

Desenvolvimento de um micro foguete para fotografias aéreas de pequeno formato

Oswaldo Barbosa Loureda

FATEC-SP Av. Tiradentes 615, 01124-060, São Paulo/Brasil
Bolsista PIBIC-CNPq
oswaldo_bloureda@hotmail.com

Resumo. Atualmente há interesse expressivo em Fotografias Aéreas de Pequeno Formato - FAPEF. Geralmente, são empregados aviões tipo Cessna 172, 180 e 182 e alguns modelos de helicópteros, sendo que as aplicações dessas fotos são bastante diversificadas, onde muitas ações e estudos dependem destes registros. Sendo assim, propõe-se o desenvolvimento de um micro foguete como ferramenta para obtenção de FAPEFs com menor custo e características dedicadas, assim sendo, a partir do projeto da aerodinâmica, balanço, mecânica, propulsão e eletrônica, pretende-se construir um veículo dedicado a obtenção de FAPEFs. Através desse estudo foram desenvolvidas novos componentes de eletrônica embarcada, um novo desenho aerodinâmico, assim como um novo propelente desenvolvido para a aplicação nesse foguete.

Palavras chave: FAPEF, Foguete, Aerofotografia.

1. Introdução

As informações geográficas, obtidas pelas diferentes formas de mapeamento, dão base à realização de análises espaciais que se destinam à compreensão e à descrição da organização e da gestão do Território Nacional (IBGE, 1996). O Governo Federal foi o maior contratante de serviços de aerolevantamento privado até a Constituição de 1988. As mudanças na política do Governo Federal provocaram o desaquecimento das atividades de mapeamento, requerendo uma reavaliação do modelo de sua produção. Paralelamente, com a intensificação do uso da tecnologia de Sistemas de Informação Geográfica (SIG), aumentaram as demandas por cartas topográficas, inclusive no formato digital (IBGE, 1996). Apesar dos recursos da tecnologia de ponta, os usuários têm que encontrar soluções próprias para obter mapas atuais. Conversão de mapas analógicos para o formato digital, atualizações, mapeamentos sistemáticos pagos pelos próprios usuários, convênios, mapeamentos simplificados são alternativas para diminuir os custos e acelerar a produção dos mapas. O universo de usuários de fotografias aéreas é muito vasto, porém o alto custo de obtenção deste documento é um fator limitador para vários usuários, o que faz da fotografia aérea de pequeno formato uma opção bastante atraente para aplicações como Registro Técnico Multifinalitário de pequenos municípios (DISPERATI, 1991). A falta de manutenção da base cartográfica pelos usuários leva a remapeamentos, que dilapidam os cofres públicos e multiplicam mapas com padrões diferentes. Devem ser previstos gastos com preservação e atualização dos dados. As imagens de satélites em muitos casos são usadas para atualização dos mapeamentos, mas escalas maiores necessitam de melhor resolução. Uma solução estudada é o uso de fotografias aéreas de pequeno formato. Atualmente os dispositivos utilizados para a inserção de câmeras de fotografias de pequeno formato são aviões monomotores de pequeno porte tipo Cessna 172, 180 e 182 (REZENDE, 2001) e alguns tipos de helicópteros.

2. Objetivos

Desenvolver um foguete de pequeno porte com peso menor que 10kg e alcance vertical entre 5km e 10km e seus sistemas eletrônicos, de modo que possam ser utilizados para obtenção de Fotografias Aéreas de Pequeno Formato – FAPEFs, com o fim de se levantar dados de solos e matas, assim como o estudo da estereoscopia destas imagens, para assim obter melhor precisão/resolução dos registros (PAREDES, 1987).

3.- Justificativas

As fotografias aéreas de pequeno formato FAPEF fornecem aos usuários de aerofotogramas uma opção de grande valia, onde determinados registros podem ser obtidos através de FAPEFs com grande economia de recursos, segundo REZENDE (2001), algumas das aplicações das fotografias de pequeno formato são:

1. Classificação e mapeamento: uso do solo; limite de bacias hidrográficas;
2. Interpretação: terra de uso agrícola e dano em culturas; limites de propriedades; resíduos das plantações; práticas silviculturais; desenvolvimento da exploração florestal; deficiências de nutrientes em reflorestamento de pinus; infestações de pragas;
3. Medidas: limites ecológicos; desmoronamentos; resíduos florestais; área preparada para ocupação e área com madeira comercial;
4. Observação e contagem: minas abandonadas; árvores mortas para retirada de madeira; regeneração natural e entulhos químicos;

- 5. Uso geral: aplicação da lei de conservação; educação sobre o uso do solo; problemas de irrigação e drenagem; análise de impacto ambiental e navegação;
- 6. Atividades didáticas em sala de aula.

4. Desenvolvimento e projeto

4.1. Unidade de Aquisição de Aerofotografias - UAAF

A UAAF será o *payload* principal do foguete, onde este estará montado na parte superior de um suporte fixado no topo do propulsor do foguete e protegida pela fuselagem do *payload*. A UAAF é composta por uma câmera digital que foi escolhida de acordo com a missão que o veículo irá cumprir e o setor de disparo de fotografias e armazenamento de alturas da Unidade de Controle Microprocessada – UCM. Para a primeira missão de qualificação do veículo completo, será utilizada uma câmera digital de 1Mpixel de baixo custo. A câmera escolhida foi adquirida através de um site de compra pela Internet por apresentar o menor custo. As características da câmera são descritas na Tab. 1, assim como sua aparência na Fig.1.

Tabela 1. Características da câmera

Componente	Dados
Sensor de imagem	100k pixel CMOS sensor
Memória interna	1Mx16b built-in SDRAM
Resolução	320x240 (CIF)
	176x144 (QCIF)
Capacidade de armazenagem	CIF 38 imagens
Interface	USB
Lentes	fixas, f = 6.2mm
Foco	300mm
Alimentação	2 x AAA bateria alcalina
Dimensões	126mmx30mmx24mm
Peso	36g sem bateria



Figura 1. Câmera



Figura 2. Amostra de fotografia 1



Figura 3. Amostra de fotografia 2

4.2. Unidade de Recuperação - UR

A UR terá por função recuperar o veículo e garantir uma descida suave, durante a qual as fotografias serão obtidas. Esta unidade é composta por um setor da UCM que é responsável por disparar um sinal no evento da chegada do veículo ao apogeu, um para quedas de nylon, um ignitor dotado de redundância e um canhão de ejeção do para quedas. Com a chegada ao apogeu, a UCM emite um sinal ao ignitor, que provoca a inflamação do canhão, que por sua vez ejeta o para quedas para fora do veículo através de uma portinhola lateral. Esta portinhola é na prática um rasgo feito na fuselagem com uma tampa aerodinâmica de plástico tipo PET.

4.3. Unidade de Controle Microprocessada – UCM

A UCM tem por função ser o computador de bordo do veículo, esta unidade tem funções próprias e funções de auxílio ao desempenho da UAAF e a UR. Esta é composta por um microcontrolador comum do tipo PIC 16F86, memórias auxiliares, uma porta serial, um sensor de pressão digital tipo NPC-1210, um pacote de baterias de Ni-Cd com 4 células com um mínimo de 100Ah. As funções da UCM, são descritas a seguir:

1. Ler o sensor de pressão a cada 100ms, a partir do momento do acionamento do circuito, que deve ser efetuado por meio de um sensor inercial que irá acusar o lançamento do veículo;
2. A partir do instante que o foguete chegar em seu apogeu e começar a perder altitude, o sensor irá acusar este instante através do valor da menor pressão atingida em relação à pressão QNH, neste instante, de acordo com o programa gravado na memória do PIC, a UCM ativa um micro relê, que alimenta a UR;
3. Seguindo as instruções do programa a UCM, após 10s da ativação da UR, alimenta a UAAF, que inicia uma seqüência de aquisição de fotografias;
4. Em seguida, a UCM registra em sua memória auxiliar a pressão indicada pelo sensor para cada fotografia obtida, de modo que permita uma estimativa de altura de todas as fotografias.

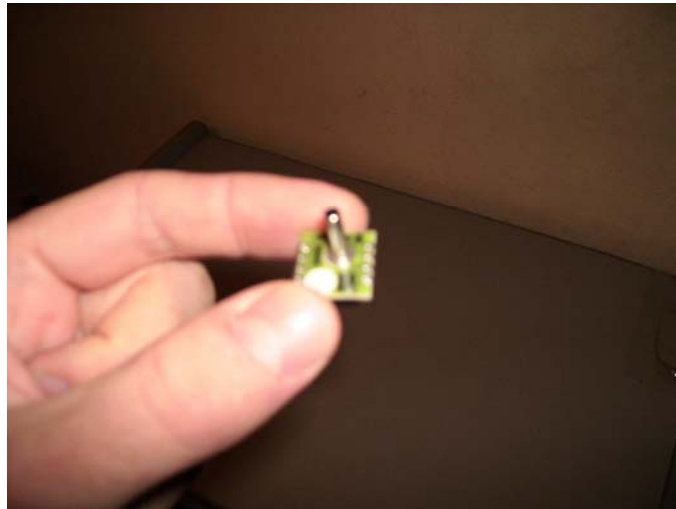


Figura 4. Sensor para baixa pressão NPC-1210

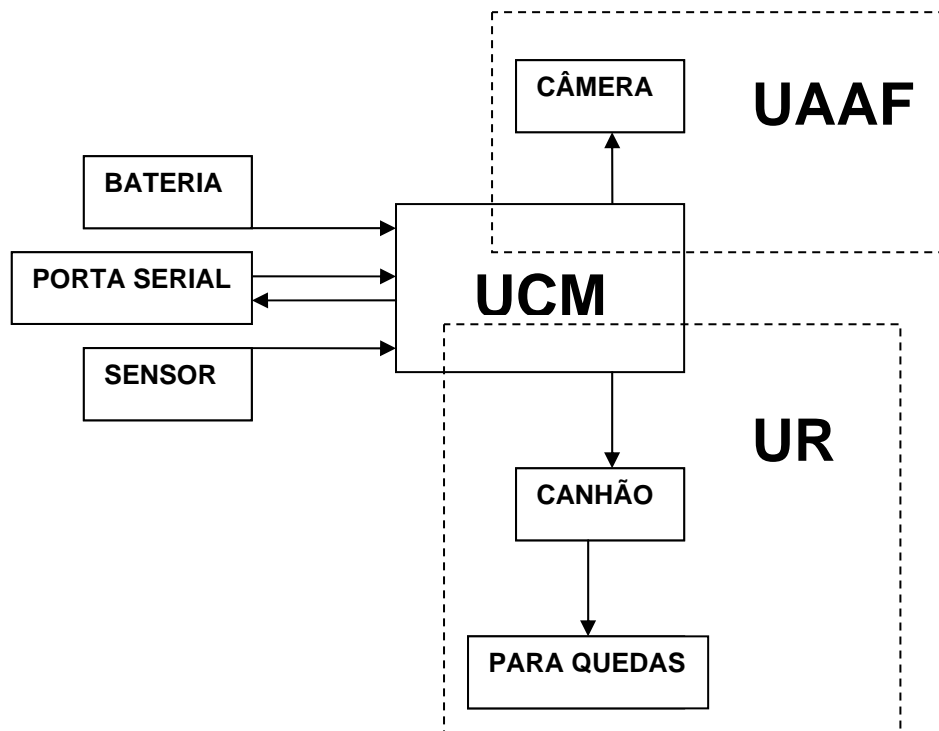


Figura 5. Diagrama de blocos da interação entre as UCM, UAAF e UR

4.4. Ogiva

A ogiva do veículo foi projetada de modo a dotar o foguete do menor arrasto aerodinâmico possível. Assim, o desempenho de algumas ogivas é dada em uma tabela, onde através dela, e da velocidade que varia de maneira considerável durante o vôo do foguete, a ogiva que demonstra maior eficiência é a do tipo $x^{1/2}$ Power, que demonstra boa eficiência em regiões subsônicas, transônicas e supersônicas, devendo assim manter boa eficiência na maior parte do vôo do foguete, tanto durante o vôo ativo como o planado.

A relação de aspecto, ou *fineness* da ogiva é a relação do comprimento da ogiva e do diâmetro da mesma, onde foi obtido através do gráfico dado na Fig. 7, que descreve a grandeza do coeficiente de arrasto aerodinâmico em função da relação de aspecto da ogiva.

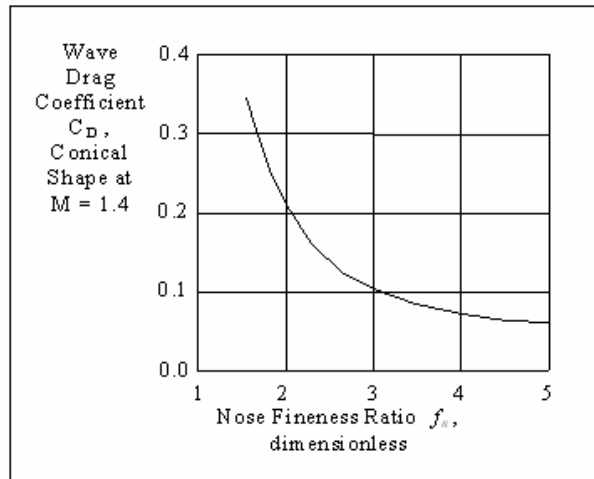


Figura 6. Coeficiente de arrasto em função da relação de aspecto.

Para o desenho da ogiva escolhida, que neste caso é de forma parabolóide, foi feito o uso da Eq. (1)

$$Y = R(x/L)^n \tag{1}$$

Sendo Y o valor do raio na seção x, sendo que R é o valor do raio da base, L é o comprimento e n é um coeficiente que diferencia as ogivas da série Power

4.5. Balanço de Aerodinâmica e Estabilidade

O foguete deve ter sua silhueta bem definida, de modo que permita um vôo estável e com um mínimo de previsibilidade. A estabilidade de um objeto balístico, assim como a de uma aeronave, pode ser avaliada segundo a posição de dois pontos de grande importância, são eles o centro gravitacional ou de massa – CG, que concentra as forças devido ao efeito de gravidade e o centro de pressão ou ponto neutro – CP, que concentra as forças aerodinâmicas devido ao escoamento do ar na fuselagem do foguete. Assim, tem-se 4 tipos de estabilidade a serem consideradas:

1. Estável: O foguete se apresenta estável quando ao voar em um dado ângulo de ataque – AOA, e sofrer uma perturbação e seguinte alteração em seu AOA, principalmente devido a ventos laterais, tende a voltar ao mesmo AOA ou menor, de modo que mantém assim um vôo dentro da trajetória prevista. Estes estados de estabilidade são ditados pela distância do CG ao CP, onde o CG deve estar adiantado de aproximadamente 1 e 3 calibres do CP, onde o calibre significa o diâmetro do foguete
2. Hiperestável: O foguete é hiperestável quando ao voar em um dado AOA, e sofrer uma mudança de AOA ele tende a corrigir e voltar para o AOA original porém ele tende a executar esta manobra de maneira bastante brusca provocando assim um novo desvio de seu AOA, de maneira que estas manobras acabam por induzir um vôo oscilante. O foguete neste estado mantém a trajetória inicial, porém devido as oscilações provocarem o aparecimento de um AOA diferente de zero em relação ao eixo axial do veículo e o vôo, de modo que este AOA diferente de zero, gera por efeito das empenas uma sustentação aerodinâmica que forçosamente gerará um arrasto aerodinâmico induzido para ser acrescido ao arrasto aerodinâmico parasita, desde modo se conclui que este estado não provoca o desvio do veículo, porém diminui o seu alcance em altura, devido a perda de energia cinética através da geração da sustentação aerodinâmica e arrasto aerodinâmico induzido desnecessários a estabilização do vôo. Este estado é encontrado em um objeto balístico quando seu CG estiver adiantado mais de 3 calibres do CP.
3. Parcialmente ou Hipoestável: Neste estado o veículo simplesmente não possui inércia suficientemente grande para retomar o AOA inicial caso este sofra uma perturbação e conseqüente mudança de AOA, mantendo este o AOA que nele for induzido, desta forma, a trajetória será bastante dependente da intensidade e direção dos ventos. Este estado é encontrado quando o CG esta adiantado menos que 1 calibre do CP.
4. Instável: Quando o veículo se encontra neste estado, sua trajetória será impossível de prever, mesmo sem a influência de perturbações externas. Este estado é gerado quando o CG esta adiantado menos que 1 calibre do CP ou o CG se encontra atrasado em relação ao CP.

A determinação de CG e CP do veículo foi efetuada no software Space CAD, como pode ser verificado nas Fig. 7 e Fig. 8.

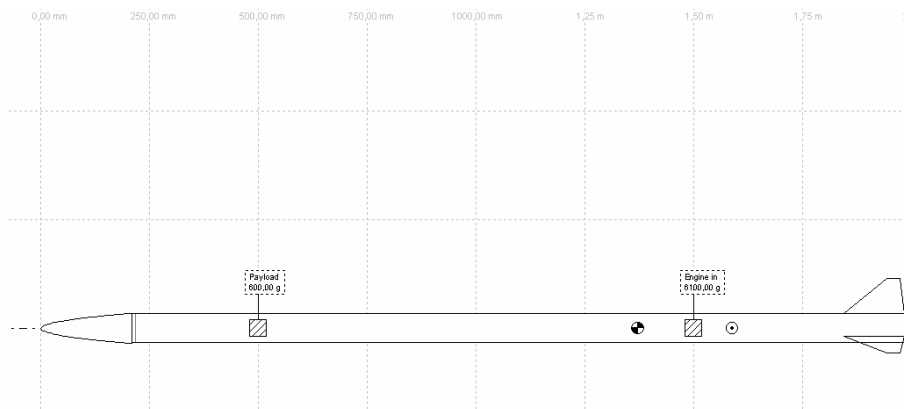


Figura 7. Foguete antes do *burnout*

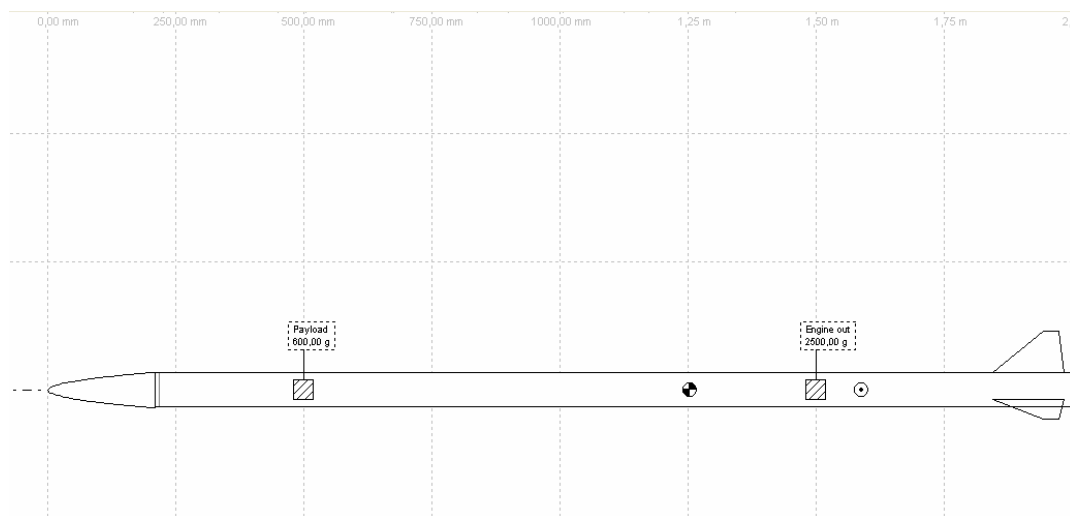


Figura 8. Foguete após o *burnout*

Antes do término da queima do motor do foguete (*burnout*), o veículo possui 3 calibres, e após seu *burnout*, possui 4,7 calibres. Através desta análise, pode-se concluir que o veículo proposto irá variar de estável para hiperestável durante o seu vôo, sendo assim, pode ser qualificado como satisfatório para a missão que irá desempenhar, pois suas chances de desvio de trajetória são mínimas, porém há a possibilidade de perda de alcance vertical caso no momento do lançamento haja ventos.

4.6. Propulsor

4.6.1. Introdução aos propelentes sólidos de foguete

Para a escolha do propelente, além da pesquisa bibliográfica, foi considerada a experiência do autor no campo do Espaço Modelismo ou *Rocketry*, atividade em plena ascensão no Brasil, onde a representação é feita pela Associação Nacional de Foguetes Amadores – ANFA. Assim foram usados como critério para escolha da mistura explosiva os seguintes padrões:

1. Segurança de estoque e uso: Os reagentes usados para fabricação de um propelente sólido são os mais variados possíveis, desde açúcares encontrados nas cozinhas até a nitroglicerina, assim, estes reagentes e suas formulações completas são avaliadas quanto a possibilidade de estoque de reagentes e do propelente pronto, e os riscos associados a estes processos e os riscos oferecidos as instalações e ao pessoal.
2. Toxicidade dos reagentes e dos produtos: Este fator é de extrema importância devido a limitações das instalações de manejo e preparo do propelente, e do local da base de lançamento do veículo, devido a emissão de produtos da combustão com substâncias corrosivas, tóxicas e altamente cancerígenas.
3. Disponibilidade: Alguns reagentes usados na fabricação de propelentes sólidos são de grande sofisticação, como exemplo o polibutadieno e seus derivados, que são componentes de grande importância na fabricação de propelentes sólidos fazendo o papel de *binder*. Porém são poucos países no mundo que detêm em suas plantas petroquímicas, células para a produção de polibutadieno.

4. Moldabilidade: Como o propelente é usado em geral na forma de um grão propelente com geometria interna específica, todas as geometrias usadas, exceto a queima tipo *cigar*, necessitam de uma resistência mecânica mínima relativamente alta. Assim, de acordo com a metodologia de produção de propulsores sólidos do *Jet Propulsion Laboratories – JPL*, o propelente é inicialmente moldado, e em seguida o *case* é produzido ao seu redor por uma bobinadeira filamantar.
5. Custo: Novamente, devido ao universo de reagentes usados na produção de propelentes sólidos, os custos variam de maneira astronômica, como exemplo o oxidante de altíssimo desempenho *Beryllium powder* tem um custo da ordem de US\$ 40,00 por libra, já o *Ammonium Perchlorate* tem um custo na casa de US\$ 0,18 por libra, sendo que o Impulso Específico – Isp de propelentes usando este oxidante tem uma diferença de 10 a 20s.
6. Facilidade de fabricação: Outro fator limitante, que depende diretamente da quantidade de propulsores a serem fabricados, instalações e destino dos mesmos, pois os custos de fabricação podem ser bastante diferentes, como exemplo, a comparação dos custos de fabricação do grão propelente de um foguete ASTROS, fabricado na empresa Avibras, e o custo do grão propelente do 3º estágio do VLS que é fabricado no laboratório do Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, ambos com missões bem diferentes.

Tabela 2. Reagentes do propelente do foguete de sondagem Black Brant V da NASA

Composição do Propelente
Ammonium perchlorate
Aluminum
Polypropylene glycol
Poly 1,4-butylene glycol
N-phenyl-beta-naphthylamine
Toluene di-isocyanate
Carbon black
Iron acetylacetal
Sulfur
Diocetylazolate

Dentro destas características, os propelentes sólidos são divididos em três classes principais:

1. Monopropelentes: São aqueles que são combustíveis e oxidantes ao mesmo tempo, ou seja, não necessita de outros reagentes para se decompor. Pode-se citar a nitroglicerina, nitrocelulose e nitroguanadine.
2. Base dupla: Basicamente, quando temos um explosivo e nele dissolvido uma certa quantidade de combustível e/ou oxidante. Como exemplo, as pólvoras.
3. Compostos ou *Composite*: São propelentes que são constituídos basicamente por oxidantes, combustíveis e binder's, além de certa quantidade de aditivos. Tem-se como exemplo AN/PU, GALCIT e KNSU.

Para este veículo foram estudadas dezenas de formulações, desde propelentes com baixo Isp até formulações com altíssimo desempenho, foram listados os principais propelentes estudados assim como seu impulso específico - ISP aproximado, conforme apresentado na tabela 4.

Tabela 3. Propelentes estudados.

Propelente	ISP
Zinc/Sulphur (or Micrograin)	35-70
Potassium Nitrate/Sucrose/Sulfur	100
Blackpowder (KN/Charcoal/Sulphur)	90
Potassium Nitrate/Sucrose (or KN/SU)	130
Potassium Nitrate/Sorbitol (or KN/SO)	130
Potassium Nitrate/Dextrose (or KN/DX)	130
Ammonium Nitrate/HTPB polymer /Magnesium (or AN/HTPB/Mg)	220
Ammonium Nitrate/Polyurethane	210
Ammonium Perchlorate/Aluminum/HTPB	260
Ammonium Perchlorate/Aluminium/PVC/Dioctyl adipate	260
Potassium Perchlorate/Asphalt/Oil	190
Potassium Perchlorate/Ammonium Perchlorate/Epoxy/Aluminum	200
Ammonium Perchlorate/Beryllium Powder/Aluminum	280

4.6.2. As composições mais usadas

Atualmente podemos identificar essencialmente algumas áreas distintas que fazem uso dessas misturas, primeiramente em artefatos de pirotecnia, usados em forma de pólvoras do tipo negra, cinza, azul e verde na propulsão desses artefatos, de modo que o custo de fabricação é extremamente baixo, assim como seu desempenho. Em seguida pode-se notar o emprego de certos tipos de pólvora juntamente com materiais domésticos como parafina, sacarose e enxofre, assim como oxidantes a base de sódio e potássio que são utilizados como propelentes para motores de espaçomodelos e foguetes amadores. Outra grande aplicação é na propulsão de mísseis e foguetes bélicos, onde estes empregam propelentes bastante sofisticados a base de materiais mais nobres e perigosos como nitroglicerina, nitrocelulose, nitroguanadina e berílio, ocasionando assim um custo de fabricação e manuseio altíssimo. Por último pode-se identificar os propelentes usados em foguetes de sondagem e foguetes lançadores, onde existem em minoria propelentes mais próximos aos militares tipo base dupla, e mundialmente, pode-se notar um que é muito utilizado para a fabricação de *booster's* e estágios iniciais, assim como estágios auxiliares e é utilizado em todos os estágios de nosso primeiro Veículo Lançador de Satélites – VLS-01, tal propelente é constituído em essência por Perclorato de Amônio, Resina de Polibutadieno e Alumínio atomizado, havendo uma variação considerável nos tipos e quantidades de agentes de cura, opasificantes, aceleradores, plastificantes, entre outros. O custo desse propelente no Brasil, gira em torno de US\$ 30,00/Kg.

4.6.3. As necessidades do projeto

Usando os critérios apresentados no início da seção propelentes, pode-se manter um certo limite dentro do amplo espectro de misturas a serem pesquisadas. Estabelecendo as necessidades do projeto em baixo custo de materiais e fabricação, baixa complexidade de fabricação, baixo risco e alta eficiência e os cruzando com os critérios apresentados anteriormente, o propelente inicialmente a base de nitrato de amônia e poliuretano foi a melhor opção.

4.6.4. O propelente a base de NA

O oxidante usado é o nitrato de amônio obtido em forma de fertilizante agrícola com uma pureza da ordem 95-99% e um custo de venda a granel de US\$ 0,40/Kg. O combustível escolhido foi o Alumínio atomizado usado como carga sintética para resinas epoxy com um custo a granel da ordem US\$ 4,00/Kg. O *binder* inicialmente usado foi o Poliuretano – PU, e logo após de 3 meses de pesquisas foi testado também resina de Polibutadieno – HTPB ambas com um custo a granel de US\$ 8,00/Kg. Durante o desenvolvimento desse propelente foram analisadas e modestamente testadas diversas composições, devido a certas complexidades que não eram esperadas pelo autor, o desenvolvimento do propelente seguiu em fases de amadurecimento, até o ponto atual que se acredita ser o necessário para este projeto.

4.6.5. O desenvolvimento da composição

Como ferramenta para o cálculo de eficiência e proporção entre componentes foi usado o software freeware PROPEP[®] de modo que este programa baseado em FORTRAN foi usado para o estudo teórico de diversas composições de propelente de NA/PU e NA/HTPB, diminuindo bastante o leque de formulações a serem testadas na prática.

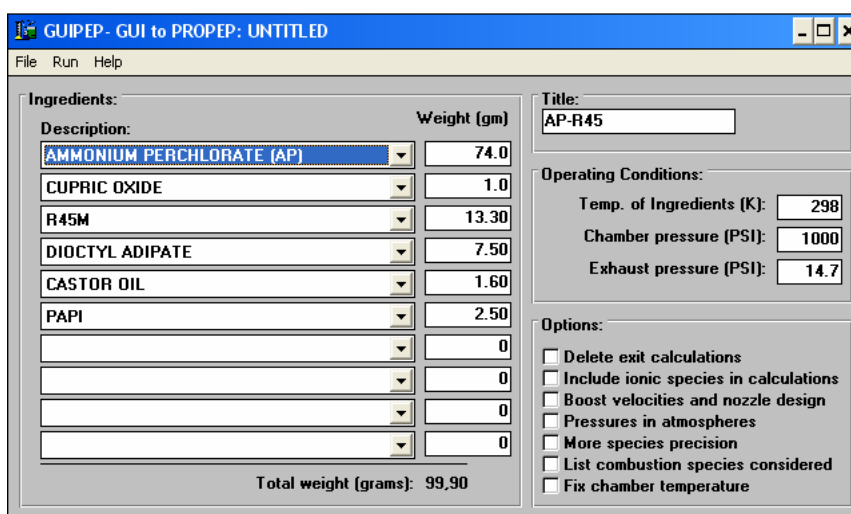


Figura 9. Interface gráfica do PROPEP, GUIPEP

As fases do desenvolvimento serão descritas sucintamente a seguir com algumas observações.

Fase 1: Para iniciar os estudos com o propelente, foram feitas composições com pequenas variações nas proporções de seus componentes, onde os componentes foram nitrato de amônio, poliol e isocianato para a formação de poliuretano, e alumínio atomizado. Foi observado que com este teor de sólidos, a mistura se mantém completamente sólida, com tendências de se aglutinar. Houve também uma dificuldade grande para realizar a mistura. Outro grande problema encontrado foi a forte característica higroscópica do NA, que gerou outra dificuldade no trabalho de preparação dos componentes da mistura, pois não foi encontrado método adequado para a secagem das amostras de NA que ficaram em ambiente aberto. Outra característica detectada foi a relativa fragilidade mecânica, em ausência de grandes solicitações a mistura se mantém bem aglutinada, porém ao sofrer carga, as amostras sofreram esfarelamento e trincas. A queima das amostras foi bastante lenta, na ordem de 0,3mm/s em ambiente, e também bastante instável e irregular. Nessa fase foi observado a grande importância da homogeneidade da mistura, da necessidade de um agente para melhorar as propriedades mecânicas, de encontrar um método para secagem do NA, a necessidade de um aditivo para aumentar a velocidade de queima, e um agente para facilitar a mistura homogênea da composição.

Fase 2: No início da fase seguinte, o problema que foi atacado foi o da secagem do NA, onde o que impede que essa secagem seja efetuada em estufa é o problema das varias mudanças de fase que o cristal de NA sofre em um curto gradiente térmico. Basicamente a célula unitária do cristal de NA muda da fase ortorrômbica IV para ortorrômbica III em aproximadamente 35° Celsius, e para cúbica a aproximadamente 80°, essa mudança de células a 35° Celsius provoca uma diminuição da densidade de 3% a 7% no NA, o que não é positivo para um componente de propelente, já que a densidade é uma característica muito importante para um propelente. No caso de um propelente que é preparado pelo processo de *casting* a 60° esse problema o torna inviável sem um estabilizante de fase, pois no momento que a mistura for despejada dentro do envelope do motor, o NA terá uma célula ortorrômbica III com uma densidade de 1,66g/cm³ e assim que o molde esfriar o propelente corre o risco de voltar para a fase ortorrômbica IV com densidade de 1,76g/cm³ o que ocasionaria trincas e tensões internas no grão propelente. No caso do sistema de simples prensagem que se pretende usar, o propelente não deve passar da temperatura ambiente, de modo que se viabiliza usar esse oxidante mesmo sem estabilizante de fase. Para resolver essa duvida, foi efetuada a secagem das amostras de NA em estufa a 100° Celsius durante 24h, onde foram coletadas amostras para uma análise de difração de raios-x, de modo que se verifica a completa volta das células para a condição de ortorrômbica, análise esta que verificou que as células retornam ao estado da temperatura ambiente, permitindo assim que o NA possa ser secado em estufa. Após a solução desse problema se fez uma pesquisa sobre que agente usar para melhor as qualidades mecânicas e facilitar a homogeneização da mistura, onde foi encontrada a opção de se usar um plastificante, que através de referências da NASA, foi encontrado o Dioctil Adipato, um plastificante relativamente simples, usado em vários tipos de resinas, que em seguida foi conseguido através de doação de uma empresa de Mauá/SP. O problema seguinte foi a velocidade de queima que foi aumentada através da adição de Óxido de Ferro (III) obtido através de pigmentação em pó, sendo esse Fe₂O₃(III) estabilizado em nosso laboratório com adição de NaCl e Cloreto Férrico. Assim foi feita nova mistura, agora com o NA mais seco, com acelerador de queima, plastificante e resina de poliuretano e resina de polibutadieno separadamente. O que foi observado é que o plastificante em excesso pode interferir negativamente na combustão, e o tamanho e proporção das partículas é muito importante para determinar a velocidade e estabilidade na queima, porém essa mistura apresentou uma velocidade de queima maior, mais estabilidade na combustão, uma mistura mais fácil e propriedades mecânicas excelentes, tornando o grão rígido porém maleável. Os grãos compostos de PU apresentaram uma cura mais rápida, porém os grãos de HTPB apresentaram uma energia de combustão mais alta.

Fase 3: Nessa fase, foi buscado uma melhoria nas proporções da mistura para aumentar sua eficiência. Juntamente com essas modificações, foi adicionado a composição óleo de soja doméstico, juntamente com uma pequena dose de querosene automotiva. O objetivo da adição desses componentes esta na substituição parcial de plastificante pelo óleo e da diminuição da energia de ativação do propelente através da adição de querosene. Também devido a adição desse material combustível ao nitrato de amônio, a mistura apresentou aparentemente maior energia de combustão, e comprovada elevação na velocidade de queima. Tal composição com PU como *binder* foi testada em strand burner no IAE/CTA, de modo que apontou a velocidade de queima média desse tipo de composição, assim como determinou a variação da velocidade de queima em função dos componentes óleo de soja e querosene, de acordo com a Tab. 3

Tabela 3.- valores de r obtidos em bomba Crawford

Composição	velocidade de queima á 1000PSI
NA/PU	2,76mm/s
NA/PU + óleo de soja	2,99mm/s
NA/PU + óleo de soja + querosene	3,15mm/s

Fase 4: Nessa fase a composição terá o óleo de soja domestico substituído pelo óleo de soja epoxidado. Com essa substituição os testes serão realizados com a bomba Crawford para a determinação da velocidade de queima da mistura e serão montados pequenos envelopes motores a base de tubos de PVC e serão feitos testes de empuxo, de modo a determinar o ISP das misturas.

4.6.6. Case

O tubo motor, ou *case*, foi desenhado a partir de um tubo de Alumínio 6061-T6, onde sua pressão interna máxima de trabalho foi determinada com coeficiente de segurança equivalente a 1. O Dimensionamento foi efetuado através da tensão circunferencial em tubo de parede delgada, com a Eq. (2)

$$\sigma = (P_{lim}.d)/(2.e) \leq \sigma_t \quad (2)$$

Onde P_{lim} é a pressão limite, e é a espessura e d o diâmetro interno do tubo, e σ_t é a tensão limite de escoamento do material. Assim foram obtidas as seguintes pressões limites em diferentes temperaturas

$$P_{lim} (25^\circ) = 225 \text{ atm (3305,25 PSI)}$$

$$P_{lim} (100^\circ) = 180 \text{ atm (2644,2 PSI)}$$

$$P_{lim} (250^\circ) = 56,25 \text{ atm (661,05 PSI)}$$

Assim como a pressão de trabalho, outro aspecto muito importante a ser levado em conta é o isolamento térmico do *case*, como foi mostrado a pouco, a temperatura tem grande influência na resistência do *case*. De certa maneira, a configuração de queima com *core* tem a função de manter o calor da chama da combustão longe das paredes internas da câmara, neste caso, com uma queima em *bates*, um isolador térmico se torna essencial, principalmente pelo uso do alumínio. Deste modo será usado um tubo de papel tipo Kraft com resina fenólica para o isolamento das paredes internas da câmara. Devido a complexidade do cálculo da transferência de calor do fluxo, será utilizado um tubo de 1mm de espessura que demonstrou através de ensaios que suporta a chama do propelente por mais de 4s.

4.6.7. Determinação da balística interna

Para o cálculo da balística interna do motor deve-se partir das características termoquímicas e balísticas determinadas com o auxílio do software PROPEP, onde juntamente com o valor de pressão limite do tubo pode-se determinar o empuxo em função do tempo. Há para isso duas maneiras, através do método numérico e método analítico.

1.- Método Analítico

Para uma configuração de grão propelente do tipo *Bates* com *core*, sendo que este deve ser lateralmente inibido, de modo a evitar superaquecimento das paredes internas do *case*, assim são definidas três regiões de queima, o *core*, a extremidade superior e a extremidade inferior. Logo, a área de queima de cada uma será dada pelas Eqs (3), (4) e (5).

$$A_c = 2.\pi.rc.L \quad (3)$$

$$A_{es} = \pi.[(R^2)-(rc^2)] \quad (4)$$

$$A_{ei} = \pi.[(R^2)-(rc^2)] \quad (5)$$

Onde R é o raio externo do grão, rc é o raio do *core* e L é o comprimento do grão. Assim, a área de queima inicial de N grãos é dada pela Eq (6).

$$A = N.(A_c+A_{es}+A_{ei}) \quad (6)$$

Sabe-se que a velocidade de queima de um propelente pode ser determinada teoricamente pela Eq. (7)

$$r = a(P_c^n) \quad (7)$$

Onde r é a velocidade de queima, P_c é a pressão na câmara de combustão, a e n são constantes características do propelente. Através da Eq. (8), pode-se determinar a pressão de combustão P_c .

$$P_c = (Kn.a.rho.c^*)^{1/(1-n)} \quad (8)$$

Onde Kn é a constante de Klemmung e c^* (*cee star*) é a velocidade de ejeção característica. Assim, tem-se que $r = ds/dt \Rightarrow ds = r.dt$, Onde o incremento de tempo é usado na ordem de ms. Assim o empuxo é determinado pela Eq. (9)

$$F_{emp} = Cf.P_c.A_g \quad (9)$$

Onde F_{emp} é a força de empuxo, C_f o coeficiente de empuxo e A_g a área da seção da garganta da tubeira. Estas operações são feitas até que $rc=R$ ou $L=0$. Sendo este método uma aproximação. Um método mais aprimorado utiliza equações diferenciais.

2.- Método numérico

Para tal é utilizado uma planilha do Excel, construída por Alcatra, onde são introduzidos os dados do propelente da geometria do grão, fornecendo como saída a pressão da câmara, empuxo e desempenho do propulsor. Tal método é de grande valia pois permite visualizar a influencia de pequenos fatores nas características do propulsor. Assim como pode ser verificado na Fig. 10.

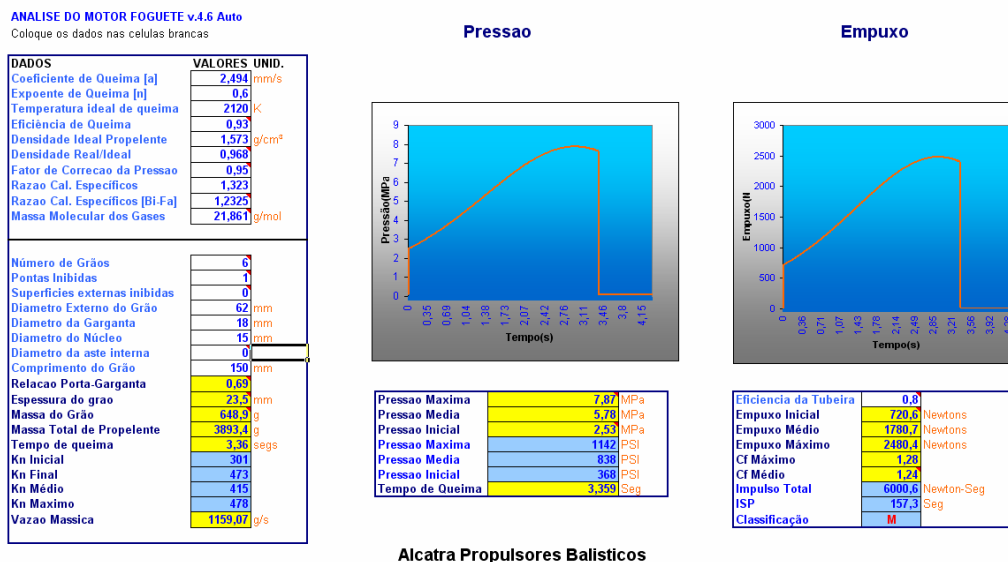


Figura 10. Interface gráfica da planilha

4.6.8- Tubeira

O projeto de uma tubeira envolve uma dimensão principal, que é a área da garganta, que foi definida com o auxilio do software anterior, os outros fatores são basicamente para o aumento da eficiência da tubeira. Outro fator importante é a razão de expansão da tubeira, determinada pela Eq. (10)

$$\epsilon = A_s/A_g = \Gamma^2/[C_f(P_s/P_c)^{1/\gamma}] \tag{10}$$

Onde γ é a razão dos calores específicos, Γ é o coeficiente de transformação adiabática, e P_s é a pressão de saída da tubeira. Em seguida, pode-se determinar a temperatura dos gases de exaustão na garganta da tubeira, segundo a Eq. (11).

$$T_g = T_c[2/(\gamma + 1)] \tag{11}$$

Assim como a pressão dos gases na garganta, de acordo com a Eq. (12).

$$P_g = P_c[2/(\gamma + 1)]^{\gamma/(\gamma - 1)} \tag{12}$$

5. Conclusões

Com este trabalho foi possível o desenvolvimento teórico completo de um foguete de pequeno porte, desde seus sistemas eletrônicos até o propelente empregado. Além do desenvolvimento teórico desse veículo, os estudos viabilizaram a construção e teste de vários de seus subsistemas, como fuselagem, unidade de recuperação, unidade de aerofotografia, o propulsor e seu propelente, que demonstrou ser uma formulação extremamente promissora para aplicações em outros veículos, principalmente se tratando de tecnologia de baixo custo.

6. Agradecimentos

Agradeço o apoio do CNPq através do PIBIC, a coordenadoria de pesquisas da FATEC-SP, ao financiamento da Fundação de Apoio a Tecnologia – FAT, á ALCOA, ao PAMA/SP, ao IAE/CTA, á Empresa INBRA, Teepur e Scandflex.

7. Referências

Izola, Dawson Tadeu. “Foto aérea com foguetes de pequeno porte”, São Paulo, 1994.

Izola, Dawson Tadeu, “Manual Micro sondas para baixa e média atmosfera”, São Paulo, 1995.

NASA. SP-8064, “Solid propellant selection and characterization”. 1971, 108p;

Paredes, Evaristo Atencio. “Introdução à aerofotogrametria”., Maringá, 1987.

Sutton, Jorge Paul. “Rocket Propulsion Elements”, 6. ed. 1992.

IBGE. Geociências. Cartografia, acesso em junho de 2005, disponível em <http://www.ibge.gov.br/>