

Dimensionamento de bomba centrífuga para motor de foguete amador com N₂O como propelente

RESUMO

João Ivo Mourão Rufino

joaoivo09@alu.ufc.br

orcid.org/0009-0008-8887-7558

Universidade Federal do Ceará,
Fortaleza, Ceará.

Claus Franz Wehmann

claus.wehmann@ufc.br

orcid.org/0000-0001-8756-9387

Universidade Federal do Maranhão,
São Luiz, Maranhão.

A aplicação de bombas centrífugas em motores de foguetes permite um controle preciso da vazão de propelentes líquidos (oxidante, combustível ou ambos) e da pressão com que esses são entregues à câmara de combustão. Desse modo, este estudo tem como objetivo o dimensionamento de uma bomba centrífuga para um motor híbrido amador existente, buscando elevar a pressão do oxidante (N₂O), armazenado em um tanque em estado líquido a cerca de 60 bar, para 70 bar, com uma vazão mássica de 0,66 kg/s. Dessa forma, busca-se evitar a queda de pressão que ocorre à medida que o oxidante é consumido devido ao sistema de alimentação utilizado no motor existente. Além disso, para garantir a estabilidade na combustão do motor, é crucial considerar a possibilidade de ocorrência de cavitação na bomba. Os resultados deste estudo confirmam a consistência no dimensionamento da bomba, com valores alinhados às referências adotadas e um número de Thoma cerca de 130% acima do valor crítico, indicando ausência de cavitação. Ademais, a adição da bomba ao sistema de alimentação do propulsor demonstrou um impacto mínimo na massa estrutural do foguete, representando uma redução de apenas cerca de 1,8% da razão empuxo-peso inicial do motor analisado. No entanto, devido à queda de rendimento do motor com o esvaziamento do tanque de oxidante, a bomba tem o potencial de aumentar a razão impulso-peso do foguete em 23,3%.

PALAVRAS-CHAVE: Bombas centrífugas; Motores de foguetes; Dimensionamento.

INTRODUÇÃO

Uma das formas para controlar o desempenho de motores que utilizam oxidante, combustível ou ambos em estado líquido é a utilização de bombas centrífugas. Essas bombas permitem regular tanto a vazão mássica quanto a pressão na qual o propelente líquido é entregue à câmara de combustão. Esse controle preciso assegura que o motor alcance a performance esperada de acordo com o projeto (KIM *et al.*, 2022).

A pressão da câmara de combustão está diretamente relacionada ao empuxo, ou seja, à força propulsora do veículo. Portanto, para garantir uma queima eficiente e gerar um empuxo significativo, é necessário alimentar os propelentes na câmara de combustão com uma vazão adequada e a uma pressão elevada (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Com os avanços tecnológicos em motores elétricos e baterias, que se apresentam como uma alternativa viável ao ciclo de gerador de gás em foguetes, e em técnicas de fabricação, como o Controle Numérico Computadorizado (CNC) e a Manufatura Aditiva, que possibilitam a produção de peças pequenas com alta precisão, o uso de bombas centrífugas em motores de foguetes amadores tornou-se uma realidade promissora. No trabalho de Lee *et al.* (2019), é apresentado o projeto de uma bomba centrífuga para um motor líquido de pequeno porte, com capacidade de 500 N de empuxo, onde é feito um comparativo do desempenho entre sistemas de acionamento com gerador de gás e motores elétricos. Além disso, Kim *et al.* (2022) validam o projeto de uma bomba centrífuga de dimensões extremamente reduzidas para um motor de foguete líquido, utilizando fórmulas empíricas para determinar cada variável de dimensionamento.

A não utilização de bombas para o sistema de alimentação em motores de foguetes de pequeno porte é possível com a utilização exclusiva de um gás pressurizante. No entanto, esse sistema, apesar de mais simples, estará sujeito a uma perda de empuxo à medida que o tanque de oxidante esvaziar, devido à expansão do gás pressurizante. No caso do N_2O , oxidante utilizado no motor a ser analisado neste trabalho, sua alta pressão de vapor na temperatura ambiente resulta em uma forte capacidade de autopressurização. Desse modo, o próprio vapor do líquido armazenado no tanque pode ser usado como gás pressurizante, responsável por levar o oxidante à câmara de combustão (BORGDORFF, 2017).

Dentre os problemas que podem ocorrer na utilização de bombas para o sistema de alimentação em motores de foguetes é a cavitação. Segundo Sutton e Biblarz (2017), a prevenção da cavitação nas bombas é essencial, pois a formação de bolhas desse fenômeno afeta o fluxo de massa de propelente, resultando em possíveis instabilidades na combustão.

Ademais, conforme Sutton e Biblarz (2017), a eficiência de um motor, a qual pode ser medida pela razão impulso-peso, é inversamente proporcional à massa de sua estrutura. Desse modo, apesar das vantagens envolvidas na utilização de

bombas em motores de foguete, essa poderia contribuir para um aumento do peso estrutural do motor desenvolvido.

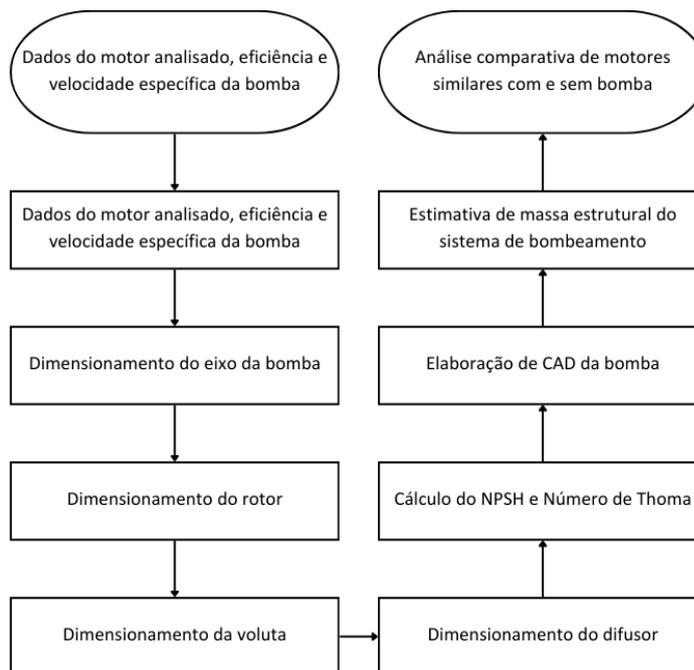
Este trabalho tem como objetivo o dimensionamento uma bomba centrífuga para um motor híbrido de um foguete amador existente conforme a metodologia aplicada por referências amplamente adotadas para o projeto de bombas centrífugas em geral. A bomba terá a função de levar o oxidante (N_2O), armazenado em um tanque em estado líquido a cerca de 60 bar, ao injetor nas condições iniciais previstas para o projeto: pressão de 70 bar e vazão mássica de 0,66 kg/s.

Assim, diferente do projeto inicial feito para esse motor, será avaliado a viabilidade de utilizar o N_2O em um sistema que evite se aproveitar unicamente da sua própria pressão de vapor para levar o oxidante líquido ao injetor, visto que, à medida que o tanque esvaziar, a pressão de vapor reduziria e, por conseguinte, a vazão mássica e o empuxo do motor também, o que diminuiria a eficiência do motor. O N_2O , conforme observado por Costa *et al.* (2021), é amplamente utilizado em foguetes híbridos e tradicionalmente empregam um sistema de alimentação por autopressurização do gás para o propulsor. Desse modo, a proposta busca explorar o potencial da bomba centrífuga como alternativa a esse sistema convencional, visando aprimorar o desempenho do motor.

MÉTODOS

O processo de dimensionamento da bomba centrífuga realizado neste trabalho é ilustrado no fluxograma presente na **Figura 1**. Serão feitas análises baseadas em dados empíricos fornecidos por Stepanoff (1957) e outras referências amplamente relacionadas ao projeto de bombas centrífugas. Ademais, será criado um modelo CAD (*Computer Aided Design*) tridimensional para a bomba, a fim de ilustrar as dimensões calculadas de maneira precisa e fornecer uma aproximação de sua massa estrutural.

Figura 1 - Fluxograma representando a metodologia deste trabalho



Fonte: Autoria própria.

Para análise feita neste trabalho, assim como abordado por Fox, Pritchard e McDonald (2014), será realizado um estudo do desempenho da turbomáquina considerando condições ideais no ponto de operação de projeto. Desse modo, serão considerados os seguintes aspectos:

- Torque desprezível devido às forças superficiais;
- Escoamentos de entrada e de saída tangentes às pás do rotor;
- Escoamento uniforme na entrada e na saída.

Os dados do motor híbrido utilizados neste estudo foram fornecidos pelo Grupo de Desenvolvimento Aeroespacial, da Universidade Federal do Ceará. O motor utiliza uma combinação de par propelente de parafina e óxido nitroso. Seu sistema de alimentação, que opera exclusivamente com base na expansão do oxidante (N_2O), resultando em uma perda de pressão do propelente durante o funcionamento do motor, é limitado a uma válvula pirotécnica. Para o dimensionamento de uma bomba centrífuga cujo objetivo é elevar a pressão do oxidante do tanque para 70 bar no *Best Efficiency Point*, serão considerados os parâmetros iniciais exibidos na **Tabela 1**.

Tabela 1 - Dados do foguete analisado.

Parâmetro	
Empuxo (N)	1500
Velocidade de exaustão (m/s)	1990,65
Vazão de oxidante (L/s)	0,89
Pressão de saída da bomba (bar)	70
Pressão de entrada da bomba (bar)	59
Razão O/F	7,601
Massa estrutural do foguete (kg)	34,87
Massa do propelente (kg)	9,96

Fonte: Autoria própria.

Como parâmetro inicial, será adotado um rotor radial para o projeto da bomba. A velocidade específica, expressa em unidades do SI, será estabelecida como 0,25, o qual é um valor médio para rotores radiais conforme indicado por Sutton e Biblarz (2017) na **Figura 2**.

Figura 2 - Tipos de bomba conforme a velocidade específica

Formato padrão (seção transversal)	Tipo de rotor				
	Radial	Francis	Fluxo Misto	Quase Axial	Axial
Velocidade específica					
Unid. sistema U.S	500–1000	1000–2000	2000–3000	3000–6000	> 8000
Unid. sistema SI	0.2–0.3	0.4	0.6–0.8	1.0–2.0	> 2.5
Eficiência %	50–80	60–90	70–92	76–88	75–82

Fonte: adaptado de Sutton e Biblarz (2017).

A partir dessa informação, é possível rearranjar os termos da **Equação 1** para obter a velocidade de rotação do rotor ω , em radianos por segundo (rad/s). Sendo Ω_s a velocidade específica adimensional, Q a vazão volumétrica de oxidante, g a aceleração da gravidade e H a altura de carga da bomba, obtida com base nos dados iniciais e na densidade do óxido nítrico nas condições de projeto.

$$\Omega_s = \frac{\omega \sqrt{Q}}{(gH)^{3/4}} \quad (1)$$

De acordo com Sutton e Biblarz (2017), a eficiência típica para bombas com rotores do tipo radial varia entre 50% e 80%. Assim, a fim de determinar os

demais parâmetros, será considerado um valor inicial de 70% para a eficiência da bomba. Dessa forma, é possível calcular tanto a potência mecânica do eixo quanto o torque do motor nas condições de projeto.

De acordo com Sutton e Biblarz (2017), a eficiência de um motor de foguete pode ser medida através da razão impulso-peso, calculada através da **Equação 2**, onde I_t é o impulso total do motor e w_0 o peso inicial do foguete.

$$n_p = \frac{I_t}{w_0} \quad (2)$$

Desse modo, após o dimensionamento da bomba, será conduzida uma análise do motor em relação ao tempo de queima em dois cenários distintos: primeiro, considerando a perda de pressão ocorrida sem sistema de bombeamento, conforme as considerações feitas por Costa *et al.* (2021); e segundo, considerando um empuxo constante na presença do sistema de pressurização do propelente dimensionado.

Desse modo, a massa estrutural da bomba será obtida através do CAD a ser elaborado no *software Onshape*, considerando o Alumínio 7075-T6 como material, uma vez que esse material é amplamente utilizado em aplicações aeroespaciais e de alta performance devido às suas propriedades, como alta resistência à tração e baixa densidade (ASM INTERNATIONAL. Handbook Committee; American Society for Metals, 1990).

Ademais, para aprimorar a análise da massa estrutural da bomba, será considerado um acionamento elétrico por motor de corrente contínua. Segundo Rachov, Tacca e Lentini (2013), para a faixa de velocidade operacional de 10000 rpm a 40000 rpm uma densidade de potência de 3800 W/kg é considerada viável dentro da faixa de potência de 5 a 60 kW.

Para estimar a massa das baterias, será realizada uma estimativa utilizando uma densidade de potência de 6000 W/kg para baterias de Li-Po, conforme Rachov, Tacca e Lentini (2013). Assim, será estimada uma eficiência de 80%, valor utilizado pelo autor para o acionamento da bomba do motor analisado em seu estudo.

Segundo Lobanoff e Ross (1992), uma abordagem simplificada empregada no dimensionamento do eixo de uma bomba consiste em utilizar o valor máximo da resistência à torção do material, para estabelecer o diâmetro mínimo requerido para o eixo de seção circular, conforme a **Equação 3**. Será considerado um coeficiente de segurança igual a 2.

$$D_{eixo} = 2 \left(\frac{16P_{eixo}}{\pi\omega S_{ys}} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (3)$$

Segundo Kim *et al.* (2022), o diâmetro de saída do rotor D_2 pode ser calculado através do Diagrama de Cordier, que relaciona a velocidade específica ao diâmetro específico D_s , conforme a **Equação 4**.

$$D_2 = \frac{D_s \sqrt{Q}}{(gH)^{\frac{1}{4}}} \quad (4)$$

Desse modo, a partir desse diâmetro é possível calcular a velocidade de saída do rotor através do produto do raio de saída do rotor pela velocidade de rotação. Seguindo a abordagem proposta por Stepanoff (1957), o cálculo das velocidades meridionais de entrada e descarga pode ser feito com base em valores empíricos das constantes de capacidade de entrada K_{m1} e de descarga K_{m2} , por meio da **Equação 5**.

$$C_m = \frac{K_m}{\sqrt{2gH}} \quad (5)$$

Segundo Sakserud (2019), o diâmetro de entrada do rotor, calculado através da **Equação 6**, requer do núcleo de fixação do rotor ao eixo D_{hub} , com base no diâmetro de eixo calculado.

$$D_1 = \sqrt{\frac{Q}{\pi C_{m1}} + \left(\frac{D_{hub}}{2}\right)^2} \quad (6)$$

Conforme o princípio de conservação de massa, é possível determinar as larguras de entrada e de saída do rotor da bomba.

Seguindo a abordagem proposta por Stepanoff (1957), considerando a componente da velocidade circunferencial de entrada do fluido C_{u1} igual a zero, os ângulos de entrada e saída das pás podem ser calculados por meio das seguintes equações:

$$\beta_1 = \arctan\left(\frac{C_{m1}}{U_1}\right) \quad (7)$$

$$\beta_2 = \arctan\left(\frac{C_{m2}}{U_2 - C_{u2}}\right) \quad (8)$$

O número de pás do rotor pode ser determinado pela **Equação 9**, segundo Kim *et al.* (2022) e Silva (2000), considerando o coeficiente de correção igual a 6,5 para rotores fundidos:

$$n = 6,5 \left(\frac{D_2 + D_1}{D_2 - D_1}\right) \text{sen}\left(\frac{\beta_1 + \beta_2}{2}\right) \quad (9)$$

A determinação da espessura das pás considera critérios de resistência dos materiais, rigidez estrutural e processos de fabricação. Esses critérios são combinados na **Equação 10**, sendo b_2 a largura de saída do rotor, baseada em dados empíricos para rotores fundidos (SILVA, 2000). Dessa forma, na **Equação 11**, é possível calcular as espessuras tangenciais das pás na entrada e na saída do rotor.

$$e \approx 0.3(D_2 b_2)^{\frac{1}{3}} \quad (10)$$

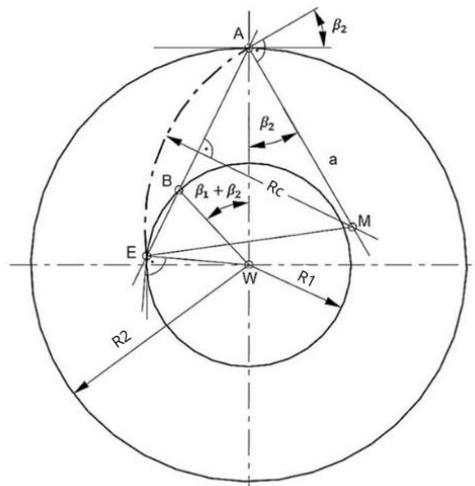
$$e_t = \frac{e}{\text{sen}\beta} \quad (11)$$

A curvatura das pás foi determinada utilizando o método de arco único, ilustrado na **Figura 3**, que, segundo Kim *et al.* (2022), apesar de ser um processo de design mais simples, ainda oferece um desempenho de previsão satisfatório.

O raio de curvatura para esse método pode ser obtido por meio da **Equação 12**, sendo R_2 o raio de entrada e R_1 o raio de entrada do rotor.

$$R_c = \frac{R_2^2 - R_1^2}{2(R_2 \cos \beta_2 - R_1 \cos \beta_1)} \quad (12)$$

Figura 3 - Método de arco único para dimensionamento de pás

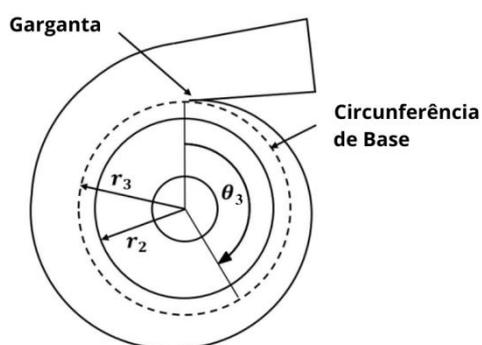


Fonte: adaptado de Kim *et al.* (2022).

A geometria da voluta é representada na **Figura 4**. No processo de dimensionamento desse componente, será adotada uma seção transversal de formato circular. A área dessa seção aumenta de forma gradual, conforme a **Equação 13**, a partir do diâmetro do círculo base D_3 .

$$A_x = \frac{\theta_3 Q}{360 C_3} \quad (13)$$

Figura 4 - Representação da seção frontal de uma voluta



Fonte: adaptado de Kim *et al.* (2022).

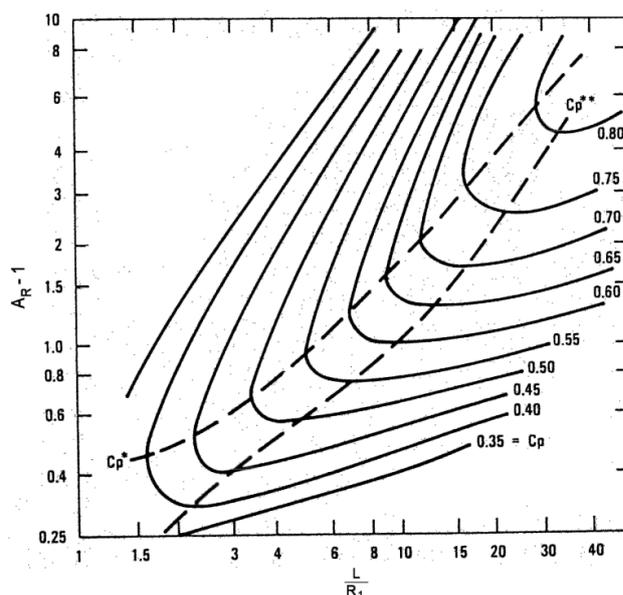
Para a obtenção dos principais parâmetros para o dimensionamento da voluta, são utilizadas constantes da voluta empíricas apresentadas por Stepanoff (1957). Desse modo, é possível obter tanto o diâmetro da circunferência de base quanto a velocidade média do fluxo de N_2O na voluta. Segundo o mesmo autor,

para bombas pequenas com velocidades específicas baixas, a largura da voluta (b_3) é aproximadamente o dobro da largura de descarga do rotor (b_2).

Segundo Gülich (2010), o dimensionamento do difusor parte de dois parâmetros principais: o coeficiente de recuperação de pressão (C_p) e a razão das áreas de entrada e saída do difusor (A_R), geralmente inferior a 3.

A partir do gráfico presente na **Figura 5**, é possível obter um valor ótimo para o coeficiente de pressão, utilizado para calcular a razão entre o comprimento do difusor e o raio de entrada. Nesse caso, o raio de entrada é considerado igual ao raio da última seção da voluta.

Figura 5 - Recuperação de pressão em difusores cônicos

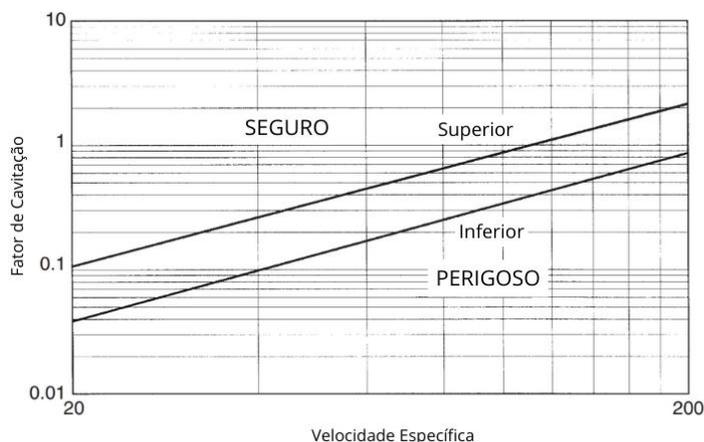


Fonte: Gülich (2010).

No caso específico do óxido nitroso (N_2O), a pressão de vapor é um fator crucial para prevenir a ocorrência de cavitação. O N_2O é um fluido com uma alta pressão de vapor, o que significa que é mais propenso à cavitação.

A cavitação pode ser prevista quando o número de Thoma, razão do NPSH (*Net Positive Suction Head*) com a altura de carga de projeto, é menor que o número de Thoma crítico, que, segundo Round (2004), pode ser previsto a partir de um gráfico geral em função da velocidade específica em unidades do Sistema Internacional de Unidades (SI) para bombas centrífugas, apresentado na **Figura 6**. A pressão de vapor do N_2O considerada foi obtida através do *software Coolprop*, para a temperatura ambiente.

Figura 6 - Número de Thoma crítico para velocidade específica em unidades do SI



Fonte: adaptado de Round (2004).

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Com base nos cálculos realizados para obter os parâmetros gerais necessários no dimensionamento dos componentes da bomba centrífuga em estudo, foram obtidos os resultados apresentados na **Tabela 2**.

Além da velocidade específica, um dos principais parâmetros adimensionais importantes para determinar o desempenho de uma bomba centrífuga é o coeficiente de carga ψ . De acordo com Sutton e Biblarz (2017), esse parâmetro, obtido por meio da **Equação 14**, geralmente varia entre 0,9 e 1,10 para diferentes modelos de bombas. Desse modo, ao analisar os resultados obtidos, verificou-se que o valor está dentro do intervalo esperado.

Tabela 2 - Resultados para os parâmetros gerais de projeto da bomba.

Parâmetro	
Altura de carga (m)	152,43
Velocidade do rotor (rpm)	19183
Velocidade específica (sistema imperial)	683,22
Velocidade específica (SI)	13,19
Coeficiente de carga	70
Torque (N.m)	59
Potência mecânica (kW)	9,96

Fonte: Autoria própria.

$$\psi = \frac{U}{\sqrt{2gH}} \quad (14)$$

Conforme a metodologia empregada para o dimensionamento do diâmetro mínimo do eixo da bomba centrífuga, foi obtido um resultado de 4,63 mm. Desse

modo, a fim de simplificar o projeto, decidiu-se arredondar o valor obtido para 5 mm.

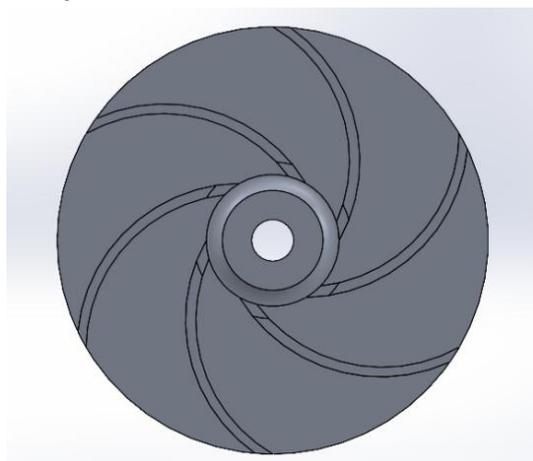
As dimensões do rotor, obtidas com base na metodologia apresentada, estão resumidas na **Tabela 3**. Segundo Gülich (2010), os ângulos de saída para rotores radiais com 5 e 7 pás geralmente estão no intervalo entre 15 e 45°. Assim, conforme os resultados apresentados, os parâmetros citados estão dentro dos intervalos mencionados pelo autor. Uma seção transversal do rotor dimensionado é apresentada na **Figura 7**.

Tabela 3 - Dimensões do rotor

Parâmetro	
Diâmetro de fixação ao eixo (mm)	11,0
Diâmetro de entrada (mm)	15,9
Diâmetro de saída (mm)	51,1
Largura de entrada (mm)	2,1
Largura de saída (mm)	0,9
Ângulo de entrada (°)	29
Ângulo de saída (°)	32
Espessura das pás na entrada (mm)	2,2
Espessura das pás na saída (mm)	2,1
Raio de curvatura das pás (mm)	20,0
Número de pás	6

Fonte: Autoria própria.

Figura 7 - Seção transversal do rotor dimensionado no *Onshape*



Fonte: Autoria própria.

Com base nas constantes da voluta obtidas, foram realizados cálculos para determinar as principais dimensões da voluta conforme a metodologia adotada. Os resultados desses cálculos são apresentados na **Tabela 4**.

Tabela 4 - Dimensões da voluta.

Parâmetro	
Diâmetro da circunferência de base (mm)	54,4
Área de seção de garganta (mm ²)	33,4
Largura (mm)	1,9
Espessura (mm)	2,0

Fonte: Autoria própria.

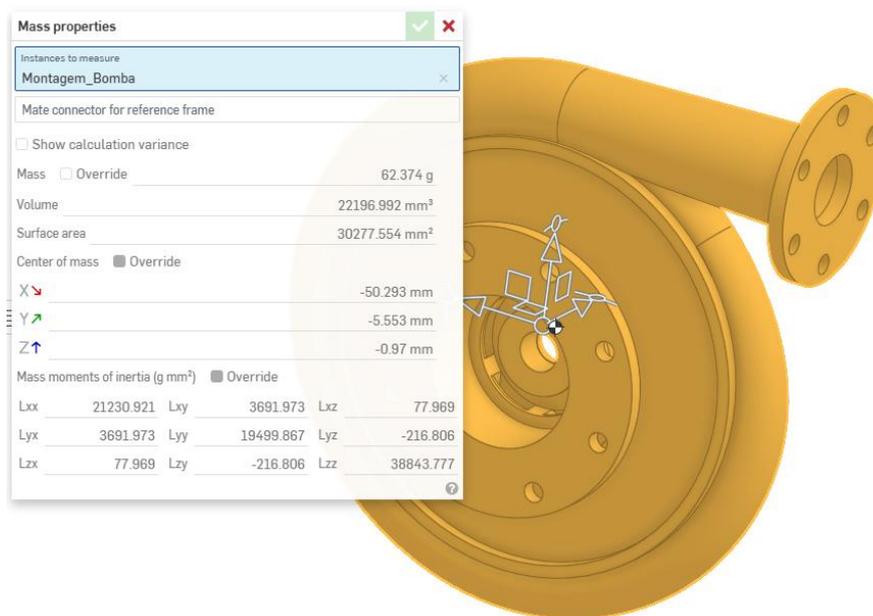
As áreas de seção transversal da voluta em função do ângulo de referência (θ_3) da **Figura 4**, calculadas com base na área de seção da garganta, resultaram em áreas de seção transversal que variam de 4,2 mm², para um ângulo de referência de 45°, a 33,4 mm², para uma volta completa.

As medidas para o difusor cônico obtidas utilizando a metodologia adotada resultaram em um ângulo de abertura de 5° para um comprimento de 17,4 mm.

Com base no cálculo do número de Thoma para a temperatura ambiente e pressão inicial do tanque de oxidante, foi obtido um valor de 0,23. Visto que a velocidade específica em unidades do SI está abaixo do limite inferior do gráfico da **Figura 6**, foi adotado um número de Thoma crítico igual a 0,1, correspondente ao limite inferior desse gráfico. Desse modo, a bomba foi projetada para operar dentro de uma faixa segura, prevenindo a ocorrência de cavitação em sua condição de funcionamento projetada.

A partir dos resultados de massa obtidos por meio da modelagem CAD no *Onshape*, tendo como base as dimensões calculadas, foi obtida uma massa estrutural de 62,37 gramas para a bomba, como ilustrado na **Figura 8**.

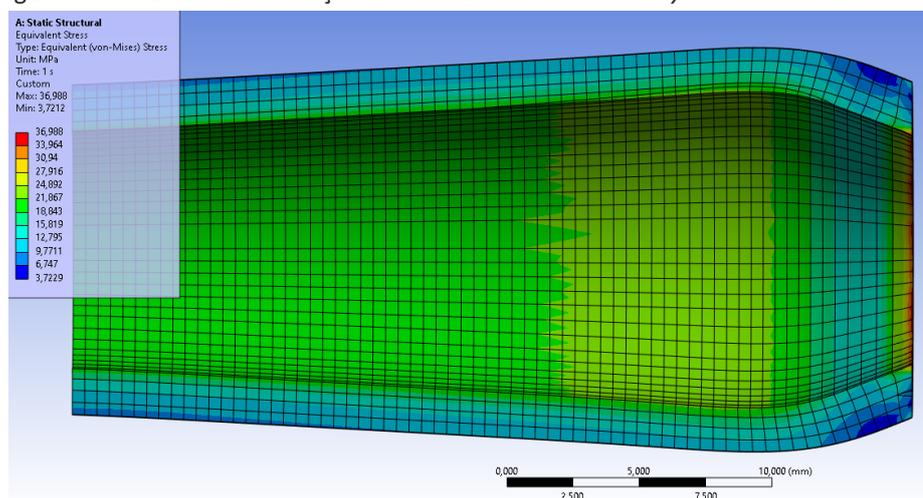
Figura 8 - Massa estrutural da bomba centrífuga no *Onshape*



Fonte: Autoria própria.

A espessura da carcaça da bomba foi definida em 2 mm durante a criação do modelo CAD. Uma simulação estrutural no *Ansys Static Structural* demonstrou que essa espessura oferece um coeficiente de segurança de 13,6 para suportar uma pressão estática de 70 bar no difusor da bomba, onde o fluido é desacelerado. Os resultados desta simulação estão apresentados na **Figura 9**.

Figura 9 - Resultado da simulação estrutural do difusor no *Ansys Static Structural*



Fonte: Autoria própria.

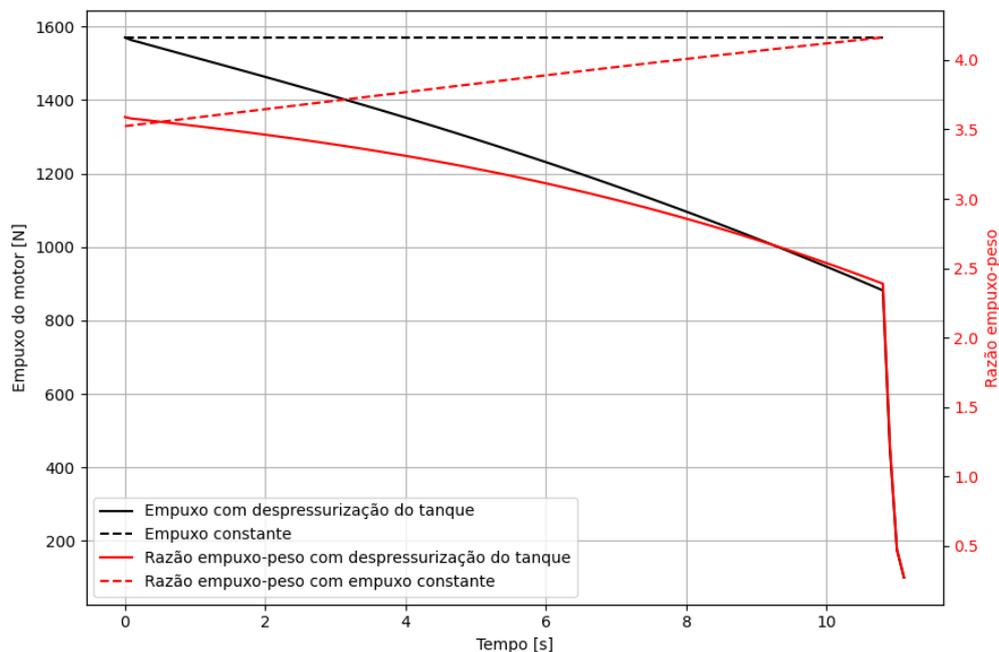
Ademais, com base nas estimativas realizadas para as massas das baterias e do motor elétrico de acionamento da bomba, obteve-se um resultado de 825,31 gramas para a massa total do sistema de bombeamento de propelente para o motor analisado.

Desse modo, considerando a condição inicial de funcionamento do motor, sem a perda de pressão resultante da expansão do N_2O , o motor apresentaria uma razão empuxo-peso de 3,41. Com a inclusão da massa estrutural do sistema de bombeamento, essa razão cairia para 3,35.

No entanto, visto que o motor analisado opera com um sistema dependente da expansão e consequente despressurização do oxidante (N_2O) para funcionar, a força propulsora do motor tende a diminuir à medida que o tanque de propelente se esvazia. Assim, apesar do aumento na massa estrutural, um motor com a adição da bomba e empuxo constante resultaria em uma razão impulso-peso de 37,86, comparado a 30,70 do motor sem o sistema de bombeamento dimensionado.

A **Figura 10** demonstra uma comparação entre a razão empuxo-peso de um motor com bomba centrífuga e empuxo constante e o motor existente analisado neste estudo, em função do tempo, com base em suas respectivas curvas de empuxo. A análise revela que a razão empuxo-peso do motor com bomba é, em média, 23,8% superior à do motor existente.

Figura 10 - Comparação entre razões empuxo-peso dos motores analisados



Fonte: Autoria própria.

CONCLUSÕES

Conforme os resultados obtidos, o dimensionamento de uma bomba centrífuga para as condições de operação de um motor híbrido de foguete originalmente projetado para utilizar o fenômeno de expansão do N_2O como método de funcionamento está em conformidade com as referências adotadas para este estudo. Com exceção dos valores de velocidade específica e eficiência da bomba, os quais foram utilizados como parâmetros iniciais, os resultados obtidos para os ângulos de entrada e saída, número de pás e coeficiente de carga estão conforme os intervalos recomendados pelas referências adotadas: entre 15° e 45° , entre 5 e 7 e entre 0,9 e 1,1, respectivamente. Ademais, o número de Thoma obtido, acima do coeficiente crítico, indica que não deve ocorrer cavitação durante o funcionamento da bomba no seu ponto de projeto.

Além disso, com base na previsão da massa estrutural da bomba centrífuga obtida por meio do CAD desenvolvido e do cálculo estimativo para a massa para o seu sistema de acionamento da bomba, essa não representa uma porcentagem significativa em relação à massa estrutural total do motor. A adição da bomba implica em uma redução de apenas cerca de 1,8% na razão empuxo-peso inicial do motor.

A análise comparativa entre a curva de empuxo do motor analisado e de um motor de empuxo constante com a inclusão da massa estrutural do sistema de bombeamento de N_2O revela que, devido à redução de empuxo do motor existente, a inclusão do sistema de bombeamento pode beneficiar o desempenho geral do foguete. Apesar do aumento na massa estrutural, a razão

impulso-peso do foguete aumentou em 23,3% e a razão empuxo-peso média apresentou um aumento de 23,8%.

Centrifugal pump sizing for an amateur rocket engine using N_2O propellant

ABSTRACT

The use of centrifugal pumps in rocket engines allows for precise control of both the flow rate and pressure of liquid propellants before they reach the combustion chamber. This study aims to size a centrifugal pump for a hybrid amateur rocket engine in order to increase the pressure of the oxidizer (N_2O) from 60 bar to 70 bar with a flow rate of 0,66 kg/s. The goal is to avoid pressure drops that occur in the propellant due to the feed system used in the existing engine while it is being consumed. Additionally, in order to ensure stable combustion in the engine, it is crucial to consider the possibility of cavitation. The results of this study confirm the consistency of the pump sizing method, with its values aligned to the adopted references and a Thoma number 130% above the critical value, indicating the absence of cavitation. Furthermore, the addition of the pumping system demonstrated a minimal impact on the structural mass of the rocket, representing only about a 1,8% decrease in the initial thrust-to-weight ratio of the analyzed engine. However, due to the performance drop caused by the emptying of the oxidizer tank, the pump has the potential to increase the rocket's impulse-to-weight ratio by 23,3%.

KEYWORDS: Centrifugal pumps; Rocket engines; Sizing.

Dimensionamiento de una bomba centrífuga para un motor de cohete amateur usando N_2O como propelente

RESUMEN

El uso de bombas centrífugas en motores de cohetes permite un control preciso tanto del caudal como de la presión de los propelentes líquidos antes de que lleguen a la cámara de combustión. Este estudio tiene como objetivo dimensionar una bomba centrífuga para un motor híbrido de cohete amateur, con el fin de aumentar la presión del oxidante (N_2O) de 60 bar a 70 bar con un caudal de 0,66 kg/s. El objetivo es evitar las caídas de presión que ocurren en el propelente debido al sistema de alimentación utilizado en el motor existente mientras se consume. Además, para garantizar una combustión estable en el motor, es crucial considerar la posibilidad de cavitación. Los resultados de este estudio confirman la consistencia del método de dimensionamiento de la bomba, con valores alineados a las referencias adoptadas y un número de Thoma 130% por encima del valor crítico, lo que indica la ausencia de cavitación. Además, la adición del sistema de bombeo demostró un impacto mínimo en la masa estructural del cohete, representando solo una disminución de aproximadamente el 1,8% en la relación empuje-peso inicial del motor analizado. Sin embargo, debido a la caída de rendimiento causada por el vaciado del tanque de oxidante, la bomba tiene el potencial de aumentar la relación impulso-peso del cohete en un 23,3%.

PALABRAS CLAVE: Bombas centrífugas; Motores de cohetes; Dimensionamiento.

REFERÊNCIAS

ASM INTERNATIONAL. Handbook Committee; American Society for Metals. **Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-purpose Materials**. ASM International, 1990.

BORGDORFF, S. **Nitrous Oxide State Estimation in Hybrid Rocket Oxidizer Tanks**. Dissertação (Mechanical and Mechatronics Engineering) — University of Waterloo, 2017.

COSTA, B. et al. **Performance analysis of a Hybrid Rocket Engine with self-pressurizing Oxidizer**. CONGRESSO BRASILEIRO DE ENGENHARIA E CIÊNCIAS TÉRMICAS - COBEM, 2021.

FOX, R. W.; PRITCHARD, P. J.; MCDONALD, A. T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014.

GÜLICH, J. F. **Centrifugal Pumps**. 2. ed. Heidelberg: Springer Berlin, 2010.

KIM, H. I. et al. **Development of Ultra-Low Specific Speed Centrifugal Pumps Design Method for Small Liquid Rocket Engines**. *Aerospace*, v. 9, n. 9, 2022.

LEE, J.; ROH, T.-S.; HUH, H.; LEE, H. J. **Performance Analysis and Mass Estimation of a Small-Sized Liquid Rocket Engine with Electric-Pump Cycle**. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2020.

LOBANOFF, V. S.; ROSS, R. R. **Centrifugal Pumps: Design and Application**. 2. ed. Boston: Gulf Professional Publishing, 1992.

RACHOV, P. A. P.; TACCA, H.; LENTINI, D. **Electric Feed Systems for Liquid-Propellant Rockets**. *Journal of Propulsion and Power*, v. 29, n. 5, p. 1171 – 1180, 2013.

ROUND, G. F. **Incompressible Flow Turbomachines: Design, Selection, Applications, and Theory**. 1. ed. Elsevier Science, 2004.

SAKSERUD, N. M. K. **Centrifugal Pump for a Rocket Engine**. Dissertação (Mestrado em Tecnologia) - Norwegian University of Science and Technology, Trondheim, 2019.

SILVA, J. B. C. **Pré-Projeto de Rotores de Máquinas de Fluxo Geradoras Radiais.** Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira, 2000.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Elements.** 9. ed. Hoboken: Wiley, 2017.

Recebido: 9 de outubro de 2024.

Aprovado: 5 de junho de 2025.

DOI:

Como citar: RUFINO, J I M; WEHMANN, C F, Dimensionamento de bomba centrífuga para motor de foguete amador com N₂O como propelente, **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada**, Ponta Grossa, v. 12, n. 1, p. 1-19, jun. 2025.

Contato: João Ivo Mourão Rufino: joaoivo09@alu.ufc.br

Direito autoral: Este artigo está licenciado sob os termos da Licença Creative Commons-Atribuição 4.0 Internacional.

