

MODELAGEM DE TRANSFERÊNCIA DE CALOR TRANSIENTE EM UM MFPL QUE OPERA NO MODO BLOWDOWN

Data de aceite: 01/04/2024

Arthur Durigan Bahdur

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São
José dos Campos, SP, Brasil
Aluno de Mestrado do curso de Ciência e
Tecnologias Espaciais – PG/CTE

Tiago Barbosa de Araújo

Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São
José dos Campos, SP, Brasil

RESUMO: A modelagem da troca de calor, em motores foguete a propelente líquido (MFPL), entre os gases resultantes da combustão e as paredes da câmara, é essencial para determinar o tipo de material utilizado na câmara bem como suas espessuras, principalmente quando não há sistema de refrigeração. Para MFPL's que operam no modo blowdown, esta troca de calor é transiente durante todo o funcionamento do motor, uma vez que não há um modo estacionário de operação. O sistema utilizado se baseia em um problema de valor inicial do modus operandi do motor, onde a maior diferença de pressão entre a câmara e os tanques de propelente é no momento de abertura das válvulas, uma vez que a pressão na câmara é a ambiente. Para o cálculo da troca de calor transiente, primeiro foram geradas as curvas de

funcionamento do motor (pressão, empuxo, razão de mistura etc.) ao longo do tempo. Com estas, foram calculadas as trocas de calor convectivo e radiativo entre os gases e a câmara e a troca de calor radiativo da câmara com o ambiente externo. Os resultados mostraram que a maior troca de calor é na região próxima à garganta da tubeira. Além disso, para o motor analisado, foi necessário utilizar uma espessura maior na região da tubeira para não ocasionar falha estrutural do material.

PALAVRAS-CHAVE: Motor Foguete, Propelente Líquido, Propulsão, *Blowdown*, Troca de Calor.

MODELING TRANSIENT HEAT TRANSFER IN AN MFPL OPERATING IN BLOWDOWN MODE

ABSTRACT: The heat exchange modeling in liquid rocket engines (LRE) between the combustion gases and the chamber walls is essential for determining the type of material used in the chamber as well as its thickness, especially when there is no cooling system. For LREs operating in blowdown mode, this heat exchange is transient throughout the engine's operation since there is no steady-state mode of operation. The system used is based on an initial value problem of the

engine's modus operandi, where the greatest pressure difference between the chamber and propellant tanks occurs at the valve opening moment, as the chamber pressure is at ambient level. To calculate transient heat exchange, the engine's operational curves (pressure, thrust, mixture ratio, etc.) over time were first generated. With these, convective and radiative heat exchanges between gases and the chamber, as well as the radiative heat exchange from the chamber to the external environment, were calculated. The results showed that the greatest heat exchange occurs in the region near the nozzle throat. Additionally, for the analyzed engine, a thicker region around the nozzle was necessary to prevent structural failure of the material.

KEYWORDS: Rocket Engine, Liquid Propellant, Propulsion, Blowdown, Heat exchange

INTRODUÇÃO

O modo *blowdown* de funcionamento dos MFPL (Figura 1), quando se trata de hardware, é o mais simples e menos custoso. Entretanto, justamente devido a toda simplicidade, este modo de funcionamento não possui um controle sobre os parâmetros de funcionamento do motor. Assim, toda a sua operação é em regime transiente, ou seja, todos os parâmetros variam no tempo: pressão nos tanques, perda de carga nas linhas de alimentação, queda de pressão no injetor, razão de mistura, etc. Os MFPL que funcionam durante longos períodos, normalmente, possuem sistemas de refrigeração seja por *film cooling*, seja por refrigeração regenerativa via canais ou transpiração, uma vez que nenhum material é capaz de resistir às temperaturas que a câmara pode chegar (sem ser degradado/consumido) juntamente com a pressão a que o motor está submetido (VASILIEV *et al*, 1993).

O presente trabalho faz parte do desenvolvimento de um motor foguete a propelente líquido de 90 N de empuxo a nível do mar, cujo par propelente é o Peróxido de Hidrogênio 200 vol. (H₂O₂ 50%) e Etanol de Combustível Automotivo (ETOH 92,5%). O objetivo deste projeto é ser um MFPL de baixo custo e extremamente simples nos quesitos hardware e funcionamento, por isso foi escolhido tal par propelente com operação *blowdown*. A Figura 1 traz o esquema simplificado do sistema de alimentação do MFPL.

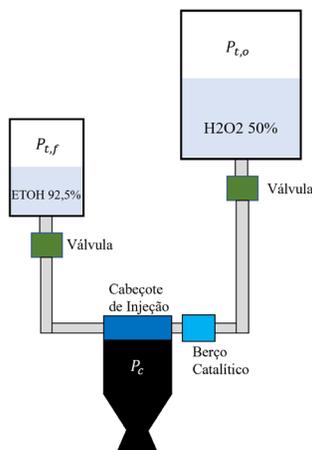
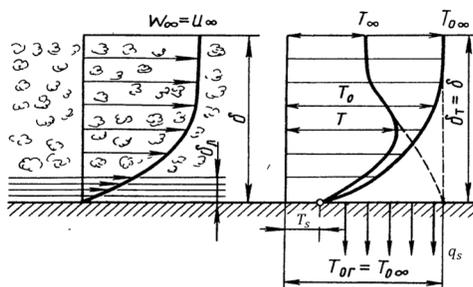


Figura 1. Esquema simplificado do sistema de alimentação do MFPL.

Dados os objetivos do projeto, o motor não possuirá sistema de refrigeração. Consequentemente, a análise da temperatura do motor em todos os pontos da câmara, após e durante seu funcionamento, deve garantir, mesmo sem sistema de controle ativo, que não haverá *hot spots* que possam ocasionar o rompimento e consequente falha estrutural.

Dentro da câmara de combustão ocorrem os 3 modos de transferência de calor: convectivo, condutivo e radiativo. O calor convectivo é proveniente do escoamento dos gases de combustão dentro da câmara; o condutivo ocorre nas paredes da câmara de combustão e o radiativo é emitido pelos gases em alta temperatura na frente de chama. A Figura 2 mostra a análise do calor convectivo utilizando os cálculos termodinâmicos na região da camada limite.

O modelo aqui utilizado para o cálculo do calor transiente possui como principais inputs a curva de pressão e de razão de mistura durante o funcionamento *blowdown*, cujo modelamento feito, inclusive dos injetores e do berço catalítico, foge ao escopo deste artigo.



a) b)

Figura 2. Ilustração das camadas limites: a) CL dinâmica – gradiente de velocidade; b) CLT – gradiente de temperatura. Adaptado de (VASILIEV et al, 1993).

Uma vez que a pressão nos tanques não é constante – conforme o propelente é consumido, o gás de pressurização é expandido e sua pressão diminui – todos os outros parâmetros do motor mudam. A pressão nos tanques, pressão de câmara, queda de pressão nos injetores, fluxo de propelentes e perda de carga nas linhas diminuem, conforme gráficos qualitativos da Figura 3.

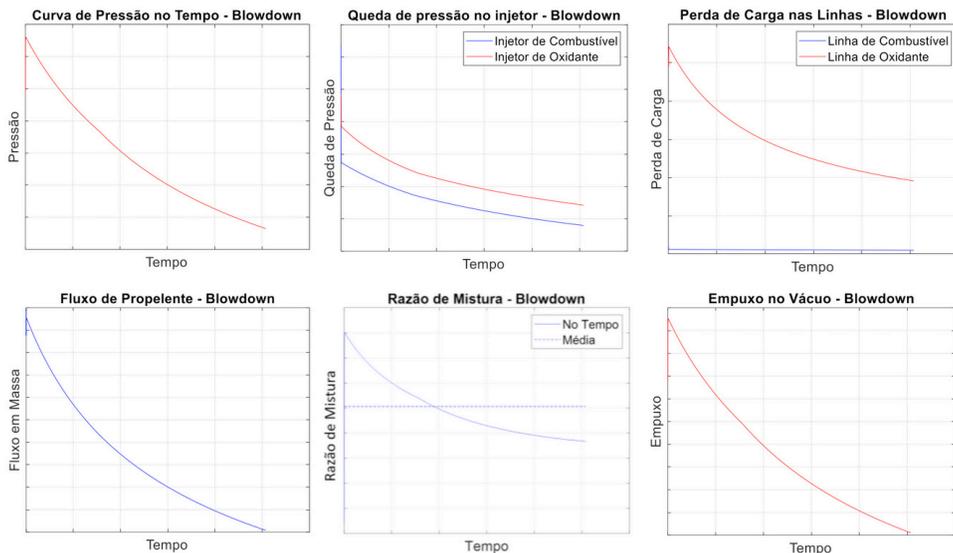


Figura 3. Gráficos característicos provenientes do modelo blowdown.

Para os cálculos iterativos de combustão, foi utilizada uma interface em MatLab, feita pelo autor, para o *Software* NASA CEA (GORDON; MCBRIDE, 1994), versão de 2004. Julgou-se adequada sua aplicação a nível de projeto uma vez que tem ampla validação no programa espacial americano mesmo não levando em conta a cinética química, uma vez que o *Software* produz soluções em equilíbrio ou composição fixada (*frozen*). Os resultados serão futuramente validados com teste em banco de ensaio.

METODOLOGIA

Para calcular as trocas de calor dentro da câmara de combustão, foram utilizadas adaptações da metodologia de Vasiliev *et al* (1993), uma vez que esta utiliza um sistema estacionário. São feitas algumas considerações para este primeiro modelo:

- Não é considerada a troca de calor condutivo na parede da câmara de combustão, portanto é adotada uma temperatura média da parede;
- Para o cálculo, a câmara é discretizada em seções transversais;
- Não é considerada a troca de calor condutivo na parede da câmara na direção longitudinal;

- A temperatura inicial da parede da câmara é a mesma do ambiente, que é a mesma dos propelentes nos tanques, adotada como 30° C;
- Não é considerada variação da razão de mistura ao longo da câmara de combustão, somente no tempo;
- O material da câmara de combustão é aço inox 304;
- Para reduzir os custos do projeto, a tubeira do motor terá formato cônico, com desempenho otimizado para nível do mar (local de teste em banco), nesta versão;

A câmara foi dividida em seções de comprimento não superior a 1/20 do diâmetro da câmara e com divisão refinada na região da garganta onde maiores gradientes são observados. A Figura 4 exemplifica esta ideia. O passo de tempo constante escolhido foi de 10 ms.

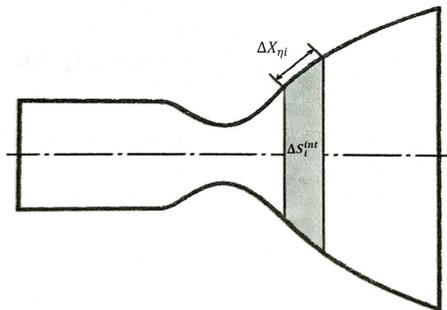


Figura 4. Divisão em seções da câmara e tubeira. Adaptado de (PEREIRA, 2010).

Sendo $q_{c_i}^j$, $q_{r_{g_i}}^j$, $q_{r_{c_i}}^j$ e $T_{g_i}^j$, respectivamente, os fluxos de calor convectivo, radiativo entre o gás e a parede, radiativo entre a parede e o ar externo, na seção j e a temperatura dos gases da combustão na iteração i , e T_{amb} a temperatura ambiente, o calor total que passa pela câmara segue a metodologia esquematizada na Figura 5. O cálculo de cada modo de calor é feito de forma separada.

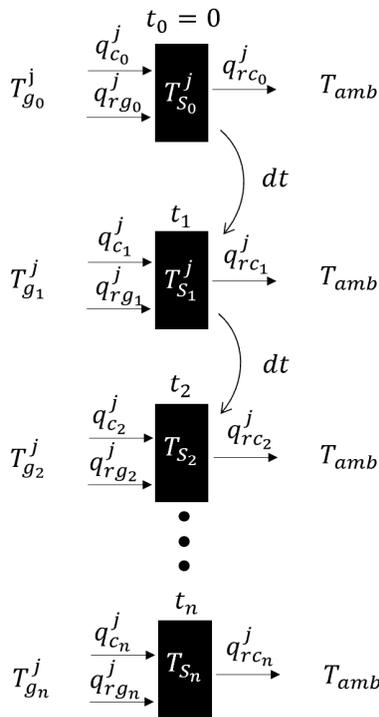


Figura 5. Metodologia de troca de calor na seção j da parede da câmara no tempo.

Fluxo de calor radiativo entre os gases da combustão e a câmara

Para este cálculo, será utilizada a hipótese de mecanismo proposta em (BAHDUR, 2019), no apêndice I. O fluxo de calor radiativo máximo é calculado segundo a equação 1.

$$q_{rg_i} = \varepsilon_{s,g} \sigma [\varepsilon_g T_{g_i}^4 - \Lambda_g T_{s_i}^4] \quad (1)$$

$$\varepsilon_{s,g} = \frac{\varepsilon_s}{1 - (1 - \Lambda_g)(1 - \varepsilon_s)} \quad (2)$$

Na equação 1 $\varepsilon_{s,g}$, ε_s , ε_g , Λ_g e σ são, respectivamente, a emissividade relativa entre o gás e a parede, a emissividade da parede, a emissividade do gás, a absorptividade do gás e a constante de Stefan-Boltzmann que vale $\sigma = 5,6697 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$.

A fim de obter um resultado conservador, são adotadas algumas considerações:

- Combustão completa do combustível;
- Gases não-dissociados.

Para encontrar o valor do fluxo de calor radiativo ao longo da câmara de combustão, é utilizada a metodologia, adaptada, proposta por Л. Ф. Фролов (L.F.Frolov) que se encontra mostrada por Vasiliev *et al* (1993), a qual consiste em:

1. O fluxo de calor radiativo na entrada da câmara será $0,25 q_{rgi}$ e aumentará de forma logarítmica até a distância de 50 mm da entrada, chegando no valor de q_{rgi} ;
2. Da distância de 50 mm após a entrada da câmara até a região subcrítica (convergente da tubeira), onde o diâmetro da seção é $1,2d_p$, o fluxo de calor radiativo será q_{rgi} ;
3. Do ponto anterior até a garganta, o fluxo de calor radiativo será $q_{rgi} [1 - 12,5(1,2 - \bar{d})^2]$, sendo \bar{d} o diâmetro da seção dividido pelo diâmetro da garganta d_p ;
4. Na garganta o fluxo será $0,5 q_{rgi}$;
5. Após a garganta, na região supercrítica (supersônica – divergente), o fluxo de calor radiativo será $q_{rgi} 2\bar{d}^2$.

Fluxo de calor radiativo entre a parede da câmara e o ambiente

O cálculo do fluxo de calor radiativo entre a parede da câmara e o meio ambiente é mais simples e somente depende da temperatura da parede na seção j , segundo a equação 3:

$$q_{rci}^j = \varepsilon_{s,ar} \varepsilon_s \sigma [T_{S_i}^{j4} - T_{amb}^4] \quad (3)$$

$$\varepsilon_{s,g} = \frac{\varepsilon_{ar}}{1 - (1 - \varepsilon_s)(1 - \varepsilon_{ar})} \quad (4)$$

Fluxo de calor convectivo entre os gases da combustão e a parede

O cálculo do fluxo de calor convectivo em cada seção, a cada instante, foi baseado na metodologia proposta por Vasiliev *et al* (1993). Durante a movimentação do gás dentro da câmara de combustão, devido às altas velocidades, é formada uma zona turbulenta dentro da camada limite. Entretanto, esta região não se estende por toda ela e, na região mais próxima da parede é formada uma subcamada laminar de escoamento. Este tipo de escoamento possui uma peculiaridade na qual a troca de calor pela vizinhança ocorre apenas por processos moleculares (condução e atrito). A Equação 5 rege o fluxo da troca de calor por unidade de área através da região laminar da camada limite considerando estes dois efeitos:

$$q_c = - \left(\frac{k}{C_p} \frac{\partial H_p}{\partial y} + \mu_{visc} \frac{\partial u}{\partial y} u \right) \quad (5)$$

Onde H_p é a entalpia na parede, μ_{visc} a viscosidade do escoamento, u a velocidade longitudinal, k a condutividade térmica, C_p a capacidade térmica média na camada limite e a variável y representa a direção perpendicular à parede da câmara.

Sendo $\frac{z_T}{z_\tau}$ uma razão proporcional aos coeficientes de troca de calor por condução e atrito e β_{ri}^j a velocidade normalizada pela velocidade máxima, a equação final que rege a troca de calor convectivo na seção j na iteração i é, segundo a equação 6:

$$q_{c_i}^j = B_i^j \frac{1 - \beta_{r_i}^{j2} (p_{0c_i} \varepsilon_{0c_i})^{0,85}}{\bar{D}^j 1,82} \frac{S_i^j}{d_t^{0,15} Pr_i^{j0,58}} \quad (6)$$

$$S_i^j = \frac{(H_{p0r_i}^j - H_{ps_i}^j) \mu^{j0,15}}{R^{j0,425} T_{0r_i}^{j0,32} (1 + \bar{T}_{s_i}^j)^{0,595} (3 + \bar{T}_{s_i}^j)^{0,15}} \quad (7)$$

$$B_i^j = \bar{a}_i \bar{A}_i^j (1000)^{-0,105} \quad (8)$$

$$\bar{a}_i = \frac{2^{1,18}}{4,42^{0,15}} \left(\frac{2}{\gamma_i + 1} \right)^{\frac{0,85}{\gamma_i - 1}} \left(\frac{2\gamma_i}{\gamma_i + 1} \right)^{0,425} \quad (9)$$

$$\bar{A}_i^j = 0,01352 \left(\frac{Z_T}{Z_\tau} \right)_i^{j0,075} \quad (10)$$

Aumento de temperatura da parede

O aumento da temperatura na parede dT_{Sp}^j calculada como uma temperatura média na seção de área dS e massa dM , é então calculada através do calor total na região, no determinado intervalo de tempo dt , segundo a equação 11:

$$dT_{s_i}^j = \frac{Q_{s_i}^j}{dM^j c_s} \quad (11)$$

$$Q_{s_i}^j = (q_{c_i}^j + q_{rg_i}^j - q_{rc_i}^j) dS^j dt \quad (12)$$

$$T_{s_{i+1}}^j = T_{s_i}^j + dT_{s_i}^j \quad (13)$$

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os gráficos das Figuras 6 e 7 representam os principais resultados da simulação do regime transiente do MFPL. As variáveis L_t e L_e representam, respectivamente, a localização da garganta e da saída da tubeira.

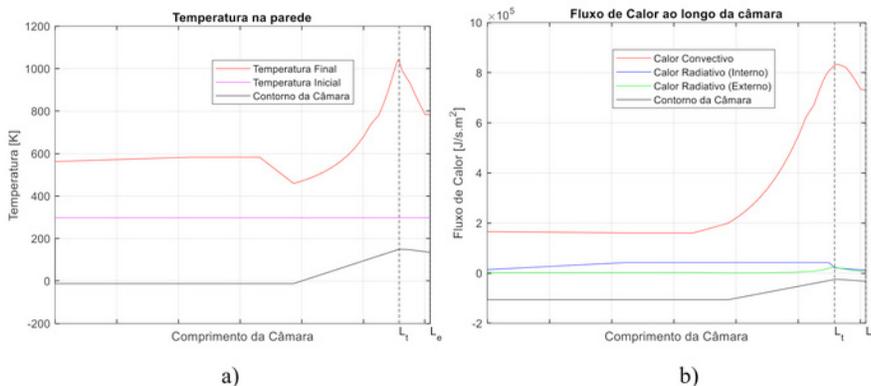


Figura 6. a) Valores de Temperatura na parede da câmara no início e no final da queima. b) Fluxo de Calor ao longo da câmara na última iteração.

Os gráficos das Figuras

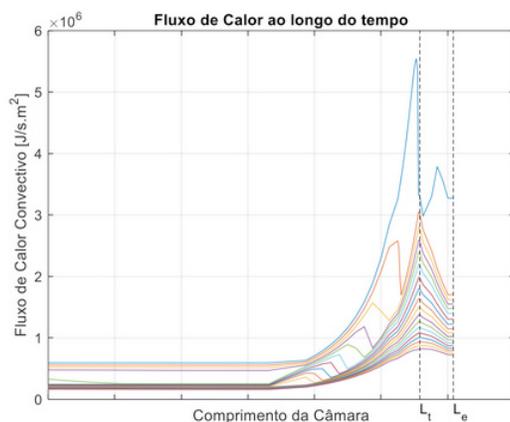


Figura 7. Fluxo de Calor ao longo da câmara em diferentes iterações durante a queima.

Acerca do gráfico da Figura 6.a, o degrau na curva de temperatura final (vermelha), ocorre na região próxima à entrada do convergente do motor (linha preta), que é onde há um aumento na espessura da parede, colocado propositalmente para reduzir a temperatura final do material. O valor máximo de temperatura obtido, próximo à garganta, foi de 1040 K, ou seja, por volta de 767 °C. Isso indica que o motor ainda irá operar numa faixa segura (para o aço inox 304), conforme dados de temperatura de trabalho e de derretimento (AISI, 1979).

Além disso, o próprio modelo utilizado é conservador pelos seguintes motivos: Consideração de gases não dissociados para o cálculo da temperatura de estagnação dos gases – com isso, a temperatura se torna maior; Modelo sem considerar a evolução do calor condutivo na direção longitudinal da câmara, dessa forma todo o calor fica

aprisionado em uma seção pequena. Por mais que este modelo seja simplificado, como o motor queima durante um intervalo de tempo pequeno (menos de 10 segundos), a troca de calor condutivo não será tão intensa, apoiada, inclusive, pela inércia térmica do material; além disso, a fim de ratificar, nas simulações de Pagliuco (2003) é mostrado que o modelo russo de cálculo do fluxo de calor (semelhante ao aqui utilizado) promove resultados mais conservadores do que os modelos americano e francês.

Quanto ao fluxo de calor (na última iteração – Figura 6.b), como esperado, o pico de fluxo ocorre na região próxima à garganta. Além disso, nota-se que o máximo calor radiativo que a câmara emite para o ambiente ocorre na região do pico de temperatura da parede. Vale ressaltar, também, que a principal contribuição do aumento de temperatura do motor é devido ao calor convectivo, que chega (neste caso), até 20 vezes o calor radiativo.

O gráfico da Figura 7 ilustra as diferentes curvas de fluxo de calor convectivo ao longo da câmara em diferentes momentos da queima. Nota-se que há um decréscimo abrupto no fluxo de calor que se desloca ao longo do tempo, no sentido *upstream*. Após análise da região da descontinuidade através dos dados do NASA CEA, comparando todos os parâmetros das equações, a descontinuidade foi encontrada na entalpia na parede. Analisando os dados mostrados na Figura 9, nota-se que o ponto em específico é onde deixa de ocorrer condensação de água líquida. Este ponto é conhecido como *Wilson Point* (ponto de Wilson), como mostrado por Young (1982) e Ding; Wang; Zhao (2014). Vale ressaltar, também, que após certo momento da queima, o ponto deixa de existir e não há mais água condensada dentro da câmara.

MASS FRACTIONS	Antes			Depois
*CO2	0.17325	0.17325	0.17325	0.17325
H2O	0.23578	0.37292	0.37917	0.80357
*O2	0.02318	0.02318	0.02318	0.02318
H2O (L)	0.56779	0.43066	0.42440	0.00000

Figura 9. Dados de simulação entre os pontos antes e depois da descontinuidade.

CONCLUSÃO

Um método iterativo para cálculo do calor transiente e regime térmico para um MFPL funcionando em modo *blowdown* foi proposto. Os resultados obtidos com as simulações indicam que o MFPL irá trabalhar em uma região térmica segura para o aço inox 304, o que ainda será comparado com dados de testes em banco de ensaio. Foi verificada a existência do *Wilson Point* no funcionamento desse motor, uma vez que a quantia percentual de água nos propelentes (50% no oxidante e 7,5% no combustível) é alta. Vale ressaltar, também, que com a constante mudança dos parâmetros da combustão e do escoamento durante o funcionamento *blowdown*, o ponto de Wilson também muda de posição no sentido *upstream*.

O modelo de cálculo do calor na câmara pode ser utilizado, também, em um sistema de regime estacionário, como motores pressurizados por tanque de gás ou por turbobombas/bombas elétricas. Para simulações com tempos de queima maiores, é necessária uma análise mais acurada da troca de calor condutivo na direção longitudinal e radial da câmara de combustão, gerando assim um modelo bidimensional.

Agradecimentos: *Agradeço a todo o time Bizu Space que auxiliou e ainda o faz, neste projeto, desde sua concepção até os testes.*

REFERÊNCIAS

AISI. A Designer Handbooks Series 9004: High-temperature Characteristics of Stainless Steels. American Iron and Steel Institute, 1979.

BAHDUR, Arthur. Projeto de Câmara de Combustão de Motor Foguete à Propulsão Líquida de 25kN Pressurizado por Tanque. 2019. 272f. Trabalho de Conclusão de Curso. (Graduação em Engenharia Aeroespacial) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

DING, Hongbing; WANG, Chao; ZHAO, Yakun. An analytical method for Wilson point in nozzle flow with homogeneous nucleating. *International journal of heat and mass transfer*, v. 73, p. 586-594, 2014.

GORDON, S., and MCBRIDE, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Ref. Publ. 1311, 1994.

PAGLIUCO, Cristiane Maria de Moraes. Projeto de Câmara de Empuxo de Foguete a Propelente Líquido. 2003. 90f. Trabalho de conclusão de curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

PEREIRA, Gabriel Costa Guerra. Projeto de Câmara de Combustão de Motor Foguete de 55kN a etanol e Oxigênio Líquido. 2010. 92f. Dissertação de Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

VASILIEV, A.P. *et al.* Fundamentos da Teoria e Cálculo de Motores Foguete a Propelente Líquido ("Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей"). Moscou: Visshaia Schola, 1993. v. 1 e 2 (Originais em russo).

YOUNG, J. B. Spontaneous condensation of steam in supersonic nozzles. *Physicochemical Hydrodynamics (PCH)*, v. 3, p. 57-82, 1982.