

PROJETO DE MOTOR À REAÇÃO PARA EMPREGO EM FOGUETE EXPERIMENTAL DE ALTO DESEMPENHO

Luís Eduardo Lourençon Cestari ¹; Joseph Youssif Saab Jr. ²

¹ Aluno de Iniciação Científica do Instituto Mauá de Tecnologia (IMT);

² Professor do Instituto Mauá de Tecnologia (IMT).

Resumo. O presente texto visa ilustrar o projeto de um motor-foguete, composto por propelente sólido de nitrato de potássio e sorbitol (KNSB), de classe J. O dimensionamento iterativo abordou aspectos químicos, termodinâmicos e estruturais para dimensionar um motor capaz de atender os requisitos da competição LASC. Ao final, fabricou-se o propelente com massa total de 800 g e as peças que compõe o módulo propulsor como: casco cilíndrico, tampa circular e bocal convergente-divergente – cujo contorno foi determinado pelo Método das Características (MoC).

Introdução

O crescimento da presença privada no setor aeroespacial, bem como a popularização de competições de veículos experimentais, ensejaram o aumento de pesquisas acadêmicas sobre foguetes experimentais e seus motores. Em razão disso, o presente texto reflete o projeto de um motor à reação de combustível sólido, à base de nitrato de potássio e Sorbitol (KNSB), para foguete experimental de alta performance. O dimensionamento obedeceu aos requisitos exógenos da competição LASC (2024), que determina que o vaso de pressão deve ser projetado para suportar o dobro da pressão máxima esperada, e aos requisitos endógenos da equipe Space-M, que prescrevem um impulso total de 931 N.s para que o foguete experimental Antares alcance apogeu de 1 km AGL.

Material e Métodos

Propriedades e Geometria do Grão-Propelente

As propriedades químicas e termodinâmicas do KNSB, presentes na Tabela 1, foram obtidas a partir da simulação numérica no Rocket Propulsion Analysis (RPA Software, 2024), considerando o escoamento bifásico e a razão estequiométrica de 65% de nitrato de potássio e 35% de Sorbitol:

Tabela 1 – Propriedades Químicas e Termodinâmicas do KNSB

Propriedade	Unidade	Valor
Razão de Calores Específicos, γ	-	1,13
Temperatura de Reação	K	1593,90
Temperatura de Reação (95% Eficiência) T_0	K	1514,21
Massa Específica Propelente, ρ	kg/m ³	1841,00
Constante dos Gases, R	J/kg.K	235,19

Fonte: (RPA Software, 2024)

A geometria de propelente tubular com canal cilíndrico, selecionada devido à facilidade de manufatura e desmoldagem, tem sua área de queima, A_b , modelada pela Eq. (1). Assim, para a evolução da combustão na Eq. (2), adota-se um passo de queima do grão, x , de 0,0105 mm - que ocorre até a igualdade $D_{ext} = d_{int}$ - conforme é descrito no estado da arte (Nakka, 1997).

$$A_{b\ Total} = \pi \cdot d_{int} \cdot L + \frac{\pi \cdot (D_{ext}^2 - d_{int}^2)}{2} \quad \text{Eq. (1)}$$

$$d_{int} = d_0 - 2x \quad \text{Eq. (2)}$$

Cálculos Termodinâmicos, Empuxo e Impulso

Ao acelerar o escoamento em um bocal, um gradiente de pressão favorável é estabelecido, o que tende a manter delgada a camada-limite na parede e minimizar os efeitos de atrito (White, 2018). Além disso, bocais são projetados para preservar a constância de entropia ao longo do volume de controle (Anderson Jr, 2017). Logo, aproxima-se o fluxo fora do domínio da camada limite como adiabático e reversível através das relações isentrópicas de estagnação, como descrevem alguns autores (Anderson Jr, 2017; White, 2018). Portanto, a fim de se determinar a área de garganta, A^* , do bocal convergente-divergente (C-D), utilizou-se o adimensional de Klemmung, Kn , que governa a equação da pressão na câmara em regime estacionário como demonstra Nakka (1997) e Ribeiro (2013). Nas Eq. (3) e (4) ρ_c é a massa específica dos produtos de combustão, dada pela razão entre a massa de gases armazenada na câmara de combustão e seu respectivo volume livre, e o fator de queima, a , e expoente de queima, n , são parâmetros empíricos que variam em função da pressão assumindo moagem fina do grão - ambos obtidos por Nakka (1997).

$$Kn = A_b / A^* \quad \text{Eq. (3)}$$

$$p_c = \left[Kn \frac{a(\rho_p - \rho_c)}{\sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad \text{Eq. (4)}$$

A partir de uma tabela que relaciona valores de Kn e pressões típicas com o grão-propelente KNSB, elaborada por Nakka (1997), foi selecionado um Kn máximo de 280 referente a pressões máximas entre 3,5 e 4,5 MPa. Ainda, partindo-se do volume de controle da câmara de combustão, a vazão mássica gerada pela queima do propelente, \dot{m}_{GER} , subdivide-se em: \dot{m}_{BOC} , gases que são expelidos pelo bocal e correspondem à vazão mássica estrangulada, e \dot{m}_{ARM} , gases que são armazenados na câmara e contribuem para o aumento da entalpia (Ribeiro, 2013). A relação entre as vazões é dada pela Eq. (5), onde p_0 é a pressão de estagnação e t_b é o tempo de queima total do propelente:

$$\dot{m}_{ARM} = \dot{m}_{GER} - \dot{m}_{BOC} = \frac{m_{KNSB}}{t_b} - A^* p_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}} \quad \text{Eq. (5)}$$

Ressalta-se que, a partir da condição sônica, as perturbações à jusante não se propagam à montante. Então, para uma dada geometria, a vazão mássica máxima, denominada estrangulada, independe da contrapressão, como apresenta Anderson (2017).

A velocidade de queima, r , e o tempo de combustão do KNSB têm modelamentos infracitados, nos quais o cálculo da pressão de combustão assume a hipótese de gás ideal (Nakka, 1997). Na Eq. (6), r_0 é a taxa de queima inicial e ∇_{LIVRE} o volume livre na câmara de combustão:

$$r = r_0 + a (\rho_c \cdot R \cdot T_0)^n = r_0 + a \left(\frac{m_{ARM}}{\nabla_{LIVRE}} \cdot R \cdot T_0 \right)^n \quad \text{Eq. (6)}$$

$$t_b = \frac{x}{r} + t_0 \quad \text{Eq. (7)}$$

Com isso, aplicou-se a relação de pressão isentrópica de estagnação através da Eq. (8), disponível em White (2018), com pressão de saída, p , igual à contrapressão atmosférica à 92,3 kPa – considerando condição de projeto para o teste estático no Instituto Mauá de Tecnologia.

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad \text{Eq. (8)}$$

A razão entre as áreas de saída e da seção crítica do bocal C-D é denominada razão de expansão dos gases (Anderson Jr, 2017), logo, têm-se que um bocal é dimensionado para um determinado número de Mach. Em caso da operação do componente fora das condições de projeto, ocorrem fenômenos de subexpansão e super-expansão dos gases - ocasionando descontinuidades, ou choques, com aumento de entropia, dentro ou fora do bocal C-D. Visando a operação do componente em condições de projeto por um maior intervalo de tempo, utilizou-se a pressão média para obtenção de uma razão de expansão média. Através da relação isentrópica área-Mach na Eq. (9), apresentada em Anderson (2017), obteve-se a área de saída A_e :

$$\frac{A_e}{A^*} = \frac{1}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad \text{Eq. (9)}$$

O empuxo, F - dado pela Eq. (10), onde v_e é a velocidade de exaustão dos gases e p_e a pressão na saída do bocal - é a força resultante da variação da quantidade de movimento do fluxo de exaustão e da distribuição de pressão ao redor do motor, como propõe Anderson Jr (2017) e Ribeiro (2013):

$$F = \dot{m}_{BOC} \cdot v_e + (p_e - p_{atm}) \cdot A_e \quad \text{Eq. (10)}$$

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma R \cdot T_0}{\gamma - 1} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad \text{Eq. (11)}$$

Já o impulso total, I_{total} , dado em N.s, é descrito na Eq. (12) a partir do que apresenta Nakka (1997):

$$I_{total} = \int_0^{t_b} F(t_b) dt \quad \text{Eq. (12)}$$

Simulação no Software Open Motor

O código Open Motor (Free Software Foundation, 2025) necessita de *inputs* das dimensões do grão, razão de expansão e ângulo de convergência e divergência, pois assume, na simulação, um bocal C-D cônico. Logo, adotou-se os ângulos de 35° e 12° para a convergência e divergência, respectivamente, a partir do intervalo sugerido por Nakka (1997) - assumindo eficiência do bocal de 85%. A opção de propelente foi ajustada para os parâmetros de queima, respeitando os intervalos de pressão, e para a razão de calores específicos, massa específica e constante dos gases da Tabela 1. A simulação retornou uma curva de empuxo, tempo de queima e pressões média e máxima na câmara.

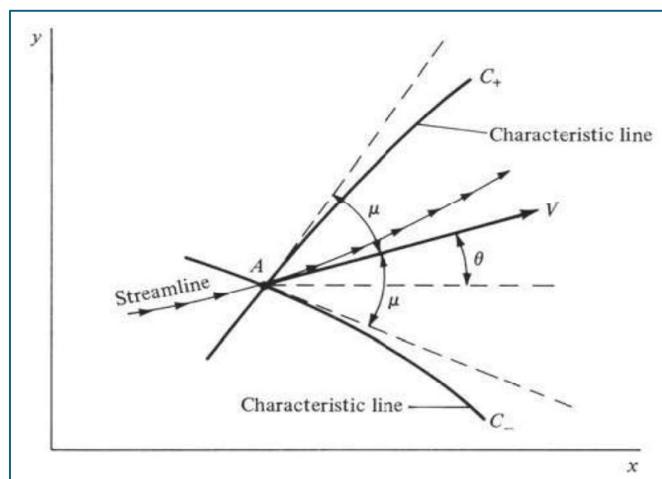
Método das Características (MoC)

Um escoamento bidimensional, invíscido, irrotacional e supersônico, é descrito por equações diferenciais parciais hiperbólicas que relacionam as propriedades do fluxo com as respectivas coordenadas de x e y. No entanto, algumas derivadas parciais das variáveis do campo do escoamento são descontínuas e até indeterminadas; essas direções do escoamento são chamadas de linhas características (Anderson Jr, 2017) e são modeladas pela Eq. (13), onde θ representa o ângulo do escoamento e μ o ângulo de Mach:

$$\left(\frac{dy}{dx}\right) = \tan(\theta \pm \mu) \quad \text{Eq. (13)}$$

Nas condições descritas, as linhas características coincidem com as linhas de Mach, representando as trajetórias das frentes de pressão - propagadas a partir da condição sônica - denominadas de ondas de Mach. A Figura 1 apresenta as linhas características simétricas C_- e C_+ , as quais são curvadas devido à variação do número de Mach local, ao atravessar um ponto arbitrário A:

Figura 1 - Propagação das Linhas Características em um Escoamento



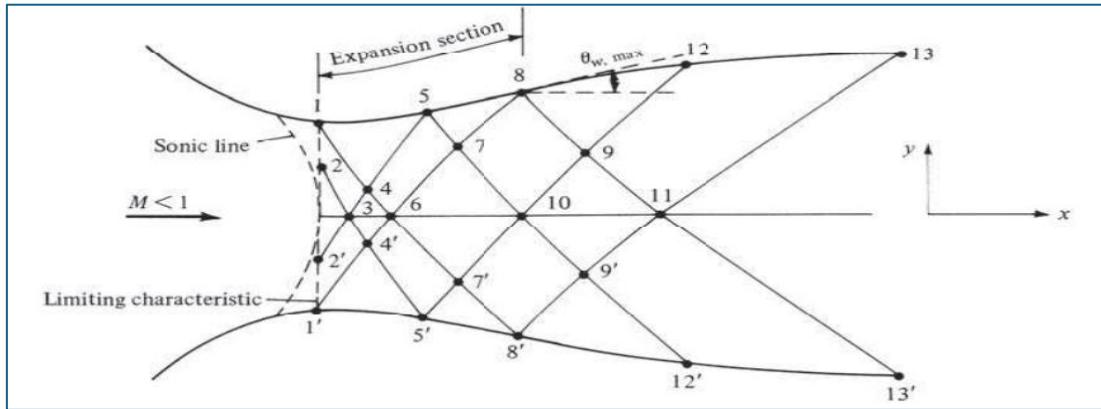
Fonte: (Anderson Jr, 2017)

Ao aplicar um sistema de equações denominado equações de compatibilidade, é possível reduzir as equações diferenciais parciais que descrevem o escoamento em um conjunto de equações diferenciais ordinárias, válidas para as linhas características (Anderson Jr, 2017). O resultado da integração das equações de compatibilidade é congruente as funções que descrevem leques de expansão e o ângulo de Prandtl-Meyer, ν , modelado pela Eq. (14):

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad \text{Eq. (14)}$$

Desta forma, quando as propriedades em dois pontos do campo de escoamento são conhecidas, determina-se as condições de um terceiro ponto localizado na intersecção do ponto 1, da linha característica C_- , e ponto 2, da linha característica C_+ , como formula Anderson (2018). Com um número suficiente de pontos e linhas, cria-se uma malha característica na qual as propriedades do escoamento são conhecidas nos nós - como exemplifica a Figura 2.

Figura 2 – Design de Bocal Supersônico com Método da Características



Fonte: (Anderson Jr, 2017)

Em suma, o Método das Características visa garantir que o contorno, gerado através de linhas características, tangencie as ondas de expansão de Prandtl-Meyer, irradiadas a partir da condição sônica alcançada na garganta, de forma eficiente. Com isso, determina-se o comprimento mínimo necessário de um bocal, minimizando as perdas energéticas por choques internos, conforme descreve Anderson Jr (2017). A geometria via MoC foi gerada com os dados de *input* de área de garganta, pressão média na câmara de combustão, pressão externa fixa em 92,3 kPa e razão estequiométrica do KNSB no código Rocket Propulsion Analysis (2024).

Cálculos Estruturais do Vaso de Pressão

O vaso de pressão tem equacionamento provindo da Seção VIII, Divisão 1 da ASME (2007). Utilizou-se a Eq. (15), para estresse longitudinal, e a Eq. (16), para estresse radial, com a pressão admissível máxima, P , isolada conforme apresenta o parágrafo UG-27. Nas equações abaixo: S é a tensão admissível do material, E é a eficiência da junta de solda, r é o raio interno do tubo e t é a espessura do tubo:

$$P_{long.} = \frac{2SE}{r - 0,4t} \quad \text{Eq. (15)}$$

$$P_{rad.} = \frac{SE}{r + 0,6t} \quad \text{Eq. (16)}$$

Dada a operação do motor-foguete com gases em alta temperatura, adquiriu-se um tubo de aço inox 316L sem costura, que mantém eficiência da junta de solda igual a 1 (ASME, 2007), para mitigação dos efeitos de corrosão e limitação do gradiente de temperatura e pressão, com as dimensões: diâmetro externo de 60,33 mm, espessura do tubo de 2,77 mm e comprimento igual a 365 mm. O critério de tensão admissível, retirado da Seção II, Parte D (ASME, 2007) a 250° Celsius, foi de 103 MPa para inox 316L, código SA-213. A partir dos cálculos, dividiu-se pela metade o menor valor de pressão admissível, entre os dois estresses, para obtenção da pressão admissível permitida segundo o manual da LASC (Latin America Space Challenge, 2024) – o qual deve ser maior que a pressão média de operação somada aos carregamentos por pressões anormais, cargas térmicas e reações cíclicas.

A espessura mínima da tampa circular, t , foi modelada com a Eq. (17) conforme o parágrafo UG-34 da ASME (2007), onde d é o diâmetro mínimo da tampa e C é o coeficiente de condição de fixação – 0,33 para juntas aparafusadas (ASME, 2007):

$$t = d \sqrt{\frac{CP}{SE}} \quad \text{Eq. (17)}$$

Os cálculos dos elementos de fixação foram dimensionados para o dobro da máxima pressão de operação esperada. Dessa forma, utilizou-se nos cálculos o elemento parafuso M5 - 1,2 de aço inox 304, que tem resistência à tração de 437 MPa a 250°C, conforme é apresentado na Seção II, Parte D (ASME, 2007) para *bolting* B8A, código SA-320.

A fixação da tampa circular e do bocal C-D, projetados considerando aparafulamento radial, foi verificada através dos principais esforços solicitantes conforme os equacionamentos apresentados por Senott e Sharp (2021). As tensões verificadas nos parafusos, adotando um plano de corte, foram de cisalhamento e tração. Já as tensões verificadas no casco cilíndrico foram as de cisalhamento e compressão. Quanto ao número de parafusos, calculou-se oito para a tampa circular e seis para o bocal C-D. Ao utilizar seis parafusos na fixação do bocal pretende-se direcionar a falha na direção do fluxo e do gradiente de pressão favorável, visando a proteção do sistema de aquisição de dados em caso de pressão anormal na câmara de combustão. Para vedação do vaso de pressão selecionou-se um *O-ring* de 5,25 mm de diâmetro, na tampa circular e outro no bocal C-D, que resista à temperatura no curto período de queima do propelente – o qual deve ser substituído após cada ciclo de queima do motor. Como forro térmico, ou *liner*, utilizou-se papel Kraft, com 4 camadas, devido à sua baixa condutividade térmica, o que limita a temperatura alcançada na parede interna do casco cilíndrico. Além disso, é de fácil manufatura e tem eficiência comprovada nos experimentos de Nakka (1997).

Dimensões e Manufatura do Grão-Propelente

Visando aumentar a qualidade de geometria e diminuição das bolhas de ar, dividiu-se a fabricação do grão-propelente em dois seguimentos de 135 mm. Os componentes são empregados na proporção estequiométrica necessária para combustão total do combustível, nitrato de potássio, e do oxidante, Sorbitol. Para completar a parte do KNSO₃, de 65% em massa, a substância foi peneirada em 3 escalas diferentes para compactação apropriada e eficiência na queima. As proporções usadas foram: 60% proveniente de mesh 80; 30% proveniente de mesh 60; 10% proveniente de mesh 42. Após a mistura dos sólidos, adicionou-se o propelente em pó em um bêquer de 1 L que, por sua vez, foi levado a um fogão elétrico. Após a liquefação do propelente, adicionou-se a mistura a um mandril cilíndrico com base de alumínio – na qual um tubo de inox 316L de 160 mm, revestido com o isolante térmico de papel Kraft, foi encaixado para geração da geometria externa. O mandril foi revestido com papel filme e lubrificado com vaselina sólida para facilitar a desmoldagem do grão após sua secagem.

Resultados e Discussão

Projeto do Motor à Reação Conceitual

As dimensões de grão que atenderam aos requisitos dimensionais e termodinâmicos têm valores reunidos na Tabela 2:

Tabela 2 – Dimensões Críticas do Grão-Propelente

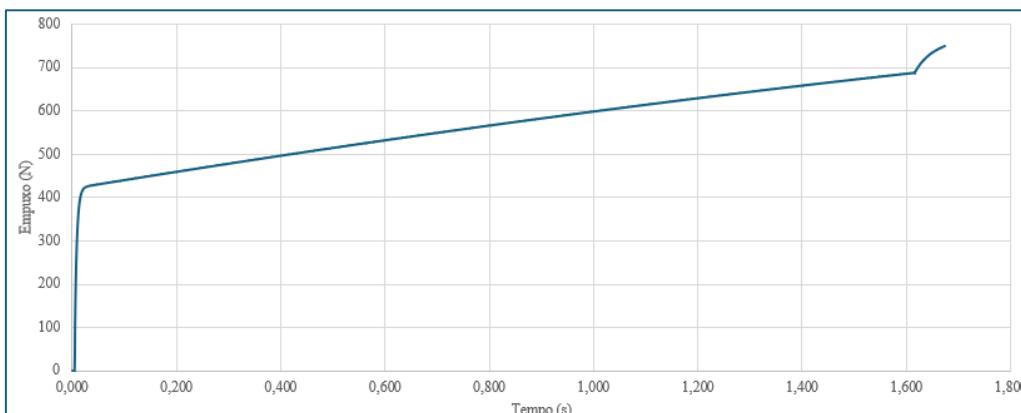
Grandeza	Unidade	Valor (mm)
Comprimento	mm	270,00
Diâmetro Externo	mm	51,79
Diâmetro Interno	mm	25,89
Massa	kg	0,785

Fonte: O Autor

As medidas supracitadas permitiram o cálculo da área de queima máxima de $3,945 \times 10^4 \text{ mm}^2$ e, conjuntamente ao número Kn de 280, obteve-se uma área de garganta de 140,90 mm^2 . Ao realizar o cálculo termodinâmico iterativamente, estimou-se um tempo de queima de 1,67 s e pressões média e máxima de 3,12 e 3,97 MPa, respectivamente. Assim, dado que a contrapressão à jusante da área de saída do bocal será igual a pressão atmosférica no Instituto Mauá de Tecnologia, no momento do teste, o número de Mach para operar em condição de projeto, considerando a pressão média da câmara de combustão de 3,12 MPa e a pressão atmosférica local média anual de 92,3 kPa, será de 2,77. Com o valor do Mach de projeto e a área da garganta, obtém-se a área de saída, calculada em 826,56 mm^2 .

O registro do valor do empuxo teórico, gerado a cada instante de queima via planilha Excel, retornou a curva de impulso mostrada no Gráfico 1, que assume eficiência de 85% do bocal C-D:

Gráfico 1 – Curva de Empuxo Teórica em Função do Tempo



Fonte: O Autor

Ao final da rampa, o empuxo máximo é de 748,30 N. A súbita alteração na seção final da curva ocorre devido aos fatores empíricos de queima, os quais são diferentes a partir do intervalo de pressão alcançado próximo ao segundo 1,60. A integração da área do Gráfico 1 demonstra que o impulso total teórico alcançado é de 947,65 N.s.

De posse dos dados teóricos, simulou-se o propelente e o bocal C-D no código Open Motor (2025). A partir da Tabela 3, observou-se um baixo erro relativo entre as respectivas abordagens teórica e numérica.

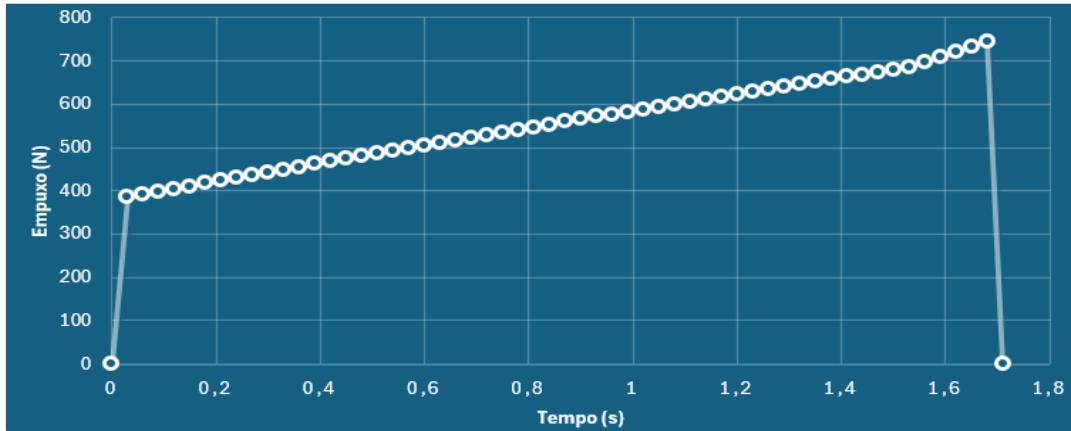
Tabela 3 – Comparaçāo dos Resultados Teóricos e Numéricos

Pressão Média		Pressão Máxima (MPa)		Tempo de Queima (s)		Impulso Total (N.s)	
Teórico	Numérico	Teórico	Numérico	Teórico	Numérico	Teórico	Numérico
3,12	3,06	3,97	4,09	1,67	1,71	947,65	933,10

Fonte: O Autor

Para gerar o contorno via MoC, utilizou-se a pressão média numérica da tabela supracitada. Com a curva de empuxo numérica obtida no Gráfico 2, notou-se um perfil com caráter progressivo e similar ao obtido no Gráfico 1. Porém, observou-se uma rampa mais atenuada com empuxo máximo de 744 N:

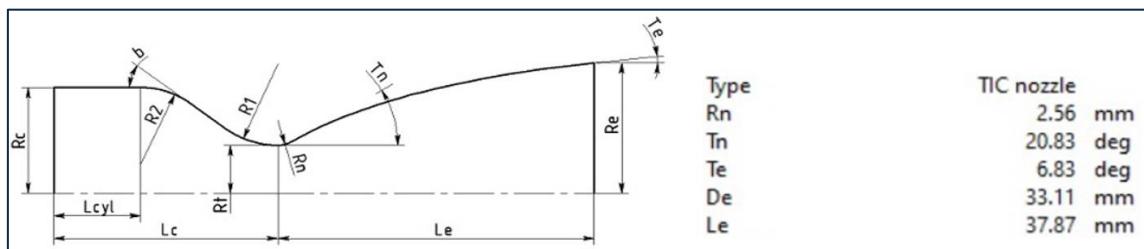
Gráfico 2 – Curva de Empuxo Simulada



Fonte: (Free Software Foundation, 2025)

O código Rocket Propulsion Analysis (2024) retornou as cotas do contorno do perfil divergente do bocal convergente-divergente, reunidas na Figura 3:

Figura 3 – Bocal Convergente-Divergente Calculado via MoC



Fonte: (RPA Software, 2024)

A área de saída foi recalculada utilizando o RPA (RPA Software, 2024), realizando uma otimização da razão de expansão através do cálculo iterativo do bocal para que pressão de saída à jusante fosse igual à 92,3 kPa – resultando na variação do diâmetro de saída de 32,42 mm para 33,11 mm.

A Tabela 4 apresenta as pressões admissíveis calculadas para cada critério – demonstrando que a pressão máxima na câmara não ultrapassa a pressão admissível conforme os requisitos da competição (Latin America Space Challenge, 2024):

Tabela 4 – Critérios de Pressão Admissível

Critério	Valor (MPa)
Pressão Admissível Longitudinal Conforme ASME	9,82
Pressão Admissível Radial Conforme ASME	21,71
Pressão Admissível Conforme LASC	4,91
Pressão Média Esperada de Operação	3,12
Carregamentos Diversos	1,75
Pressão Máxima Permitida na Câmara	4,87

Fonte: O Autor

Já para o cálculo da espessura da tampa circular, utilizou-se valor de pressão de 9,82 MPa – resultando em um valor mínimo de 9,72 mm para o componente. Por fim, a Tabela 5 reúne as tensões obtidas considerando a fixação de cada componente e seus respectivos fatores de segurança:

Tabela 5 – Coeficiente de Segurança para Esforços Solicitantes

Componente	Esforço Solicitante	Tensão Atuante (MPa)	Fator de Segurança
Tampa Circular	Cisalhamento (Parafuso)	157,21	2,08
	Tração (Parafuso)	58,83	1,94
	Compressão (Casco)	207,11	3,08
	Cisalhamento (Casco)	69,04	3,70
Bocal C-D	Cisalhamento (Parafuso)	209,61	1,56
	Tração (Parafuso)	54,93	2,08
	Compressão (Casco)	279,15	2,31
	Cisalhamento (Casco)	92,05	2,78

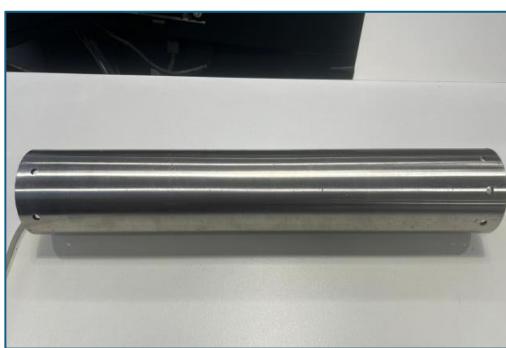
Fonte: O Autor

Construção do Motor à Reação

Chegado o momento de preparação para validação experimental do dimensionamento realizado, os insumos necessários à fabricação do motor e do grão foram adquiridos. Com isso, fabricou-se os primeiros grãos seguindo procedimento técnico e de segurança detalhado, desenvolvido por Nakka (1997) e utilizado pela equipe Space M. O grão 1 apresentou rugosidade considerável, com comprimento de 148,5 mm e massa de 419,14 g. Já o grão 2 possui comprimento de 140 mm, massa de 383,45 g e geometria mais bem definida. Juntando-se os dois grãos fabricados, obteve-se 802,59 g de propelente KNSB, com comprimento combinado total de 288,5 mm. O comprimento total ficou 15,5 mm mais longo que o projetado inicialmente para o motor.

Os componentes mecânicos foram usinados no Instituto Mauá de Tecnologia. Para o casco cilíndrico, realizou-se o corte no comprimento apropriado e as furações nas extremidades para acomodação dos elementos de fixação em uma furadeira. A tampa circular, além da furação para os elementos de fixação, necessitou de torneamento para ajuste do diâmetro externo e da usinagem do sulco que acomoda o elemento de vedação *O-ring*:

Figura 4 – Casco Cilíndrico Usinado em Aço Inoxidável 316L



Fonte: O Autor

Figura 5 – Tampa Circular Usinada em Aço Inoxidável 316L



Fonte: O Autor

Por fim, o bocal C-D também passou por um processo de torneamento, mas em alumínio. Avalia-se, no momento de entrega do presente relatório, o perfil divergente, através do corte da peça e medição das cotas críticas referentes à Figura 3. Essa etapa permite o controle da qualidade dimensional do bocal C-D. Após a verificação, o componente será torneado e furado em aço 316L com ferramentas e insertos para metal duro com suporte antivibração, especialmente adquiridos para esta operação, assegurando baixa rugosidade superficial e fidelidade ao projeto conceitual.

Figura 6 – Bocal C-D Usinado em Alumínio



Fonte: O Autor

Figura 7 – Medição de Bocal C-D de Alumínio



Fonte: O Autor

Conclusões

Foram concluídas as etapas de dimensionamento teórico e simulação numérica do motor, com impulso analítico de 948 N.s e simulado de 933 N.s, verificando a metodologia baseada na literatura de escoamentos compressíveis e foguetes experimentais. Ademais, o cálculo estrutural, realizado de acordo com a norma de vasos de pressão da ASME (2007), serviu como dado de entrada para a pressão máxima admissível na câmara, etapa que precedeu a manufatura das peças em aço inoxidável 316L e alumínio - conferindo segurança ao projeto, como requisitado pela competição Latin America Space Challenge (2024), uma vez que a pressão máxima esperada é menor que a pressão máxima admissível. Após a fabricação, os componentes passam por controle de qualidade a fim de diminuir erros associados à manufatura. Por fim, para validação do motor-foguete, um teste estático será realizado com um sistema de aquisição de dados de pressão interna, por meio de um transdutor de pressão, temperatura no casco cilíndrico, via adesivos térmicos, e empuxo, com uma célula de carga.

Referências Bibliográficas

Anderson Jr, J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 6^a. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2017.

ASME. *ASME Boiler and Pressure Vessel Code. Section II – Materials, Part D – Properties (Metric)*. Nova York: ASME, 2007.

ASME. *Boiler and Pressure Vessel Code: Section VIII – Division 1: Rules for Construction of Pressure Vessels*. Nova York: ASME, 2007.

FREE SOFTWARE FOUNDATION. *Open Motor* (Version 2025). 2025.

LATIN AMERICA SPACE CHALLENGE. *Rocket Challenge Standards Manual (RCSM)*. [S.I.]. 2024.

Nakka, Richard. *Richard Experimental Rocketry. Richard Experimental Rocketry Web Site*, Julho 1997. Disponível em: <<https://www.nakka-rocketry.net>>. Acesso em: 15 maio. 2025.

Ribeiro, Marcos. *Estudo e desenvolvimento de motores foguete a propelente sólido para microsatélites*. 2013. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) - Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, São Carlos, 2013.

RPA SOFTWARE. *Rocket Propulsion Analysis* (Version 4.0.4). RPA Software. Colônia. 2024.

Sennott, Austin.; Sharp, Charles. *How to design pressure vessels, propellant tanks, and rocket motor casings*. 2021. Disponível em: <<https://www.halfcatrocketry.com>>. Acesso em: 17 jul. 2025.

White, Frank M. *Mecânica dos fluidos*. Rio de Janeiro: McGraw-Hill, 2018.