

MOTOR-FOGUETE EXPERIMENTAL COM AEROSPIKE TIPO PLUG

AGUIAR, F. M. ⁽¹⁾ (filipemelo111@gmail.com), AMERICO, C. E. ⁽²⁾ (ceamerico123@hotmail.com),
MORO, D. F. ⁽³⁾ (diego.moro@up.edu.br) e MARCHI, C. H. ⁽⁴⁾ (chmcfd@gmail.com)

⁽¹⁾ Universidade Federal do Paraná (UFPR); Programa de pós-graduação em Engenharia Mecânica

⁽²⁾ Universidade Federal do Paraná (UFPR); Programa de pós-graduação em Engenharia Mecânica

⁽³⁾ Universidade Positivo (UP); Departamento de engenharia mecânica

⁽⁴⁾ Universidade Federal do Paraná (UFPR); Departamento de engenharia mecânica

RESUMO: *O presente trabalho se dedicou a investigação dos efeitos do uso de aerospike do tipo anelar, PLUG, para minifoguetes. Tendo como finalidade verificar possíveis alterações dos parâmetros de desempenho do motor, impulso específico e tempo de queima do propelente. Para atingir esse objetivo foram projetados, construídos e testados PLUGs de diferentes dimensões e razões de expansão, juntamente com um motor convergente-divergente, testados tanto em bancada estática, quanto em voo real. A realização dos testes em solo está dividida em três momentos: a) teste de resistência; b) teste estático com célula de carga; c) lançamento do foguete com motor PLUG. A comparação dos resultados dos testes práticos foi realizada entre as diversas geometrias avaliadas e o motor convencional. Subsequentemente foram confrontados, entre outros dados, as médias dos Impulsos totais, tempos de queima e curvas de empuxo de cada geometria. Os resultados práticos não foram conclusivos quanto ao impacto geral do uso de PLUGs, além de apresentar desafios adicionais no uso desse motor em voo real.*

PALAVRAS-CHAVE: AEROSPIKE; COMPENSADOR DE ALTITUDE; TUBEIRA PLUG; MINIFOGUETE SÓLIDO

EXPERIMENTAL ROCKET MOTOR WITH AEROSPIKE TYPE PLUG

ABSTRACT: *The present work was dedicated to the investigation of the effects of the use of ring-type aerospike, PLUG, for mini rockets. In order to verify possible changes in engine performance parameters, such as specific impulse and propellant burning time. To achieve this objective, PLUGs of different dimensions and expansion ratios were designed, built and tested. Together with a convergent-divergent engine, tested both on static bench and in real flight. Conducting the soil tests divided into three moments: a) resistance test; b) static test with load cell; c) launch of the PLUG engine rocket. The comparison of the results of the practical tests was carried out between the different evaluated geometries and the conventional engine. Subsequently, the averages of total impulses, burning times and thrust curves of each geometry were compared, among other data. The practical results were not conclusive as to the general impact of the use of PLUGs, besides presenting additional challenges in the use of this engine in real flight.*

KEYWORDS: AEROSPIKE, ALTITUDE SELF-ADJUSTMENT, PLUG NOZZLE, MINI SOLID ROCKETS.



1. INTRODUÇÃO

Os motores-foguete do tipo convergente-divergente é atualmente quase uma unanimidade na indústria aeroespacial. O conceito deste motor não é novo, mas vem sendo aperfeiçoado até os dias atuais ao ponto de ser largamente empregado. Mesmo sendo uma geometria bem estabelecida, ela apresenta características que, dependendo das condições de operação, podem levar esse motor a não manter a sua eficiência. Esse é o caso de motores que operam em uma grande faixa de variação da pressão ambiente, como por exemplo, os veículos lançadores de satélite. Os motores desse foguete podem experimentar uma subexpansão dos gases de ejeção por conta da queda da pressão ambiente a medida em que acendem na atmosfera (HAGEMANN et al, 1998).

O *aerospike* é um outro conceito construtivo que, teoricamente, não apresentaria os efeitos tanto de subexpansão quanto sobreexpansão (ANDERSON, 2003). Uma vez que ela não possui um divergente que envolva os gases de saída, mas sim um sólido central que permite aos gases de ejeção se ajustarem a pressão ambiente tornando-os, teoricamente, mais eficientes (LEE; BURCHFIELD, 1966).

Durante a execução do trabalho foi construído um motor *aerospike* do tipo cônico anular, testado tanto em solo quanto em voo, instalando-o em um foguete de pequeno porte e confrontando os resultados com um motor tradicional convergente-divergente, fixando a área de garganta e a quantidade de propelente embarcada.

2. O FOGUETE

Neste trabalho o foguete é dividido, conceitualmente, em dois módulos: a cápsula e o motor. O primeiro é formado pelo corpo, onde são embarcados o sistema de ejeção e altímetros, e nariz do foguete. Já o motor é o nome dado a montagem de tampa, tubo-motor, tubeira e empenas. A Figura 1 mostra a vista explodida dos elementos que compõe o protótipo, onde serão posteriormente explicados.

2.1 Cápsula

A cápsula é o módulo que aloja o sistema de recuperação do foguete e é feita de Policloreto de Vinila (PVC) de 40 milímetros de diâmetro, com 440 milímetros de comprimento onde acomoda os altímetros, paraquedas e é fixado ao nariz do foguete (FIGURA 1a). Nela são feitos os chamados compartimentos (FIGURA 1b e FIGURA 1d) e furos que permitem a montagem e acomodação dos sistemas no interior da cápsula.

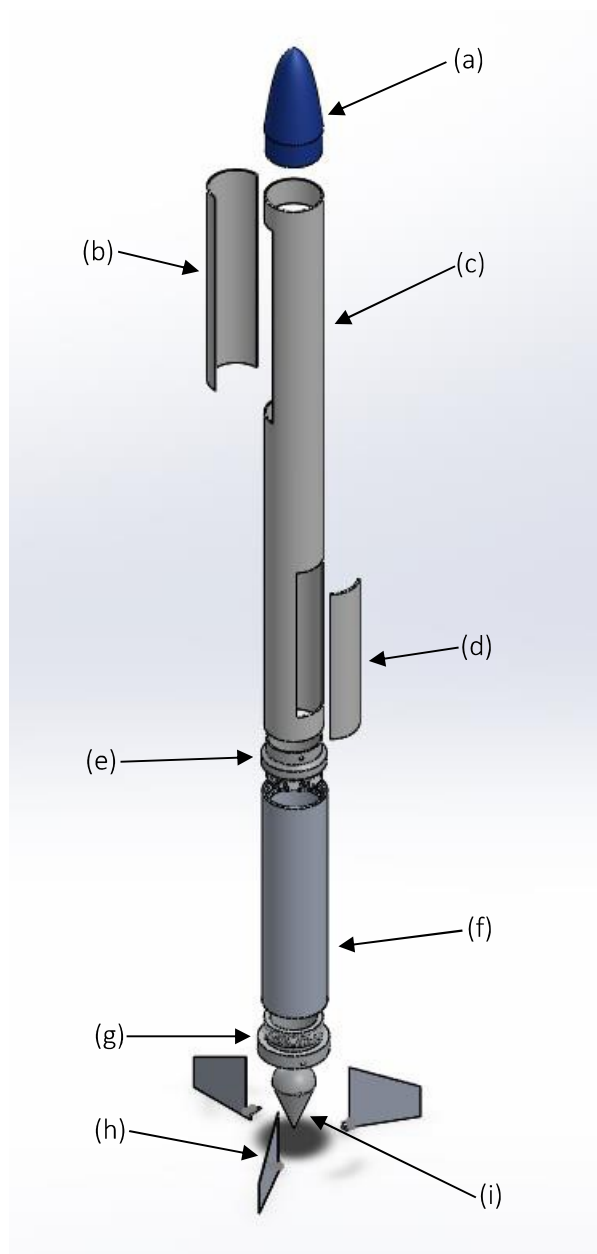


FIGURA 1. Desenho esquemático da cápsula Paraná. Legenda: Nariz (a), compartimento superior (b), cápsula (c), compartimento inferior (d), tampa do motor (e), tubo-motor (f), conector do PLUG (g), empenas (h) e PLUG (i). Fonte: Os autores (2020).

O sistema de recuperação tem a finalidade preservar a integridade física do conjunto, liberando o paraquedas a uma altitude apropriada. Essa liberação pode ocorrer em um único momento com um paraquedas principal ou em dois momentos com o uso de um paraquedas secundário. Este trabalho optou por usar apenas um paraquedas.



Este sistema é formado por altímetro, ignitor *squib* e paraquedas. Esse sistema é ativado apenas na fase balística descendente, quando o altímetro registra uma altitude igual ou menor da programada para o acionamento do paraquedas. Essa altitude é determinada antes do voo e pode ser modificada.

O altímetro utilizado foi StratoLogger SL-100 que usa o diferencial de pressão para determinar a variação da sua posição perpendicular ao solo. Ele tem uma frequência de registro de dados de 20 aquisições por segundo. Esse equipamento é montado junto com uma fonte de energia, normalmente uma pilha de 9 volts, e é colocado no compartimento da pela janela (FIGURA 1d). A fim de minimizar possíveis erros no registro da altura, a pressão padrão é atualizada em solo, momentos antes do voo. O StratoLogger SL-100 registra os dados instantâneos de pressão, convertidos em altura. Em conjunto com o tempo se gera um gráfico para análise no pós voo.

O paraquedas é o elemento responsável por reduzir a velocidade do conjunto, aumentando o seu coeficiente de total arrasto. Uma forma simplificada de projetar um paraquedas seria usando a Equação 1, que relaciona a área do paraquedas com a razão entre a força peso (F_g) e o produto da massa específica do ar (ρ), o coeficiente de arrasto (CD) e o quadrado da velocidade terminal (V_c). Assumindo os valores de CD e V_c como sendo 1,5 e 10 m/s, respectivamente (GROTH, 2008). Onde a força peso (F_g) é o produto da massa do veículo (m_v) pela aceleração local da gravidade (g).

$$A = \frac{2F_g}{\rho CD V_c^2} = \frac{2(m_v g)}{\rho CD V_c^2} \quad (1)$$

A definição da altura referência para a ativação do paraquedas deve ocorrer a uma distância do chão suficientemente grande que permita o foguete atingir a sua nova velocidade terminal, mas pequena o suficiente para minimizar os efeitos de ventos laterais na posição final do veículo.

O nariz (FIGURA 1a) utilizado tem o formato de ogiva com 40 milímetros de diâmetro e 86 milímetros de comprimento sendo construído em impressora 3D com filamento de Poliacido Láctico (PLA). Além de ser um elemento colaborador da aerodinâmica do foguete ele também é usado na acomodação de lastro. Esse lastro é feito com peças de chumbo que colabora na estabilidade do foguete, movendo o centro de gravidade para acima do centro de pressão, uma vez que a maior parte da massa se encontra à ré do veículo, o que favorece a estabilidade do foguete.

Os compartimentos da capsula são aberturas que dão acesso ao interior das mesmas e são divididas em duas funções. A primeira se refere a compartimento inferior (FIGURA 1d) que serve para o acesso da colocação dos altímetros e seu sistema de alimentação, além de permanecer selada durante todo o voo. Já a compartimento superior (FIGURA 1b) comporta os elementos de

recuperação como paraquedas e o *squib* de acionamento que uma vez ativado permite a abertura do compartimento em pleno voo, seguindo o comando do altímetro. Esses dois compartimentos de funções distintas e são separados por um disco de nylon preso na cápsula assegurando a estabilidade da fixação dos dois sistemas. A Figura 2 traz os elementos reais que foram representados, em parte, na Figura 1.

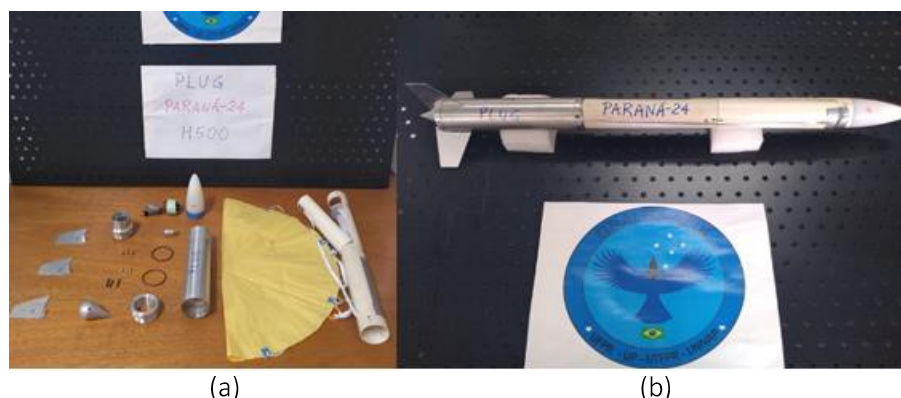


FIGURA 2. Cápsula Paraná e motor PLUG. Legenda: Peças do conjunto (a). foguete montado completo (b). Fonte: Os autores (2019).

2.2 Motor

Os componentes do motor são feitos de liga de alumínio 6063 T5 e compreendem em: tampa do motor, tubo motor e tubeira. Onde, a tampa une o tubo motor à cápsula. O tubo-motor com 174 milímetros de comprimento comporta o propelente do foguete e a tubeira, que é o elemento responsável por acelerar os gases. Como o tubo-motor trabalha a uma pressão superior à do ambiente, são usados “*o’rings*” como elementos de vedação para manter a pressurização do tubo-motor entre os demais elementos rosqueados no tubo que são a tubeira e a tampa.

Um ponto importante a ser comentando é a existência de uma fragilização intencional do tubo-motor que opera como um fusível mecânico resguardando os demais componentes do conjunto em casos de o tubo-motor operar a uma pressão acima de 10 mega pascal (Mpa) sendo critério de projeto na concepção do conjunto motor do Netuno.

Apesar das empenas não comporem o sistema de propulsão, elas são fixadas na base do motor o que traz o centro de pressão do veículo para baixo. Esse é um dos critérios de estabilidade que serão abordados mais adiante.

2.3 Tubeira e *aerospike*

A tubeira e o *aerospike* tem as mesmas funções em um foguete: acelerar os gases da combustão a velocidades supersônicas, orientando-os em uma única direção (ANDERSON, 2003). Mas esses dois conceitos construtivos tem diferentes estratégias para alcançar esses objetivos.

A tubeira é uma peça que permite a aceleração dos gases provenientes da queima do propelente a velocidades supersônicas (SUTTON, 2001). Essa peça, mostrado na Figura 3a, pode ser dividida em três partes: convergente, garganta e divergente. O convergente acelera os gases que estão a uma velocidade subsônica, reduzindo a área de escoamento até uma área crítica (chamada de garganta) e é onde o escoamento atinge a velocidade sônica. Em seguida tem o divergente que acelera o gás a velocidades supersônicas, aumentando a área de escoamento.

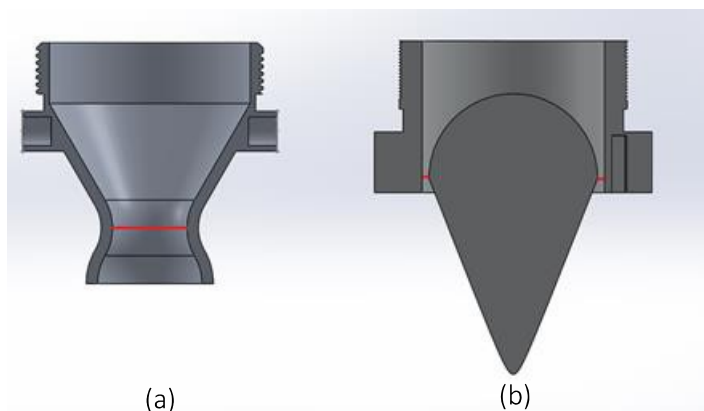


FIGURA 3. Vista do corte axial dos motores. Legenda: Netuno (a) e PLUG (b). Fonte: Os autores (2020).

A Figura 3b mostra o *aerospike*. Essa peça tem convergente e área de garganta como as tubeiras convergente-divergente com exceção do divergente. Ao invés de ter uma geometria externa, guiando os gases supersônicos de descarga, tem-se um sólido central. O desenvolvimento desse sólido é tratado mais adiante neste trabalho.

2.4 Propelente

O propelente utilizado foi o KNSu, que é formado pela mistura de 35% de nitrato de potássio (Kn) e 65% açúcar comercial e fundido a frio, o que consiste na prensagem dos ingredientes. Este propelente apresenta várias vantagens como alta resistência mecânica a choques, baixo custo de fabricação e obtenção dos ingredientes (NAKKA, 2001).

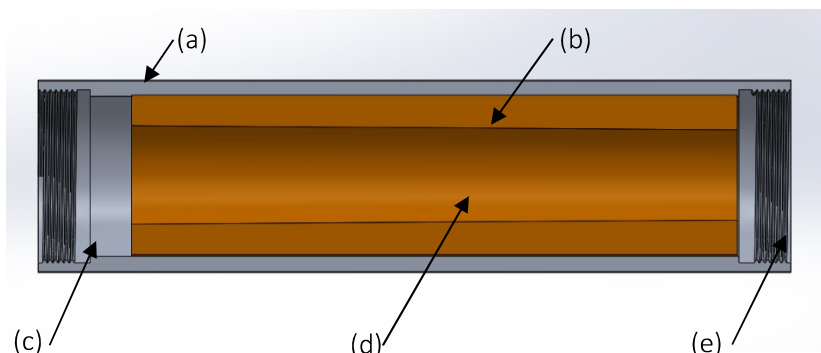


FIGURA 4. Esquema do grão propelente embarcado no tubo motor. Legenda: tubo-motor (a), grão propelente (b), coroa inferior (c), área central livre (d) e coroa Superior (e). Fonte: Os autores (2020).

O propelente é prensado dentro do tubo-motor, tendo uma disposição semelhante ao apresentado na Figura 4, seguindo os procedimentos apresentado por Foltran, *et al* (2015), onde têm-se o tubo-motor (FIGURA 4a) e o grão com formato próximo do tubular (FIGURA 4b). Assim, a área interna exposta do grão (FIGURA 4d) será a área inicial de queima. Essa área tem impacto direto na sua curva de empuxo que, segundo a teoria, deve produzir uma curva progressiva conforme ilustrado na Figura 5.

Os diferentes formatos de grão propelente tem uma curva, teórica, de empuxo. Já no caso do grão mostrado na Figura 4 pode-se ainda haver a influência da coroa inferior (FIGURA 4e) e superior (FIGURA 4c), que por não serem inibidas, existe a possibilidade de essas faces se somarem na área inicial de queima.

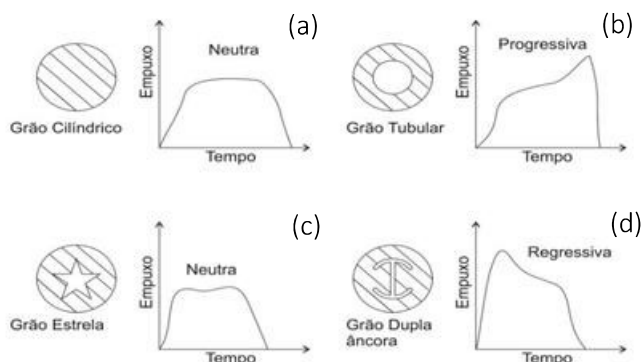


FIGURA 5. Configuração de grãos utilizados em foguetes sólidos. Legenda: Queima neutra (a), Queima progressiva (b), Queima neutra (c), Queima regressiva (d). Fonte: NAKKA (2001).

3. METODOLOGIA

A metodologia deste trabalho seguiu as diretrizes do Grupo de Foguetes Carl Sagan (GFCS, 2018) que é desenvolvida com três objetivos gerais: repetibilidade, viabilidade técnica e segurança. A repetibilidade se deu na forma do controle de parâmetros como massa de propelente e integridade dos componentes dos motores. Buscando isolar os efeitos das geometrias avaliadas. A viabilidade técnica respeitou tanto as limitações de resolução das máquinas ferramenta disponíveis quanto a indisponibilidade momentânea de locais apropriados para a condução dos testes. Já a observância da segurança se deu não só na condução dos testes, mas também em modificações técnicas para evitar a exposição dos pesquisadores a riscos desnecessários.

3.1 Criação da geometria PLUG

A geometria do *aerospike* adotada para os testes foi do tipo cônico anelar (LAI, 2018), sendo fixado e centralizado por meio de parafusos. Essa configuração implica que a área crítica é formada pelas áreas entre o PLUG e os parafusos, uma vez que o *lip* fora removido por questões de segurança. A Figura 6 traz o motor PLUG com *lip*, destacado em azul (FIGURA 6b) e o conceito do motor sem o *lip* (FIGURA 6a) que foi objeto deste estudo.

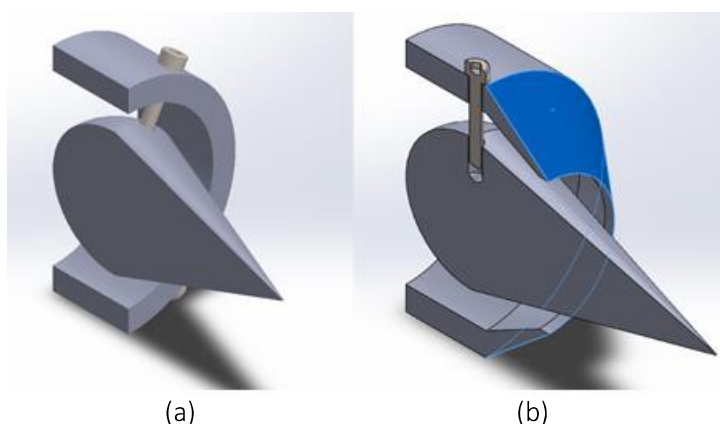


FIGURA 6. Corte lateral do conector e o motor PLUG. Legenda: Conector sem o *lip* (a) e conector com o *lip* (b). Fonte: Os autores (2020).

Uma vez escolhida a geometria, foi necessário definir as suas dimensões. Aqui, o diâmetro do PLUG foi escolhido de tal forma que ele e os elementos de fixação formassem uma área numericamente igual à área crítica do motor Netuno, a Figura 3 apresenta os dois motores com o diâmetro da área crítica ressaltada em vermelho em ambas as Figuras. Já o seu comprimento foi determinado pelo método simplificado apresentado por Angelino (1964). Apesar desse método,

baseado nas propriedades do escoamento, definir todo o perfil do *aerospike* e por limitações técnicas, apenas o comprimento fora determinado por ele.

TABELA 1. Nomenclatura e grandezas dimensionais dos PLUGs utilizados.

PLUG	Área de garganta (mm ²)	Diâmetro do PLUG (mm)	Comprimento (mm)
1A/Normal	105,68	29,62	38,00
1,5A	158,52	28,35	38,00
3A	317,05	24,08	38,00
5A	528,42	16,49	38,00
Curto	105,68	29,62	19,00
Longo	105,68	29,62	76,00

Fonte: AGUIAR (2020).

Uma vez definidas as dimensões base, buscou-se avaliar nos testes algumas variações destas por dois motivos distintos. O primeiro, visando a segurança durante os testes, variou-se o diâmetro dos PLUGs de forma a resultar em áreas de garganta que fossem múltiplos da área crítica estimada. Por exemplo: o PLUG 5A junto com a base do motor e os parafusos de fixação de área lateral constantes, resultam em uma área de garganta cinco vezes a crítica usada no motor Netuno. A Tabela 1 traz os diâmetros dos PLUGs testados, as áreas de garganta correspondente e o símbolo de referência deles encontrados na Figura 7.

A segunda variação foi realizada mantendo o diâmetro ideal e modificando apenas o comprimento calculado do PLUG. A fim de analisar o impacto de diferentes comprimentos no desempenho geral do motor. A Tabela 1 e a Figura 7 trazem, ainda, dois dos modelos construídos, um a metade (FIGURA 7f) e outro o dobro do (FIGURA 7d) do comprimento ideal (Normal), recebendo o nome de “Curto” e “Longo”, respectivamente.

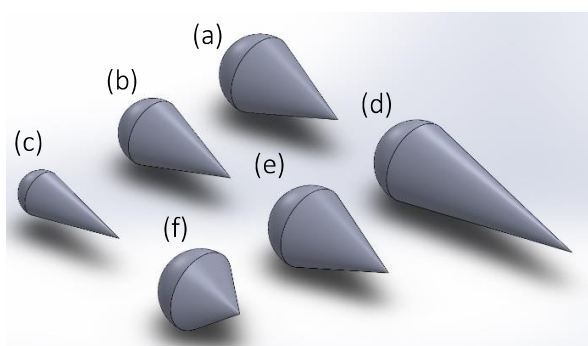


FIGURA 7. Esquema de todas as geometrias de PLUGs testados. Legenda: 1,5A (a), 3A (b), 5A (c), longo (d), normal (e) e curto (f). Fonte: Os autores (2020).

3.2 Estabilidade em voo

A estabilidade de um foguete é influenciada pela distribuição de massa e força aerodinâmica ao longo do protótipo. A Tabela 2 traz as dimensões médias dos foguetes construídos para este trabalho. Pode-se realizar ajustes na estabilidade final do protótipo pela colocação ou remoção de massa, (ex: lastro no nariz, trazendo o centro de gravidade (CG) para frente), ou variando a área na parte mais a ré do foguete, (ex: empenas fixadas na base do motor, trazendo o centro de pressão (CP) para a parte dianteira do foguete) (NAR,2004).

TABELA 2. Dimensões médias dos foguetes lançados.

Grandezas do foguete	
Comprimento total (mm)	684,25
Massa total (kg)	752,34
Diâmetros máximo (mm)	44,188
Centro de pressão (cp)	516,56
Centro de gravidade (cg)	447,63
Estabilidade	1,57

Fonte: Os autores (2020).

O foguete padrão para os testes tinha, em média, a massa total de 752 gramas, com 684 cm de comprimento e diâmetro máximo de 44 cm. As três empenas fixadas na base tinham envergadura de 51 cm e ângulo de ataque de 26 graus. De acordo com Rowman (1988) esta configuração trouxe ao veículo um centro de pressão (CP) de 516,6 cm e centro de gravidade (CG) de 447,6 cm medidos a partir do nariz como mostrado pela Figura 8, o que leva a uma estabilidade média de 1,51 sendo considerado estável para o voo.

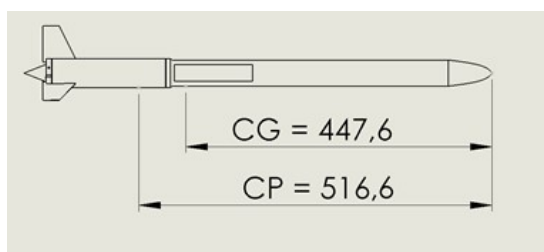


FIGURA 8. Posição do CG e do CP em relação ao nariz do foguete. Fonte: Os autores (2020).

3.3 Testes práticos

Os testes práticos realizados focaram na avaliação do motor do foguete. Sendo conduzidos os testes: de resistência (FIGURA 9a), estático (FIGURA 9b) e lançamento (FIGURA 9c). Cada um desses testes tem a sua finalidade específica e procedimentos próprios. Os testes de resistência são os primeiros testes realizados no desenvolvimento de um novo motor. Aqui se carrega o tubo-motor com a quantidade de propelente que para todos os testes foi fixada em 135 gramas, montando conjunto e ignitando-o. O objetivo deste teste é verificar a integridade física dos componentes e foi realizado uma vez para cada configuração.

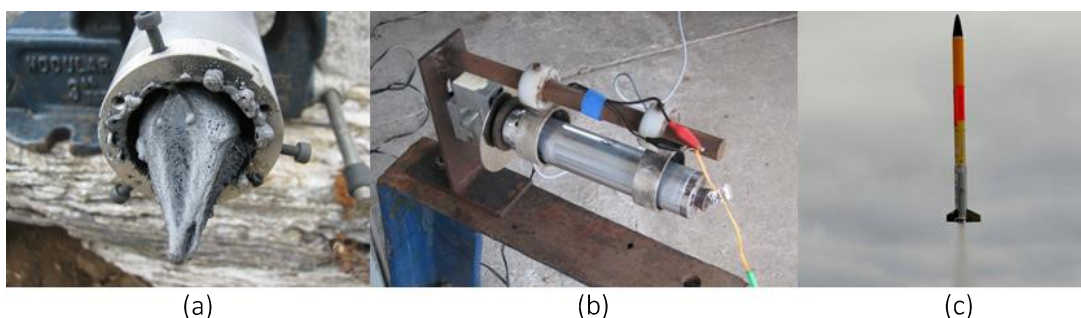


FIGURA 9. Testes em solo. Legenda: Teste de resistência (a), teste estático (b) e lançamento (c). Fonte: AGUIAR (2020).

O teste estático consiste em novamente montar o conjunto motor com propelente e ignitando-o. Mas neste caso é usado uma célula de carga para medir o empuxo, viabilizando a elaboração da representação gráfica do empuxo (E) pelo tempo de queima (t_q) e classificar o motor pelo empuxo médio (E_m). Aqui foi utilizada uma célula do tipo S2 com capacidade nominal de carga de 1000N da fabricante HBM. Mas, diferente dos testes de resistência (TR), os testes estáticos precisam produzir dados confiáveis. Dessa forma, eles são normalmente repetidos pelo menos três vezes para cada geometria.

A partir dos dados obtidos diretamente nos testes, podemos usar a teoria apresentada por Sutton (2010) e calcular outros parâmetros dos motores como: impulso total; fluxo de massa médio; velocidade de exaustão efetiva média; impulso específico e potência dos gases.

O teste de lançamento consiste na preparação e montagem completa do foguete e todos seus sistemas. Aqui, busca-se analisar o desempenho geral do protótipo como apogeu, estabilidade em voo e coeficiente de arrasto real (CD).

4. TESTE EM SOLO

Foram realizados um total de 24 testes sendo eles: 5 testes de resistência (TR), 4 testes de lançamento (TL) e 15 testes estáticos (TE). A Tabela 3 apresenta dados das configurações testadas e as quais trazem a relação dos testes conduzidos com o tipo de teste, o PLUG utilizado, material e data.

TABELA 3. Lista dos testes em ordem cronológica.

nome do motor	tipo de teste	Tipo do PLUG	Material	data
P-01	TR	1.5A	Aço 1020	19/mar/19
P-02	TR	5A	Aço 1020	26/mar/19
P-03	TR	3A	Aço 1020	26/mar/19
P-04	TR	1A	Aço 1020	26/mar/19
P-05	TE	5A	Aço 1020	07/abr/19
P-06	TE	3A	Aço 1020	07/abr/19
P-07	TE	1.5 ^a	Aço 1020	07/abr/19
NRB-38	TE	1 ^a	Aço 1020	07/abr/19
P-08	TE	1 ^a	Aço 1020	01/mai/19
P-09	TR	1 ^a	ABNT 6063 T5	20/mai/19
P-10	TE	1 ^a	Aço 1020	02/jun/19
P-11	TE	1 ^a	ABNT 6063 T5	02/jun/19
NRB-40	TE	1 ^a	Aço 1020	02/jun/19
P-12	TE	1 ^a	Aço 1020	14/jul/19
P-13	TE	Longo	Aço 1020	14/jul/19
P-14	TE	Curto	Aço 1020	14/jul/19
NRB-41	TE	1 ^a	Aço 1020	14/jul/19
P-15	TE	Longo	Aço 1020	18/ago/19
P-16	TE	Curto	Aço 1020	18/ago/19
P-17	TE	1 ^a	Aço 1020	18/ago/19
P-18	TL	1 ^a	ABNT 6063 T5	02/set/19
P-19	TE	Longo	Aço 1020	15/set/19
P-20	TE	Curto	Aço 1020	15/set/19
P-21	TE	1 ^a	Aço 1020	15/set/19
P-22	TL	1 ^a	Aço 1020	15/nov/19
P-23	TL	1 ^a	Aço 1020	02/dez/19
P-24	TL	1 ^a	Aço 1020	27/jan/20

Fonte: AGUIAR (2020).

Os testes de resistência foram considerados todos bem sucedidos, mantendo a integridade do material e não apresentaram nenhum vazamento. Apesar de o elemento de vedação, por diversas vezes, se encontrou destruído ao final de cada um dos testes.

Os resultados dos testes estáticos dos motores PLUG como: impulso total, tempo de queima e empuxo máximo são apresentados nas Tabelas 4 e 5. Os resultados dos motores Netuno estão na Tabela 6. Estes dados permitem o cálculo de outros parâmetros (SUTTON, 2001) como: empuxo médio, fluxo de massa médio, velocidade de exaustão efetiva média, impulso específico, potência dos gases e classificar os motores conforme a norma para minifoguetes (NAR, 2004).

TABELA 4. Resultado preliminar dos testes estáticos do motor PLUG de P-8 até P-14.

Nome do teste	P-8	P-10	P-11	P-12	P-13	P-14
impulso total (N.s)	94,385	104,289	92,291	100,211	90,965	85,115
tempo de queima(s)	1,345	1,35	1,525	1,52	1,415	1,475
Empuxo máximo(N)	177,532	438,118	92,936	143,241	134,727	96,174

Fonte: AGUIAR (2020).

TABELA 5. Resultado preliminar dos testes estáticos do motor PLUG de P-15 até P-21.

Nome do teste	P-15	P-16	P-17	P-19	P-20	P-21
impulso total (N.s)	91,379	91,482	91,469	91,390	96,509	94,698
tempo de queima(s)	1,38	1,275	1,44	1,42	1,26	1,32
Empuxo máximo(N)	135,267	154,573	102,889	449,990	172,741	207,937

Fonte: AGUIAR (2020).

TABELA 6. Resultado preliminar dos testes estáticos do motor Netuno.

Nome do teste	NRB 38	NRB 40	NRB 41
Impulso total (N.s)	100,337	102,711	96,249
Tempo de queima (s)	1,62	1,46	1,82
Empuxo Máximo (N)	106,547	109,664	110,144

Fonte: AGUIAR (2020).

Considerando como válidos apenas os resultados dos motores que tinham uma área crítica de 1A. Pode-se reunir os resultados obtidos nos testes estáticos (TE). A Tabela 7 traz a média dos resultados obtidos e calculados destes testes, divididos pela geometria: “Curto”, “normal”, “longo” e Netuno.

TABELA 7. Média dos resultados dos testes estáticos dos motores avaliados.

	MÉDIA			
	CURTO	NORMAL	LONGO	NETUNO
impulso total (N.s)	91,04	96,22	91,24	99,77
empuxo médio (N)	68,68	68,19	64,95	61,72
tempo de queima (s)	1,34	1,42	1,41	1,63
Classe	G 70	G 70	G60	G60
fluxo de massa médio (kg/s)	0,10	0,10	0,10	0,08
velocidade de exaustão efetiva média (m/s)	674,32	713,05	676,05	739,00
Impulso específico (s)	68,77	72,71	68,94	75,36
Empuxo máximo (N)	141,17	193,78	239,99	108,78
Potência dos gases (W)	23293,19	24367,80	21951,02	22876,77

FONTE: O autor (2019).

Usando os resultados obtidos para o motor Netuno como referência para as demais geometrias foi possível elaborar a Tabela 8 que explicita o impacto dos diferentes PLUGs sobre cada uma das categorias avaliadas.

TABELA 8. Comparação dos diferentes PLUGs com o motor Netuno.

	MÉDIA		
	CURTO	NORMAL	LONGO
impulso total	-8,75%	-3,55%	-8,61%
empuxo médio	11,28%	10,48%	5,72%
tempo de queima	-18,16%	-13,27%	-13,98%
fluxo de massa médio (g/s)	21,84%	14,72%	15,30%
velocidade de exaustão efetiva média (m/s)	-8,75%	-3,51%	-8,52%
Impulso específico (s)	-8,75%	-3,51%	-8,52%
Empuxo máximo (N)	29,76%	78,13%	20,61%
Potência dos gases (w)	1,82%	6,52%	-4,05%

Fonte: AGUIAR (2020).

5. TESTE EM VOO

Foram realizados 4 voos com o motor PLUG tendo todos apresentado instabilidade ainda na fase propulsiva do voo. Essa instabilidade impactava a sua trajetória ascendente de tal forma que comprometia a própria análise do voo. A Figura 10 traz um extrato de três momentos do vídeo do lançamento P-22.



FIGURA 10. Instabilidade em voo do foguete com o motor PLUG. Fonte: AGUIAR (2020).

Na tentativa de solucionar o problema de instabilidade, após cada voo procurou-se identificar uma possível causa e abordá-la no voo seguinte: material inadequado do conector, PLUG descentrado, erosão das peças do motor e interferência das empenas no escoamento sobre o PLUG. Mas nenhuma dessas possíveis fontes de instabilidade pareceu ser o fator determinante na trajetória imprevisível do foguete com o motor PLUG.

6. ANÁLISE E DISCUSSÃO

Apesar do sucesso em voo do foguete com o *aerospike* não ter sido obtido, uma vez que a instabilidade do voo do protótipo impossibilitou a estimativa do coeficiente de arrasto real (C_D) e o apogeu do foguete. Os testes estáticos, por sua vez, sugerem que o desempenho do PLUG em alguns parâmetros foi superior ao do motor convergente-divergente do Netuno.

Analisando a Tabela 8 é possível ver que o empuxo médio dos PLUGs foi superior ao do motor Netuno mesmo com o impulso total menor. Isso pode ser explicado pela redução do tempo de queima. Lee e Bruchfilf (1966) relacionam a pressão interna com a área e a taxa de queima do propelente. Assim, a queda do tempo de queima sugere um aumento da pressão da câmara de combustão nos testes com os motores PLUG quando comparados com os Netunos. Uma vez que tanto a quantidade mássica de propelente, quanto a área de queima foram as mesmas para as duas geometrias avaliadas.

Durante os lançamentos, um ponto em especial chamou atenção, foi a erosão do conector do PLUG de liga de alumínio. Esses conectores se mantiveram íntegros durante os testes de resistência (TR) e estáticos (TE) mas nos lançamentos eles apresentaram sérias avarias como mostrado na Figura 11. Frente disso, optou-se pelo uso de conectores de aço 1020 que, por mais que tenham resistido aos lançamentos, isso provocou um aumento de peso do foguete e, conseqüentemente a redução da sua margem estática.



FIGURA 11. Conectores do PLUG avariados. Legenda: Lançamentos P-21 (a) e lançamento P-22 (b). Fonte: GFCS (2019).

7. CONCLUSÃO

O uso de *aerospike*s sugere enfrentar desafios adicionais que não foram observados nos motores convergente-divergente. Entre eles estão o alinhamento do PLUG e o uso de materiais mais resistentes no sistema de fixação como o aço 1020. Onde, por si só, ambos têm o potencial de desestabilizar o voo. Outro ponto importante foi a decisão de não usar o *lip* do PLUG, que pode ser revisitada em trabalhos futuros, uma vez que a teoria prevê não só o perfil do *aerospike* mas também a formação da área crítica entre o *lip* e o PLUG e não pelo sistema de fixação.

Apesar de este trabalho não ter conduzido um voo estável para análise, a configuração proposta trouxe impactos positivos para alguns parâmetros como o empuxo médio e máximo. Mas, também, negativos como a queda do impulso total e impulso específico. Infelizmente sem a análise de voo do motor PLUG, o impacto geral desses parâmetros de operação do PLUG, presentes na tabela 7, não puderam ser determinados. Os autores entendem que a superação destes desafios, apresentados pelo uso de *aerospike*s em motores sólidos, pode viabilizar o emprego desta tecnologia que, teoricamente, tem grande potencial.

REFERÊNCIAS

AGUIAR, F. M. Análise de desempenho de tubeira PLUG anelar em motor-foguete a propelente sólido. Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica (Fenômenos de Transporte) - Universidade Federal do Paraná, 113 p., 2020.

ANDERSON, J. Modern Compressible flow: with historical perspective. 3ª. ed. New York: McGraw-Hill, 2003.

ANGELINO, G. Approximate Method for PLUG Nozzle Design. AIAA Journal, [s.l.], v. 2, n. 10, p. 1834-1835, out. 1964. DOI:<http://dx.doi.org/10.2514/3.2682>.



B. A. ROWMAN, Jim. Technical Information Report 30: stability of a model rocket in flight. Stability of a model rocket in flight. 1988. Disponível em: <http://www.rockets4schools.org/images/Rocket.Stability.Flight.pdf>. Acesso em: 20 jun. 2020.

FOLTRAN, A. *et al.* Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press. Journal of Aerospace Technology And Management, São José dos Campos, v. 7, n. 2, p. 193-199, 30 maio 2015. DOI: <http://dx.doi.org/10.5028/jatm.v7i2.431>.

GROTH, Logan: How To Fold a Hexagonal Parachute. [s.l], 2008. 3 f. Disponível em: http://qldrocketry.com/wp-content/uploads/2013/01/QRS_Folding_Hexagonal_Parachute.pdf. Acesso em: 20 ago. 2019.

Grupo de foguetes Carl Sagan (GFCS). Foguete. Curitiba, 2018. Disponível em: <http://servidor.demec.ufpr.br/foguete/>. Acesso em: 12 nov. 2018.

HAGEMANN, G. *et al.* Advanced Rocket Nozzles. Journal of Propulsion And Power, [s.l.], v. 14, n. 5, p. 620-634, set. 1998. DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/2.5354>.

LAI, A. *et al.* Comparison of the Propulsion Performance of Aerospike and Bell-Shaped Nozzle Using Hydrogen Peroxide Monopropellant Under Sea-Level Condition. Journal of Mechanics, [s.l.], v. 35, n. 3, p. 427-440, 2 jul. 2018. DOI: <http://dx.doi.org/10.1017/jmech.2018.18>.

LEE, B. J.; BURCHFIELD, P. B. Solid Propellant Rocket Motor Performance Computer Programs Using the Group Transformation Method. Houston: Tech Library Kafb, 1966. 117 p. Disponível em: <https://go.nasa.gov/2XDUhVJ>. Acesso em: 15 jan. 2019.

NAKKA, R. Experimental Rocketry: solid rocket motor theory. Solid Rocket Motor Theory. 2001. Disponível em: http://www.nakka-rocketry.net/th_prope.html. Acesso em: 08 out. 2019.

SUTTON, G. P.; BIBLAZ, O. Rocket Propulsion Elements. 7ª. ed. New Jersey: J. Wiley, 2001.

AGRADECIMENTOS

Os autores desse trabalho gostariam de agradecer ao apoio logístico do Grupo de Foguetes Carl Sagan e seus membros, os quais os esforços foram fundamentais para a condução dos experimentos, além de reconhecer o apoio financeiro do CNPq e da CAPES, uma vez que o primeiro, segundo e o quarto autor deste trabalho são bolsistas dessas agências de fomento da ciência no Brasil. E reconhecer o apoio da Universidade Federal do Paraná e o seu Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica que tiveram um papel fundamental na viabilidade deste trabalho.