



Relatório Parcial

Título do projeto de pesquisa: Desenvolvimento preliminar de Sistema de Alimentação para Motor Foguete Híbrido.

Bolsista: Gabriel da Cunha Otero Antunes

Orientador(a): Renato Felix Nunes

Período a que se refere o relatório: Abril de 2015 a Agosto de 2015

Resumo

Este trabalho buscou o dimensionamento do Sistema de Alimentação no contexto do projeto “Desenvolvimento Tecnológico de Motor Foguete a Propelente Híbrido” como carga útil embarcada em veículo de sondagem. Considerou-se o par propelente oxigênio líquido e parafina e parâmetros de funcionamento do propulsor híbrido de 5 kN de empuxo, em desenvolvimento. Foi adotada a Lei de Regressão da parafina do motor teste de 1 kN de empuxo para a definição dos parâmetros de funcionamento, ponto de partida para o dimensionamento do Sistema de Alimentação. A configuração “cluster” foi explorada na busca de alternativa de melhor desempenho para o estágio propulsivo.

Sumário

Resumo	1
1. Introdução.....	2
a. Velocidade de Regressão.....	3
b. Parâmetros de desempenho	3
c. Análise Termoquímica	4
2. Descrição do Objeto	5
3. Dimensionamento do Sistema de Alimentação Motor Foguete (SAMF)	7
a. Arquitetura Mecânica do H5	7
b. Simulação de funcionamento do motor H5	7
c. Arquitetura Mecânica do SAMF	9
4. Conclusão	11

1. Introdução

Motores foguete a propelente híbrido (MFPH) apresentam maior segurança durante os processos de fabricação, armazenamento e operação em campo devido à manipulação em separado do oxidante e do combustível, além de oferecer a capacidade de múltiplas ignições e controle do nível de empuxo. Outra vantagem, se comparado à propulsão líquida, é a menor complexidade do sistema, visto que o combustível está acomodado na câmara de combustão e uma única linha de oxidante é necessária, como mostrado na figura 1, implicando inclusive em menor custo. Entre suas desvantagens destaca-se o menor impulso específico (I_{sp}) quando comparado à propulsão líquida ^[1,2].

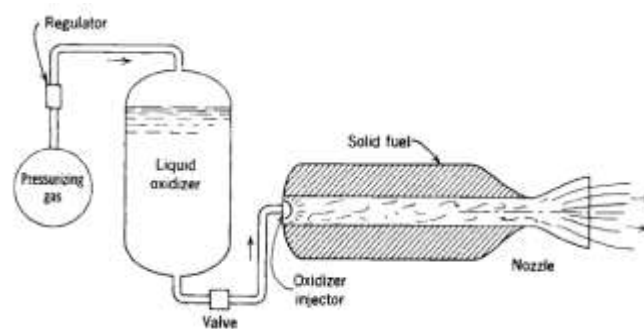


Figura 1 – Motor foguete a propelente híbrido.

Um parâmetro que limita o desempenho de MFPH é a baixa taxa de regressão (\dot{r}), em especial para combustíveis a base de borracha como o HTPB^[12,14]. Assim como na propulsão sólida, este parâmetro representa a velocidade na evolução da superfície de queima, que no caso particular do MFPH, não depende da pressão, mas sim do parâmetro G_o (Fluxo de massa do oxidante) que pode ser definido pela razão entre a vazão mássica de oxidante (\dot{m}) e a área da porta em cada instante (A_p), como desenvolvido a seguir.

a. Velocidade de Regressão

Foi adotada uma lei empírica para a taxa de regressão do grão combustível, tomando por referência o motor H1, desenvolvido pela Divisão de Propulsão Espacial do IAE, onde foram definidas as constantes (a) e (n) que condicionam a velocidade de regressão do combustível em MFPH^[7].

$$\dot{r} = a (G_o)^n \quad [mm/s] \quad (1)$$

Onde o parâmetro G_o é obtido a partir da razão entre a vazão mássica do oxidante e a área da porta do grão propelente:

$$G_o = \dot{m}_{ox} / A_p \quad [kg/m^2 \cdot s] \quad (1.1)$$

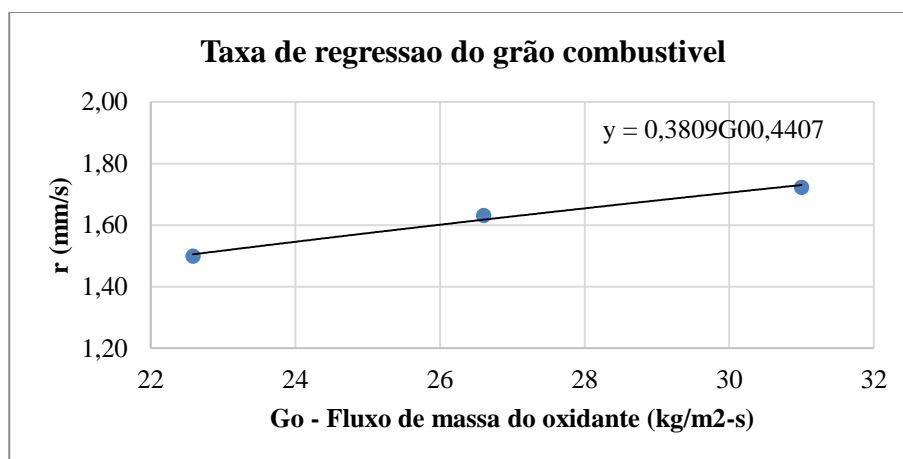


Gráfico 1 – Lei de queima da parafina, combustível do motor H1.

Logo,

$$\dot{r} = 0,3809G_{ox}^{0,4407} \quad (1.2)$$

b. Parâmetros de desempenho

O empuxo (F) produzido por um sistema propulsivo sobre um foguete (propulsão foguete) é caracterizado pela ejeção, a certa velocidade relativa, de uma fração de sua própria

massa. No caso em que a pressão do fluido na seção de saída do divergente for diferente da pressão atmosférica, deve-se considerar uma perda representada na equação:

$$F = \dot{m}u_e + (p_e - p_{atm})A_e \quad (2)$$

Onde u_e é a velocidade de saída dos gases, p_e e p_{atm} são, respectivamente, pressão dos gases na seção de saída do divergente, e pressão atmosférica e A_e a área da seção de saída dos gases. Podendo esta ser simplificada para o caso de tubeira adaptada, p_e igual p_{atm} .

$$F = \dot{m}u_e \quad (2.1)$$

Os coeficientes que caracterizam um motor foguete são o coeficiente de empuxo, a velocidade característica, o impulso específico, o coeficiente de fluxo e o rendimento da combustão:

O coeficiente de empuxo, C_F , é definido como:

$$C_F = \frac{F}{A_t p_o} \quad (3)$$

O impulso total I_t é definido como a integral da força de empuxo num dado intervalo de tempo (eq. 4). O tempo de queima é definido como o tempo entre a ignição do motor e o início da queda de pressão na câmara.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (4)$$

O impulso específico (I_s) é definido como o impulso total por unidade de massa de propelente, assim:

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_o \int \dot{m} dt} \quad (5)$$

Onde g_o a aceleração da gravidade num dado instante de tempo t .

Para a comparação do desempenho relativo a diferentes sistemas de propulsão, utiliza-se a velocidade característica c^* , definida por:

$$c^* = \frac{p_o A_t}{\dot{m}} \quad (6)$$

E finalmente, o coeficiente de descarga expresso em (s/m) e pode ser escrito como:

$$C_D = I/c^* \quad (6.1)$$

E o rendimento de combustão, $\eta_c \approx 90\%$, adotado dos resultados experimentais do Motor H1 [7].

c. Análise Termoquímica

Para a obtenção dos parâmetros termodinâmicos e de desempenho preliminares foi necessário definir o par de propelentes para proceder a uma análise termoquímica: Gox e

Parafina com 5% de negro de fumo. Para o desenvolvimento pretendido, uma configuração clássica foi adotada, de forma a favorecer não só a disponibilidade de propelentes na Divisão de Propulsão Espacial, mas também garantir uma grande oferta de trabalhos analíticos e experimentais publicados. A análise termoquímica [5], através da variação da razão de mistura (O/F), relação entre o oxidante e o combustível, permitiu avaliar o comportamento dos principais parâmetros de desempenho, o impulso específico teórico e a velocidade característica teórica, para uma condição ideal, onde o processo de combustão é completo. Um gráfico comparativo do desempenho teórico ideal obtido a partir das variações da razão O/F do par propelente de interesse, é apresentado no Gráfico 2.

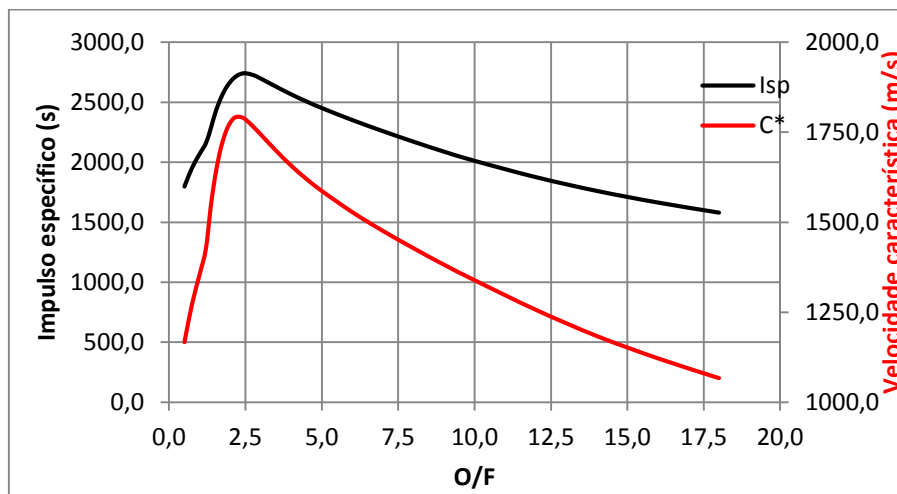


Gráfico 2 – Parâmetros de desempenho para diferentes razões de mistura (O/F).

2. Descrição do Objeto

Uma carga útil projetada como um Estágio a Propulsão Híbrida (EPH), objetivo final o qual contribui o presente trabalho, permitirá avaliar o desempenho da tecnologia propulsiva, inclusive em ambiente de microgravidade, incrementando sensivelmente o tempo de exposição oferecido pelo foguete VS-30 (figura 1), e colocando a disposição do Instituto de Aeronáutica e Espaço e do Programa Espacial Brasileiro (PEB) novo dispositivo tecnológico, uma alternativa viável, mais segura e econômica se respectivamente comparada à propulsão sólida e a propulsão líquida, para manobras de correção de trajetória, desaceleração de aparatos espaciais na reentrada atmosférica ou como foguetes de sondagem de maior precisão, considerando a possibilidade de variar o empuxo de forma a emprestar maior controle a trajetória.

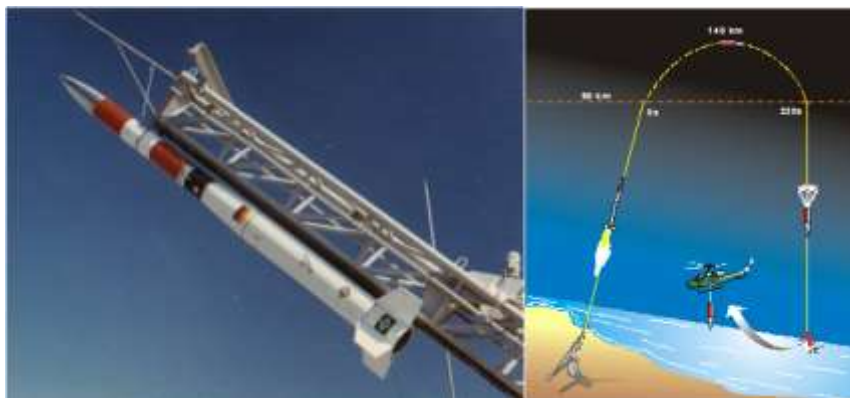


Figura 2 – VS-30 na rampa de lançamento e perfil da missão.

Tabela 01 - Características propulsivas do motor foguete S30.

Massa de propelente (kg)	864
Diâmetro da garganta (mm)	120,0
Diâmetro de saída da tubeira (mm)	389
Tempo de queima (tb) - (s)	19,97
Tempo total de queima (ta) - (s)	27,80
Pressão média na câmara em tb (MPa)	5,37
Pressão máxima na câmara (Mpa)	7,36
Lei de queima do propelente	$V_b = 3,211 \cdot P_c^{0,2837}$
Espessura nominal de queima (mm)	112
Velocidade de queima do propelente (mm/s)	5,61
Velocidade característica do propelente (m/s)	1.582
Impulso total (MN.s)	2,054
Empuxo médio (kN)	93,21
Empuxo máximo (kN)	127,9
Impulso específico médio (m/s)	2.354
Coefficiente de empuxo médio	1,486

O EPH deve ser equipado de diferentes sistemas que compreendem a estabilidade do vôo propulsado e toda a eletrônica embarcada para a transmissão de dados ou para o sistema de teledestruição do EPH em caso de falha. São eles: O Sistema de estabilização aerodinâmica, para controle passivo do EPH, o Sistema de segurança, o Sistema de telemédidas, e, o **Sistema propulsivo**.

O Sistema Propulsivo é composto por diferentes subsistemas como o Sistema de controle de atitude e eletrônica embarcada (SCEE), **Sistema de Alimentação Motor Foguete (SAMF)**, o Sistema de Ignição Pirotécnica (SIPMF), o Sistema de Injeção (SIMF), além dos modelos de desenvolvimento, qualificação e vôo do Motor H5:

- (i) Envelope motor, que contém as proteções térmicas e o bloco combustível caracterizando desta forma a câmara de combustão, e
- (ii) Sistema de exaustão dos gases (tubeira).

3. Dimensionamento do Sistema de Alimentação Motor Foguete (SAMF)

a. Arquitetura Mecânica do H5

Para o dimensionamento do motor H5 foram adotados parâmetros geométricos para o envelope motor, grão propelente e tubeira conforme apresentados na tabela 2.

Tabela 2 – Dados geométricos para o motor teste H5

	Envelope Motor		Grão Propelente		Tubeira	
	LEM	DEM	Sb	Lc	Dt	De
Motor H5	0,500 m	0,150 m	0,2292 m ²	0,500 m	0,0325 m	0,062 m

Tabela 3 – Balanço de Massas do Motor H5

Motor	H5	4H5 (Cluster)
Massa EM Carregado (kg)	21,48	85,92
Massa Parafina + NF (kg)	(5,44)	(21,76)
Massa EM (kg)	(16,04)	(64,16)
Massa Convergente (kg)	(5,60)	(22,4)
Massa Tubeira (kg)	(3,32)	(13,28)
Massa Conv + Tubeira (kg)	8,92	35,68
Massa do Sistema de Injeção	4,92	19,68
Massa Motor (kg)	35,32	141,28

b. Simulação de funcionamento do motor H5

Para o dimensionamento do Sistema de Alimentação, é preciso conhecer o comportamento do Motor H5. Os principais parâmetros de funcionamento, pressão, empuxo e vazão mássica, foram calculados através de uma série de ferramentas computacionais ^[3,4,6] desenvolvidas pela Divisão de Propulsão Espacial (APE).

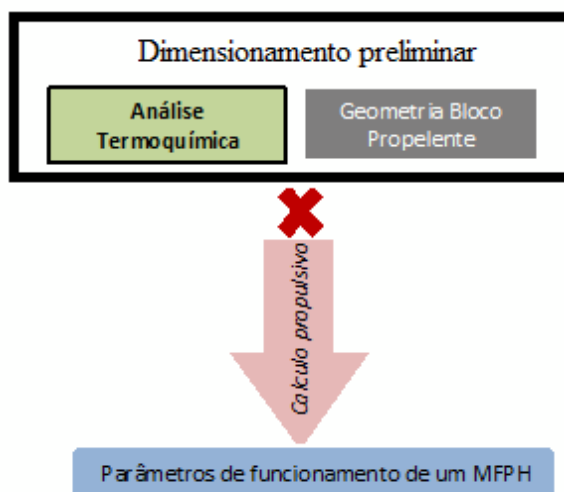


Figura 3 – Fluxo para dimensionamento do motor H5.

O resultado do cálculo preliminar é apresentado a seguir:

Tabela 04 - Características propulsivas do motor foguete H5.

Massa de combustível (kg)	5,44
Diâmetro da garganta (mm)	32,5
Diâmetro de saída da tubeira (mm)	62
Tempo de queima (tb) - (s)	7,5
Tempo total de queima (ta) - (s)	10,0
Pressão média na câmara (MPa)	3,07
Pressão máxima na câmara (Mpa)	3,70
Lei de queima do propelente	$\dot{r} = 0,3809G_{0x}^{0,4407}$
Espessura nominal de queima (mm)	26,41
Velocidade média de queima do propelente (mm/s)	2,80
Velocidade característica do propelente – CETPC (m/s)	1.670
Impulso total (MN.s)	0,042679
Empuxo médio (kN)	4,40
Empuxo máximo (kN)	6,25
Impulso específico médio (s)	283,7
Coefficiente de empuxo médio	1,266

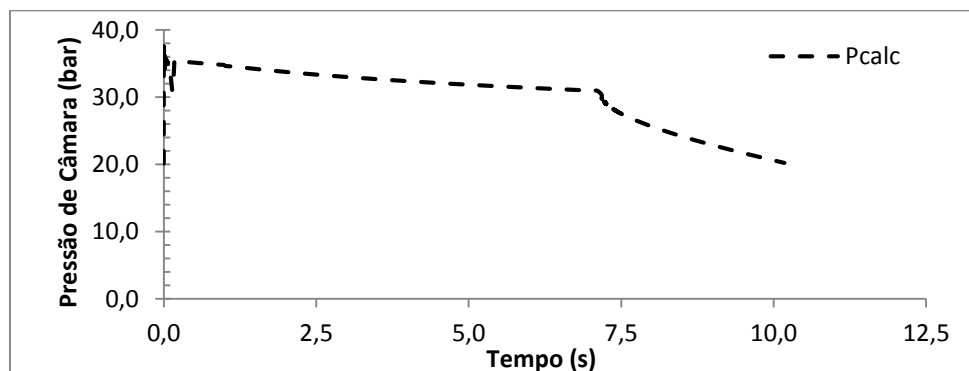


Gráfico 3 – Evolução da pressão da câmara de combustão do motor H5.

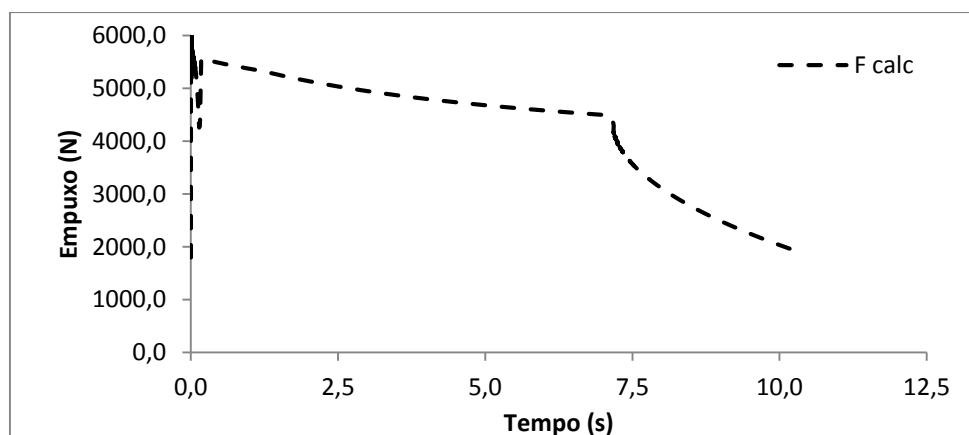


Gráfico 4 – Evolução do empuxo do motor H5.

c. Arquitetura Mecânica do SAMF

Duas configurações, simples e cluster, serão apresentadas, de forma que o EPH possa ser analisado em termos de desempenho em diferentes níveis de empuxo. No modelo simples, o SAMF é composto por 2 reservatórios. Um Reservatório de Gás Pressurizante e o Reservatório de Oxidante. As estimativas preliminares vem do produto entre a Pressão e o Volume respectivamente para os tanques de oxidante e de pressurização:

$$(P.V)_1 = (P.V)_2 \quad (7)$$

Reservatório de Gás Pressurizante

Reservatório para armazenamento do gás pressurizante, é responsável pela manutenção do nível de pressão do reservatório de oxidante, garantindo desta forma, a vazão necessária do oxidante líquido para o motor H5. Para o gás Hélio temos da bibliografia:

Tabela 05 – Densidade do gás hélio para diferentes pressões de trabalho.

Gás Pressurizante:	Hélio (a 300 K)
Pressão (bar)	Densidade (kg/m ³)
55	8,603
110	16,786
200	29,367

Fonte NIST (REFPROP)

Na tabela 06, adotou-se para o reservatório de Hélio, o mesmo volume do reservatório de oxidante definido na tabela 07.

$$V_{lox} = V_{press} \quad (8)$$

Desta forma, considerando a pressão oriunda da relação (7) e adotando-se a pressão final do reservatório pressurizante de 55 bar, 10% superior a pressão de trabalho do reservatório do oxidante.

$$P_1.(V_{Hélio} + V_{lox}) = P_2.(V_{Hélio}) \quad (9)$$

$P_2 = 110$ bar.

Tabela 06 – Dimensionamento preliminar do reservatório pressurizante.

Motor	H5	4H5 (Cluster)
Tempo de funcionamento (s)	10	
Fluido de trabalho	Hélio	
Vazão (kg/s)	1	4
Densidade do oxidante de 110 a 55 bar (kg/m ³)	16,768 a 8,603	
Pressão de trabalho - bar (TBC)	110 a 55	

Pressão máxima (bar)	200	
Volume (m ³)	0,008772	0,03509
Composição a. Estrutura:	Fibra de Carbono	
Composição b. Domo: Metálico	Al. 7075	
Liner	Borracha	
Comprimento (m)	0,5	1,0
Seção transversal do tanque (m ²)	0,018	0,0351
Diâmetro do reservatório (m)	0,15	0,21

Reservatório de Oxidante

O Reservatório de Oxidante foi dimensionado (volume) para prover uma vazão de 1,0 kg/s durante 10 s para a configuração simples e uma vazão de 4,0 kg/s para a configuração cluster com quatro motores H5.

Tabela 07 – Dimensionamento preliminar do reservatório de LOX.

Motor	H5	4H5 (Cluster)
Tempo de funcionamento (s)	10	
Fluido de trabalho	LOX	
Vazão de oxidante (kg/s)	1	4
Densidade do oxidante a 50 bar (kg/m ³)	1140	
Pressão de trabalho (bar)	50 ($P_c = 30,7$)	
Pressão máxima (bar)	60 ($P_{c_max} = 37,6$)	
Volume (m ³)	0,008772 (10 kg lox)	0,03509 (40 kg lox)
Composição a. Estrutura:	Fibra de Carbono	
Composição b. Domo e liner: Metálico	Aço Inox 304	
Liner	Borracha	
Comprimento (m)	0,5	1,0
Seção transversal do tanque (m ²)	0,018	0,03509
Diâmetro do reservatório (m)	0,15	0,21

Na configuração cluster, os quatro motores H5 são representados como na figura 4. Um módulo com 1234 mm poderia receber os dois reservatórios, um reservatório de oxidante e outro pressurizante, alocados em uma única baía. Figura adaptada do EPL-ME ^[18] (SAMF L5).

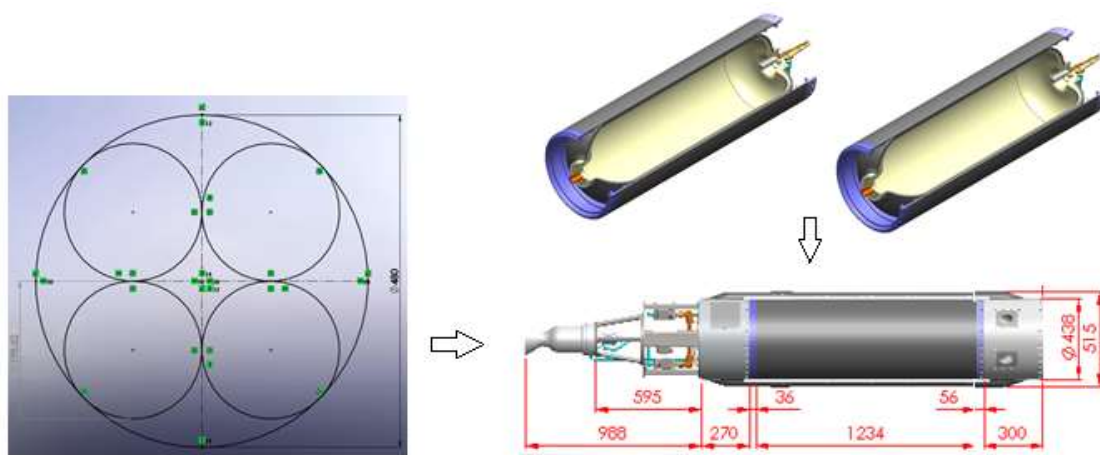


Figura 4: Figura representativa dos reservatórios ^[18] com 4 motores H5.

4. Conclusão

O objetivo de um dimensionamento preliminar do Sistema de Alimentação, foi alcançado. O estudo deve seguir com as estimativas de massa do motor H5, do sistema de alimentação e do estágio como um todo, para permitir uma análise de desempenho propulsivo em voo.

Referências

1. Sutton, G. P. e Biblarz, O. Rocket Propulsion Elements, 7a edição. John Wiley & Sons, INC. 2001.
2. Chiaverini, M. J. e Kuo, K. K. Fundamental of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. Volume 218, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 2007.

Programas computacionais

3. Frenchel, Henric. Código numérico para cálculo de evolução da superfície de combustão em motores foguete à propelente sólido, IAE.
4. Frenchel, Henric e Shimote, Wilson. Código numérico para cálculo de parâmetros balísticos em motores foguete à propelente sólido, IAE.
5. MCBRIDE, B. CET93 and CETPC: An Interim Updated Version of the NASA Lewis Computer Program for Calculating Complex Chemical Equilibria With Applications. 4557. ed. [S.l.], 1994.
6. Nunes, R.F. Ferramenta de cálculo para Motor Foguete Híbrido. IAE/APE-P.

Trabalhos de Graduação e Pós Graduação

7. Lungow, Niara Parreira Duarte. Estudo experimental e numérico dos parâmetros propulsivos em motor foguete híbrido, TG da UFABC, maio 2015.
8. Cás, P. L. K. D. et al. Otimização Multidisciplinar de Configuração de Foguetes de Propulsão Híbrida. Brasília: [s.n.], 2011. TG UnB, 2011.
9. Bertoldi, A. E. M. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos. Dissertação de Mestrado, UnB, 2007.
10. Contaifer, R. A. Desenvolvimento de uma bancada de testes de propulsores híbridos de baixo empuxo. Dissertação de Mestrado. INPE. 2009.
11. Santos, G. P. Experimental evaluation of hybrid propulsion rocket engine operating with paraffin fuel grain and gaseous oxygen. PhD Thesis ITA, 2014.

Publicações

12. Karabeyoglu, A.; Cantwell, B. J.; Altman, D. Development and Testing of Paraffin Based Hybrid Rocket Fuels, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 8-11, 2001/Salt Lake City, Utah.
13. Karabeyoglu, A.; Cantwell, B. J.; Ziliac, G. Development of scalable space-time averaged regression rate expressions for hybrid rockets. In: 41th AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference. Tucson, AZ: [s.n.], 2005.
14. George, P.; Krishnan, S.; Varkey, P.; Ravindran, M.; Ramachandran, L.; Fuel Regression Rate in HTPB/GOX Hybrid Rocket Motors, Journal of Propulsion and Power, vol. 17, n° 1, January-February., p. 35-42, 2001.
15. Chiaverini, M. J.; Kenneth, K. K.; Peretz, A. e Harting, G. C. Regression-Rate and Heat-Transfer Correlations for Hybrid Rocket Combustion. In: Journal of Propulsion and Power, vol 17, n° 1, January-February 2001.
16. Venugopal, S.; Rajesh, K. K.; Ramanujachari, V. Hybrid rocket technology. In: Defence Science Journal. [S.l.: s.n.], 2011. v. 61, n. 3, p. 193–200.
17. Oiknine, C. New perspectives for hybrid propulsion. In 42nd AIAA, Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, CA, 2006.

Relatório Técnico

18. Relatório de Definição do EPL-ME - Estágio Propulsivo de Foguete a Propelente Líquido - ORB-1301-RL-029, Orbital, 2013.