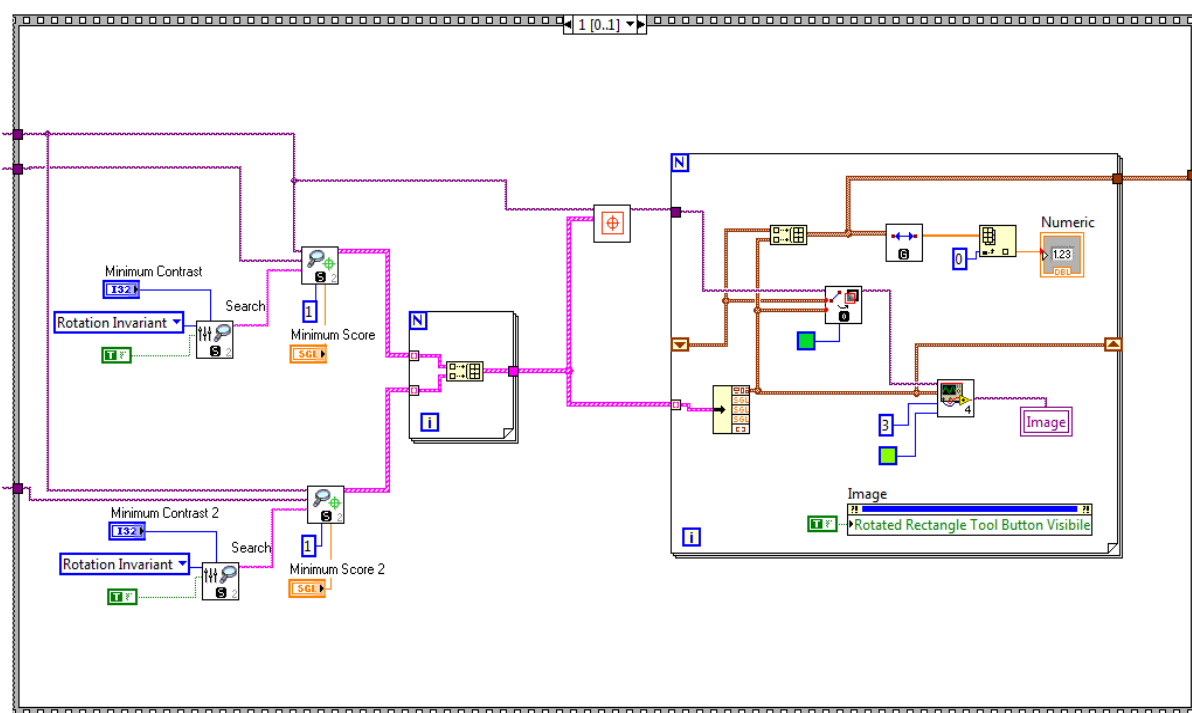


Figura D.5 – Ícones de funções do LabVIEW™

A Figura D.6 ilustra os ícones de cálculo das regiões de interesse que identifica as semirretas formadas pelo ângulo do spray cônico do jato com referência no dispositivo. A Figura D.7 ilustra os ícones de aquisição das regiões de interesse e cria seus respectivos histogramas, calcula a média dos tons de cinza e faz a limiarização das regiões de interesse.

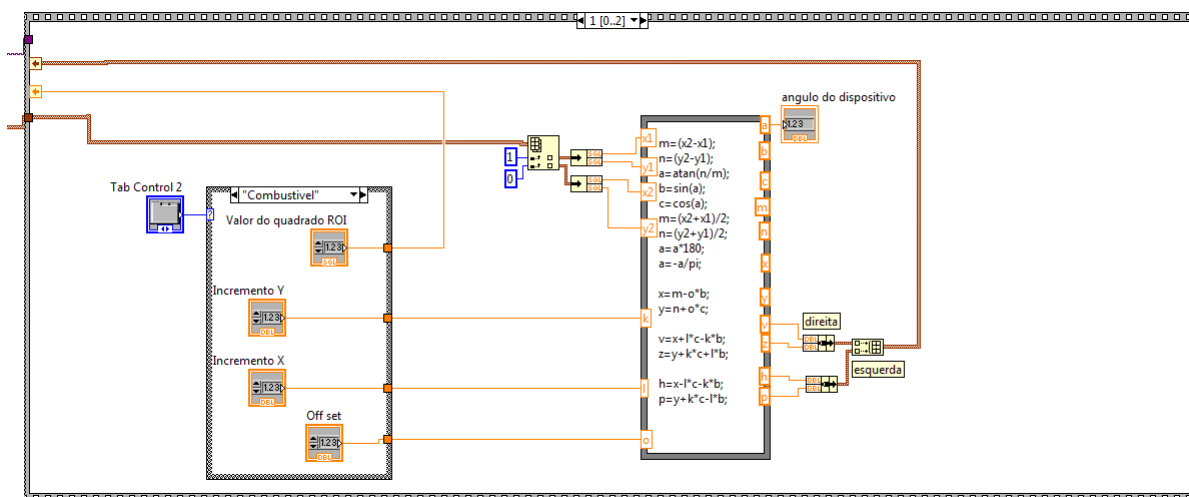


Figura D.6 – Ícones de funções do LabVIEW™

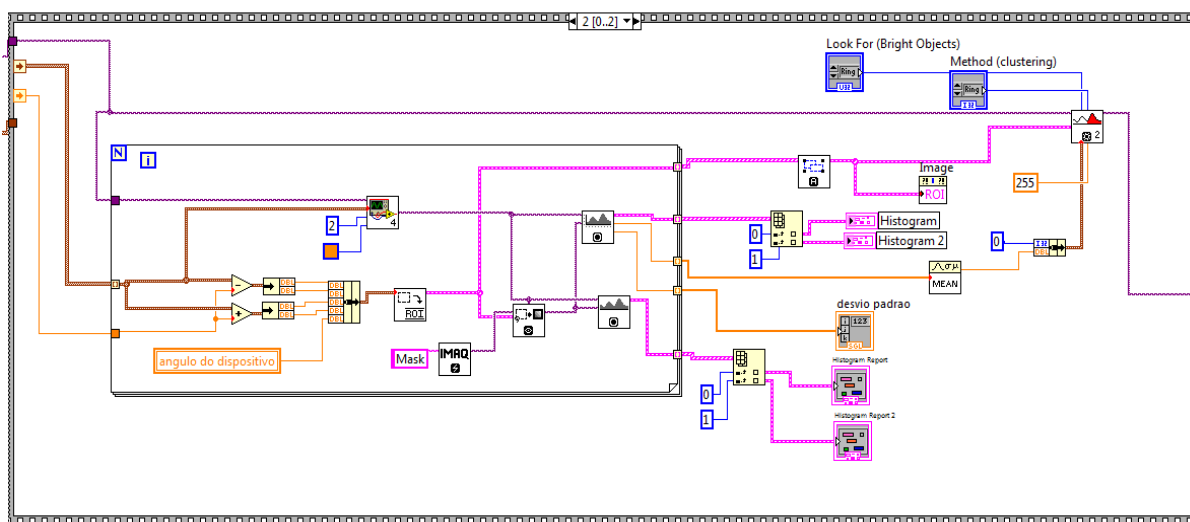


Figura D.7 – Ícones de funções do LabVIEW™

A Figura D.8 ilustra os ícones que encontram a melhor diferença entre os tons de cinza da região de interesse. A Figura D.9 ilustra os ícones que calculam os ângulos formados pelo spray cônico em relação ao dispositivo e faz a verificação se os valores são considerados válidos.

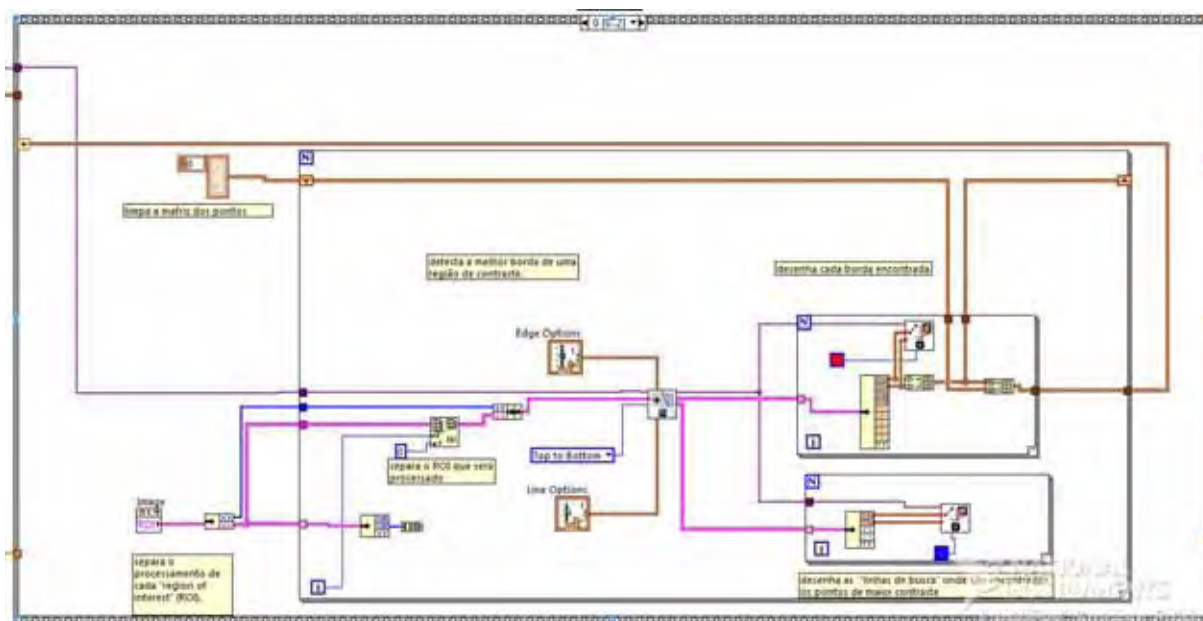


Figura D.8 – Ícones de funções do LabVIEW™

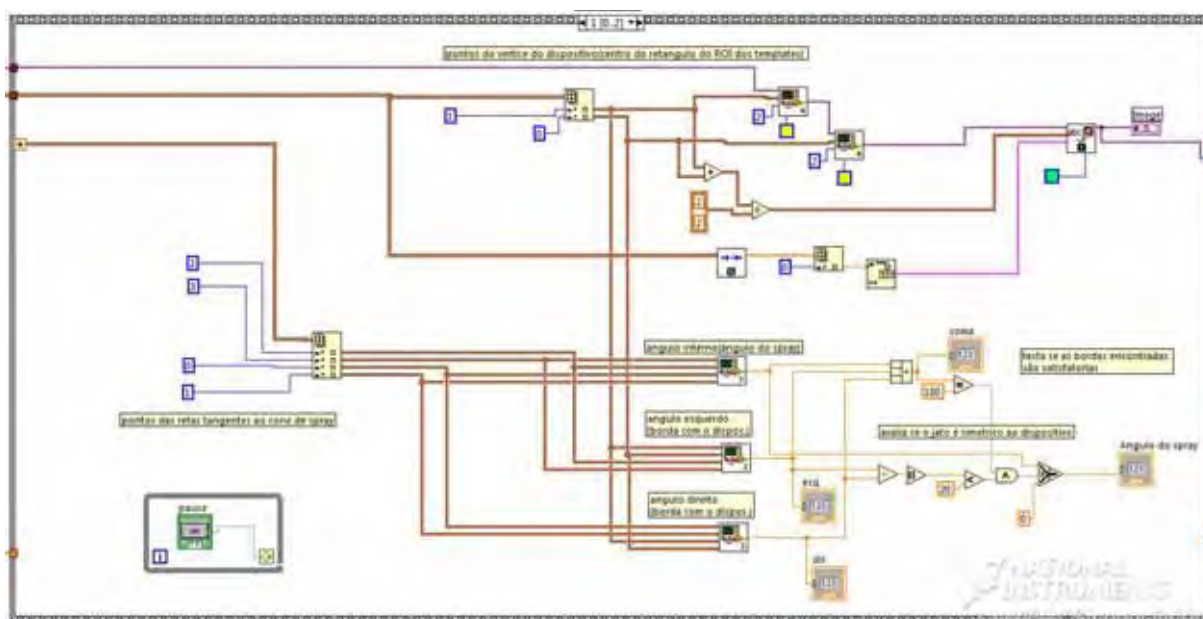


Figura D.9 – Ícones de funções do LabVIEW™

A Figura D.10 ilustra os ícones que calculam a média dos ângulos medidos durante a calibração. A Figura D.11 ilustra os ícones que montam as matrizes das variáveis dependentes e independentes para cálculo da reta ajustada dos pontos e do r^2 durante a calibração.

A Figura D.12 ilustra os ícones que calculam a reta ajustada dos pontos e determina os resíduos. A Figura D.13 ilustra os ícones que determinam o erro padrão e o expande para o nível de confiança estabelecido.

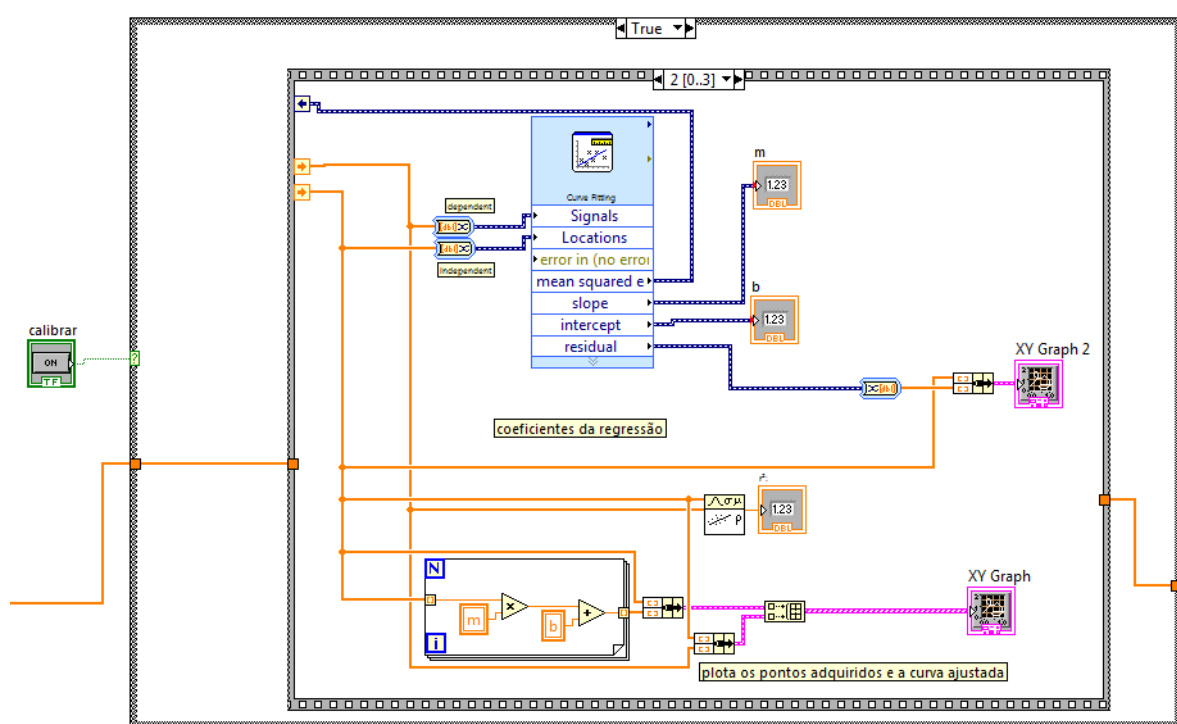


Figura D.12 – Ícones de funções do LabVIEW™

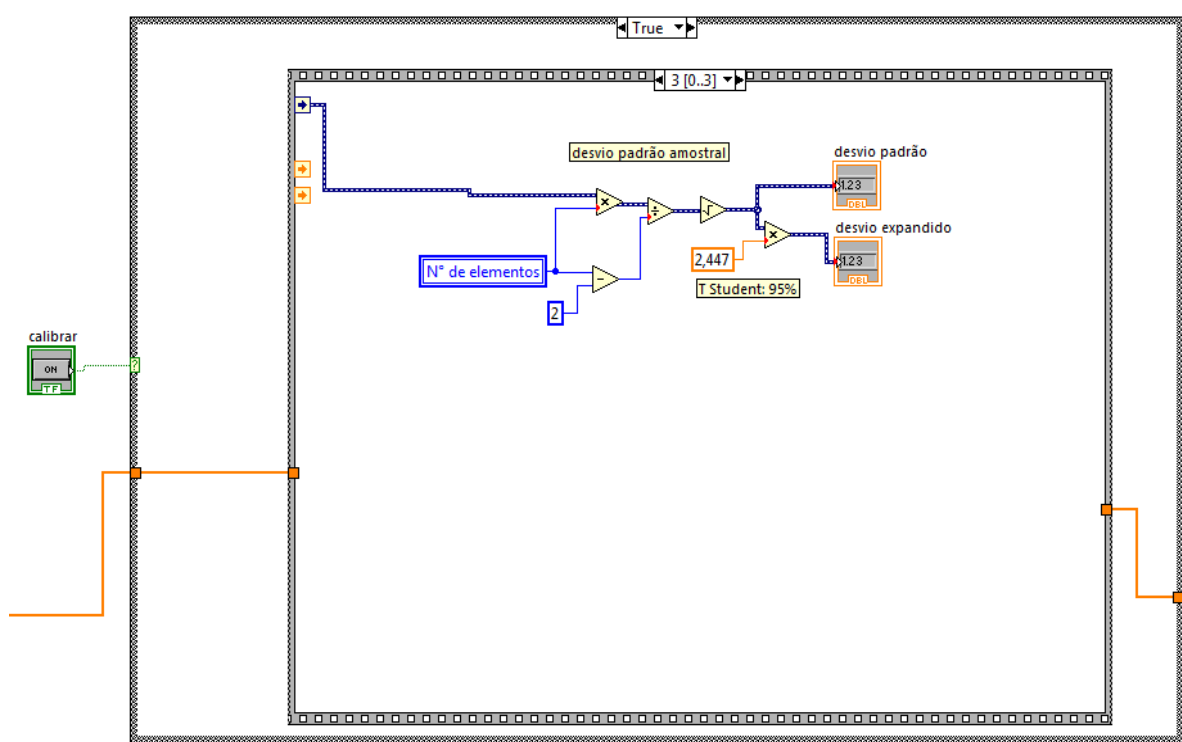


Figura D.13 – Ícones de funções do LabVIEW™

A Figura D.14 ilustra os ícones de gravação de dados da aba formulário, os valores do ângulo são adquiridos de forma automática, o usuário apenas preenche os campos número de série, pressão e vazão do injetor. A Figura D.15 ilustra os ícones para navegação do usuário pelos ensaios já realizados, que são organizados.

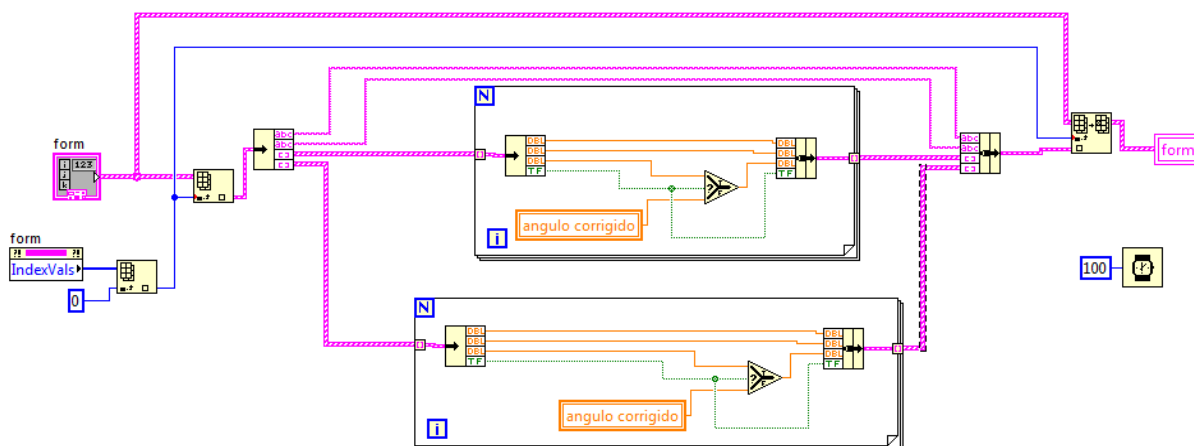


Figura D.14 – Ícones de funções do LabVIEW™

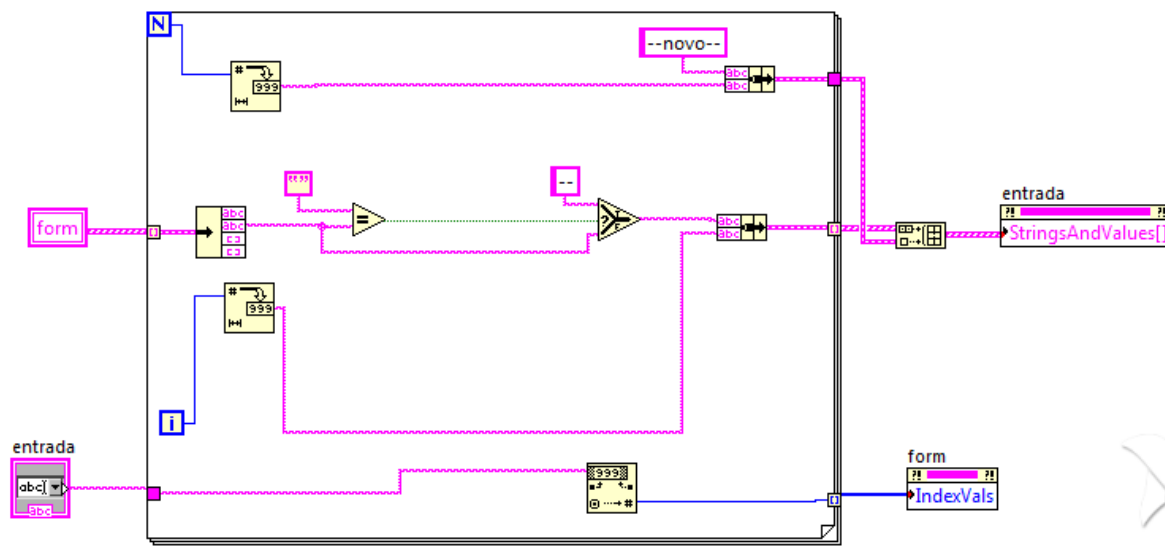
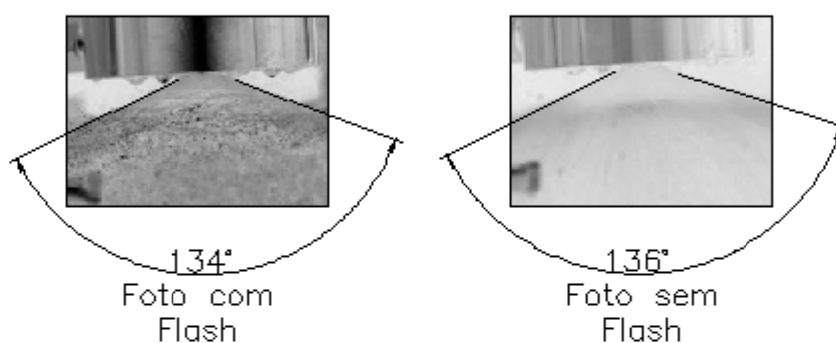


Figura D.15 – Ícones de funções do LabVIEW™

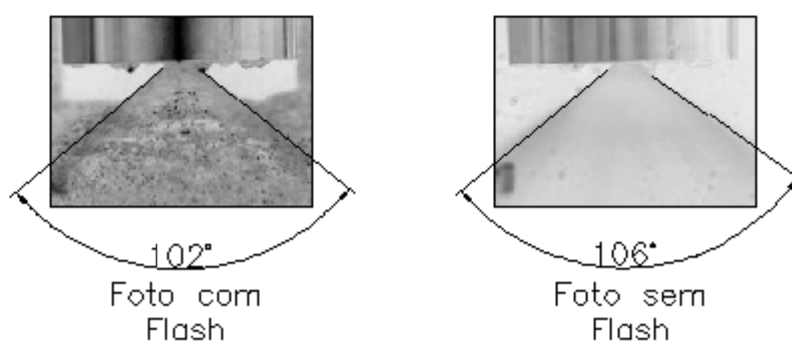
APÊNDICE E – Exemplo de medição do ângulo dos sprays cônico

INJETOR 325B

Linha combustível
Pressão manométrica 5,0 bar



Linha oxidante
Pressão manométrica 4,5 bar



ANEXO A– Figuras para cálculo da perda de pressão no orifício

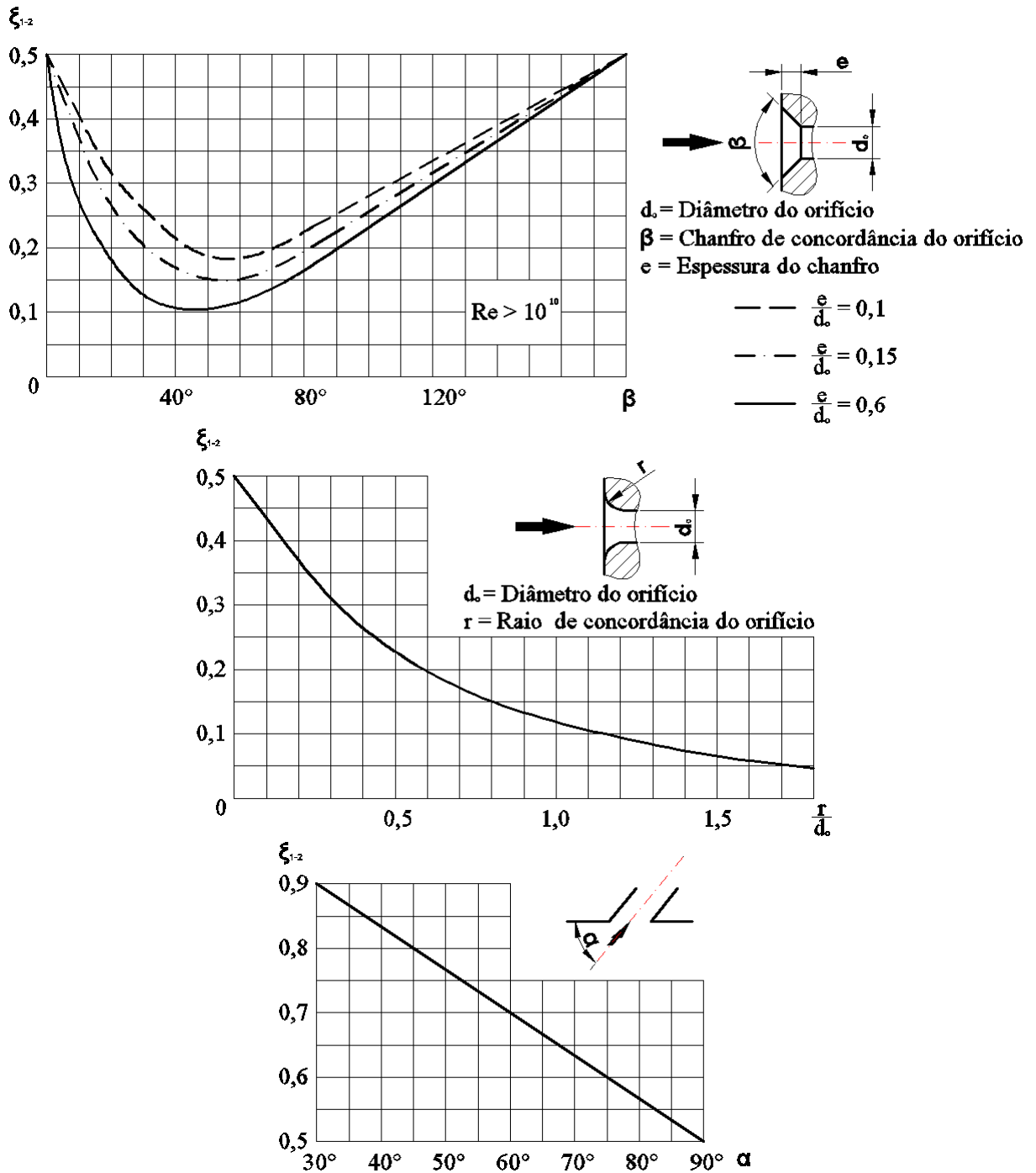


Figura F.1 – Figuras para cálculo do ξ_{1-2} (Adaptado KESSAEV, 1997)

ANEXO B– Tabelas de distribuição *t*-student

v / A	0.2500	0.2000	0.1500	0.1000	0.0500	0.0250	0.0100	0.0050	0.0025	0.0010	0.0005
001	1.000	1.376	1.963	3.078	6.314	12.710	31.820	63.660	127.300	318.300	636.600
002	0.816	1.061	1.386	1.886	2.920	4.303	6.965	9.925	14.090	22.330	31.600
003	0.766	0.978	1.250	1.638	2.353	3.182	4.541	5.841	7.453	10.210	12.920
004	0.741	0.941	1.190	1.533	2.132	2.776	3.747	4.604	5.598	7.173	8.610
005	0.727	0.920	1.156	1.476	2.015	2.571	3.365	4.032	4.773	5.893	6.869
006	0.718	0.906	1.134	1.440	1.943	2.447	3.143	3.707	4.317	5.208	5.959
007	0.711	0.896	1.119	1.415	1.895	2.365	2.998	3.499	4.029	4.785	5.408
008	0.706	0.889	1.108	1.397	1.860	2.306	2.896	3.355	3.833	4.501	5.041
009	0.703	0.883	1.100	1.383	1.833	2.262	2.821	3.250	3.690	4.297	4.781
010	0.700	0.879	1.093	1.372	1.812	2.228	2.764	3.169	3.581	4.144	4.587
011	0.697	0.876	1.088	1.363	1.796	2.201	2.718	3.106	3.497	4.025	4.437
012	0.695	0.873	1.083	1.356	1.782	2.179	2.681	3.055	3.428	3.930	4.318
013	0.694	0.870	1.079	1.350	1.771	2.160	2.650	3.012	3.372	3.852	4.221
014	0.692	0.868	1.076	1.345	1.761	2.145	2.624	2.977	3.326	3.787	4.140
015	0.691	0.866	1.074	1.341	1.753	2.131	2.602	2.947	3.286	3.733	4.073
016	0.690	0.865	1.071	1.337	1.746	2.120	2.583	2.921	3.252	3.686	4.015
017	0.689	0.863	1.069	1.333	1.740	2.110	2.567	2.898	3.222	3.646	3.965
018	0.688	0.862	1.067	1.330	1.734	2.101	2.552	2.878	3.197	3.610	3.922
019	0.688	0.861	1.066	1.328	1.729	2.093	2.539	2.861	3.174	3.579	3.883
020	0.687	0.860	1.064	1.325	1.725	2.086	2.528	2.845	3.153	3.552	3.850
021	0.686	0.859	1.063	1.323	1.721	2.080	2.518	2.831	3.135	3.527	3.819
022	0.686	0.858	1.061	1.321	1.717	2.074	2.508	2.819	3.119	3.505	3.792
023	0.685	0.858	1.060	1.319	1.714	2.069	2.500	2.807	3.104	3.485	3.767
024	0.685	0.857	1.059	1.318	1.711	2.064	2.492	2.797	3.091	3.467	3.745
025	0.684	0.856	1.058	1.316	1.708	2.060	2.485	2.787	3.078	3.450	3.725
026	0.684	0.856	1.058	1.315	1.706	2.056	2.479	2.779	3.067	3.435	3.707
027	0.684	0.855	1.057	1.314	1.703	2.052	2.473	2.771	3.057	3.421	3.690
028	0.683	0.855	1.056	1.313	1.701	2.048	2.467	2.763	3.047	3.408	3.674
029	0.683	0.854	1.055	1.311	1.699	2.045	2.462	2.756	3.038	3.396	3.659
030	0.683	0.854	1.055	1.310	1.697	2.042	2.457	2.750	3.030	3.385	3.646
040	0.681	0.851	1.050	1.303	1.684	2.021	2.423	2.704	2.971	3.307	3.551
050	0.679	0.849	1.047	1.299	1.676	2.009	2.403	2.678	2.937	3.261	3.496
060	0.679	0.848	1.045	1.296	1.671	2.000	2.390	2.660	2.915	3.232	3.460
080	0.678	0.846	1.043	1.292	1.664	1.990	2.374	2.639	2.887	3.195	3.416
100	0.677	0.845	1.042	1.290	1.660	1.984	2.364	2.626	2.871	3.174	3.390
120	0.677	0.845	1.041	1.289	1.658	1.980	2.358	2.617	2.860	3.160	3.373
∞	0.674	0.842	1.036	1.282	1.645	1.960	2.326	2.576	2.807	3.090	3.291

A linha v = ∞ indica o limite da distribuição t-student, onde ela se iguala à distribuição normal padrão.