

**UNICESUMAR - UNIVERSIDADE DE MARINGÁ**  
**CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS TECNOLÓGICAS E AGRÁRIAS**  
**CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**ANÁLISE COMPARATIVA DE CICLOS DE MOTORES FOGUETE A**  
**PROPELENTE LIQUÍDO**

**VINÍCIUS FERRET VELTRINI**

**MARINGÁ – PR**

**2022**

Vinícius Ferret Veltrini

**ANÁLISE COMPARATIVA DE CICLOS DE MOTORES FOGUETE A  
PROPELENTE LIQUÍDO**

Artigo apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da UNICESUMAR – Universidade de Maringá como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel(a) em Engenharia Mecânica, sob a orientação do Prof. Me. Fabio Victor Bueno De Moraes

MARINGÁ – PR

2022

## **FOLHA DE APROVAÇÃO**

Vinícius Ferret Veltrini

### **ANÁLISE COMPARATIVA DE CICLOS DE MOTORES FOGUETE A PROPELENTE LIQUÍDO**

Artigo apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da UNICESUMAR –  
Universidade de Maringá como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel(a) em  
Engenharia Mecânica sob a orientação do Prof. Me. Fabio Victor Bueno De Moraes

Aprovado em: \_\_\_\_ de \_\_\_\_\_ de \_\_\_\_\_.

BANCA EXAMINADORA

---

Prof. Me. Fabio Victor Bueno De Moraes - Unicesumar

---

Prof. Me. Fernando Pereira Calderaro - Unicesumar

---

Prof. Me. Cláudio Ichiba - Unicesumar

# ANÁLISE COMPARATIVA DE CICLOS DE MOTORES FOGUETE A PROPELENTE LIQUÍDO

Vinícius Ferret Veltrini

## RESUMO

Motores foguetes são máquinas complexas que desafiam todos os limites da engenharia moderna e a capacidade humana, e com a crescente curiosidade e necessidade de exploração da nossa espécie, é necessário compreender os mecanismos da engenharia que tornam possíveis os objetivos e metas da exploração espacial serem alcançados. O objetivo central deste artigo é realizar um estudo comparativo dos principais ciclos de combustão aplicados na indústria aeroespacial, destacando motores reais em uso. Assim, é apresentado em tópicos, os diferentes ciclos e suas particularidades, seguido de quadros onde são comparados em números diversos ligados a suas performances e suas características. Sendo notado, que, apesar de suas diferenças em complexidades e performance, são aplicáveis e altamente utilizados na indústria em diferentes aplicações, apesar de mais eficiente ou mais potente, não é possível afirmar que exista apenas um único melhor ciclo ou motor.

**Palavras-chave:** Impulso Específico. Propelentes Líquidos. Sistemas de Alimentação.

## COMPARATIVE ANALYSIS OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES CYCLES

### ABSTRACT

Rocket engines are complex machines that defy all limits of modern engineering and human capacity, and with the growing curiosity and need for exploration of our species, it is necessary to understand the engineering mechanisms that make it possible for the objectives and goals of space exploration to be achieved. The main objective of this article is to carry out a comparative study of the main combustion cycles applied in the aerospace industry, highlighting real engines in use. Thus, the different cycles and their particularities are presented in topics, followed by tables where they are compared in different numbers linked to their performances and characteristics. It is noted that, despite their differences in complexity and performance, they are applicable and highly used in the industry in different applications, and there is no single best cycle or engine.

**Keywords:** Specific Impulse. Liquid Propellants. Feed Systems.

# 1 INTRODUÇÃO

Law (2022) escreve que motores foguetes são máquinas incrivelmente complexas, engenhosas, que desafiam os limites da ciência dos materiais e o conhecimento humano. É possível fazer um paralelo dessas máquinas com os motores de carros, assim como existem diversos modelos de motores automotivos, eles funcionam com o mesmo princípio, sendo aplicado diferentes técnicas para alcançar as metas de eficiência e potência pré-estabelecidas no projeto. O mesmo ocorre com motores foguete que, segundo Turner (2006), é uma máquina que, na sua mais simples forma, se move emitindo um jato de matéria na direção oposta, e conforme as necessidades do cliente, o motor é moldado para atendê-lo.

Este artigo trará comparações entre os variados modelos de motores foguete a propelente líquido (MFPL), onde serão discutidos os principais ciclos que os caracterizam.

## 1.1 MOTORES FOGUETE

De acordo com Haidn (2008) motores foguete são sistemas de conversão de energia com liberação de calor na câmara de combustão, na qual excede os valores típicos atingidos em usinas nucleares, valores por volta de 3 a 4 GW.

Conforme Mishra (2017), os motores foguete podem ser classificados de acordo com a fonte de energia que utilizam, em duas categorias: Motores químicos e os não-químicos. Os motores foguete químicos podem ser subdivididos de acordo com o estado físico de seus combustíveis, em três categorias

- Propelente sólido: Consiste em um bloco sólido de propelente, sendo o combustível, o oxidante e outros aditivos, armazenado inteiramente na câmara de combustão. Sua característica principal está na simplicidade e na alta potência;
- Propelente líquido: Utilizam o combustível e o oxidante líquidos, sendo divididos em monopropelentes, que sofrem uma reação de decomposição química exotérmica, e os bipropelentes, que reagem um com o outro de forma espontânea ou através de um catalizador;
- Propelentes híbridos: Combinam os elementos do sólido e do líquido para alcançar uma melhora na performance. A combinação mais usual é oxidante líquido e combustível sólido, entretanto a combinação oposta também é válida e denominada híbrido reverso.

Os não-químicos também são divididos em três categorias.

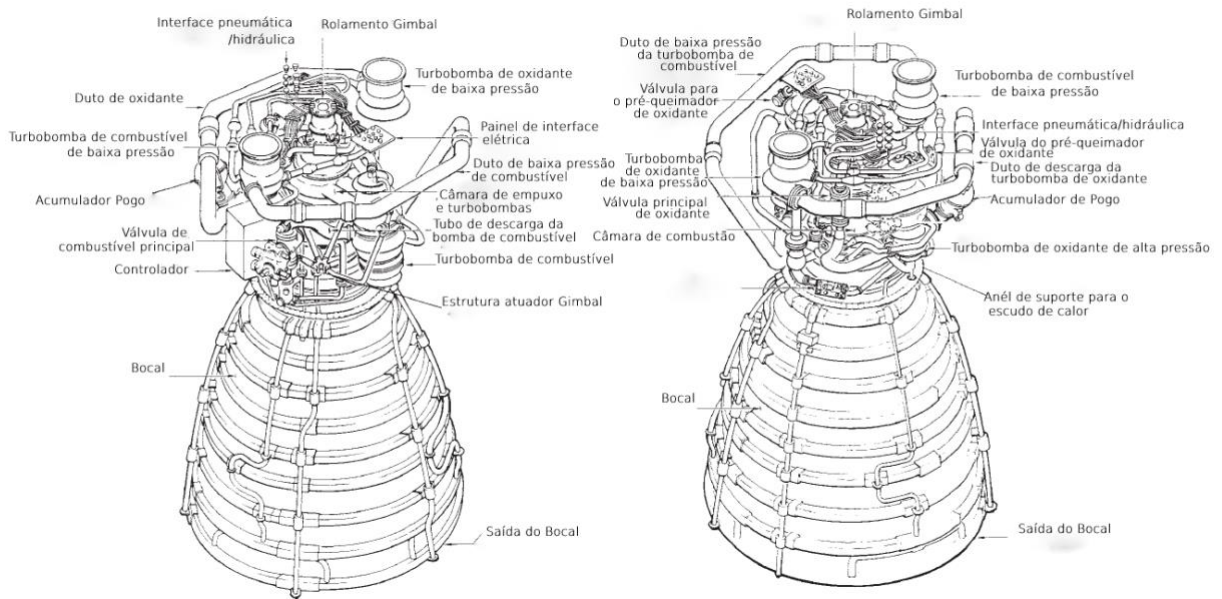
- Foguetes Nucleares: energia nuclear é utilizada no aquecimento do fluido de trabalho para fornecer o empuxo pela expansão dos gases de alta temperatura e pressão no bocal. São utilizados três métodos para extração da energia nuclear, (1) liberação de energia de fissão, (2) decaimento de isótopos radioativos e (3) liberação de energia de fusão;
- Foguetes Elétricos: Motores de foguete elétricos podem ser classificados amplamente em três categorias: (1) eletrotérmico, (2) eletrostático e (3) eletromagnético. Pode-se notar que a expansão usual de gás de alta pressão e alta temperatura através de um bocal não é usada para produzir empuxo no caso de foguetes eletrostáticos e eletromagnéticos;
- Foguetes Solares: O poder da radiação solar em qualquer local no espaço permanece quase constante e, portanto, pode ser usado para gerar energia para naves espaciais e sua propulsão. Vários métodos foram desenvolvidos para utilizar a energia solar para impulsionar naves espaciais. As células solares podem converter energia solar em eletricidade diretamente, com eficiência na faixa de 15% a 20%. Apesar da baixa eficiência, eles são amplamente utilizados hoje em dia para gerar eletricidade em veículos espaciais.

Dentro do escopo deste trabalho, Humble et al. (1995) escreve que, um MFPL consiste basicamente em uma câmara de combustão, um bocal, tanques para o propelente e diferentes meios que este propelente pode ser alimentado a câmara de combustão.

Sutton (2006) exalta as características dos MFPL citando seu alto rendimento e impulso específico comparado com outros motores químicos, como os híbridos e os sólidos, o seu baixo impacto ambiental, e a sua capacidade de modular o empuxo conforme a necessidade.

Os autores também apontam as desvantagens desse sistema, como a grande complexidade de construção e operação dessas máquinas, devido principalmente ao elevado número de partes móveis que os compõem. Na figura 01 é mostrado duas vistas do motor principal do Ônibus Espacial.

Figura 01 – Duas vistas do motor principal do *Space Shuttle* (RS-25)



Fonte: Adaptado Sutton e Biblarz (2017)

### 1.1.1 EQUAÇÃO DE TSIOLKOVSK

Conforme Humble et al. (1995), a equação do foguete ideal nos permite definir um veículo foguete estimando a quantidade de propelente necessária para alterar sua velocidade em uma determinada quantidade. Supondo que nenhuma força externa esteja agindo sobre o veículo, o momento total do sistema ( $P_{sistema}$ ), que inclui o veículo e o propulsor, permanece constante:

$$\frac{dP_{sistema}}{dt} = 0 \quad (01)$$

Como apenas a mudança de momento é necessária, é assumido um referencial que se move na velocidade do veículo antes do início do empuxo. Então, à medida que o empuxo acelera o veículo, o veículo atinge uma velocidade ( $v$ ) em relação a este referencial. Se uma massa infinitesimal de propelente é expelida em uma direção oposta à do movimento do veículo a uma velocidade relativa de ( $v_e$ ), ainda, segundo Humble et al. (1995) o momento transmitido ao veículo é igual ao momento do propulsor:

$$(m - dm) dv = - dm v_e \quad (02)$$

Onde:

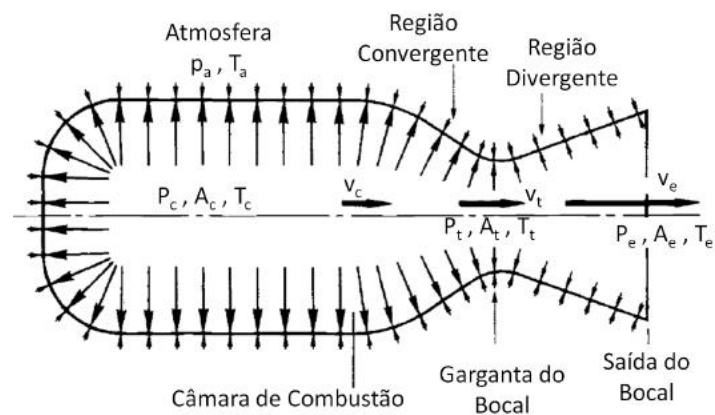
- $m$  é a massa do veículo antes da expulsão da massa (kg),
- $dm$  é a massa infinitesimal de propelente (kg),
- $dv$  a mudança infinitesimal de velocidade relativa do veículo (m/s),
- $v_e$  = velocidade de exaustão da massa de propelente (m/s).

Multiplicando e assumindo que “ $dm \cdot dv = 0$ ” temos:

$$dv = - v_e \frac{dm}{m} \quad (03)$$

A figura 02 demonstra a distribuição das pressões que ocorrem em um motor foguete.

Figura 02 – Distribuição de pressão em um motor foguete



Fonte: Adaptado Sutton e Biblarz (2017)

Integrando a equação 03:

$$\int_0^{\Delta v} dv = -v_e \int_{m_i}^{m_f} \frac{dm}{m} \quad (04)$$

$$\Delta v = - v_e \cdot \ln \frac{m_f}{m_i} \quad (05)$$



Sendo:

- $\Delta v$  = variação de velocidade (m/s)
- $M_i$  = massa inicial do veículo (kg),
- $M_f$  = massa final do veículo (kg).

Esta equação é conhecida como a equação ideal dos foguetes, que dá a velocidade final de um foguete no vácuo sem consideração da aceleração da gravidade. Sua derivação é originalmente atribuída a Konstantin Tsiolkovsky (1857 – 1935). Lardier (1992)

### 1.1.2 IMPULSO ESPECÍFICO

Lardier (1992) define o impulso específico ( $I_{sp}$ ) como o tempo expresso em segundos durante o qual o motor fornece um impulso de um quilograma com um quilograma de propelente. Em outras palavras, é o tempo durante o qual o motor fornece uma aceleração igual à gravidade da Terra com um quilograma de propelente. Quanto mais longo é este tempo, mais eficiente é o motor.

Conforme Humble et al. (1995), este parâmetro compara o empuxo derivado de um sistema com uma função de fluxo de massa de propelente.

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \quad (06)$$

Sendo:

- $I_{sp}$  = impulso específico (s)
- $F$  = Magnitude do empuxo (N)
- $\dot{m}$  = Fluxo de massa de propelente (kg/s),
- $g_0 = 9.807$  (m/s<sup>2</sup>)

Turner (2006) escreve que na engenharia de foguetes, a velocidade de exaustão é quase universalmente citada em termos de impulso específico. As unidades aparentes de impulso específico são em segundos, e a equação que relaciona o impulso específico à velocidade de exaustão é:

$$v_e = g_0 I_{sp} \quad (07)$$

Assim, é possível reescrever a fórmula de Tsiolkovsky, levando em consideração a aceleração da gravidade e o impulso específico (Lardier 1992):

$$\Delta v = -g_0 I_{sp} \ln \frac{m_f}{m_i} \quad (08)$$

## 1.2 OBJETIVO

O objetivo primário deste artigo é realizar um estudo comparativo dos principais ciclos em operação de motores foguete a propelente líquido, que é o único sistema que os aplicam, destacando a aplicações de modelos em uso na indústria. Os ciclos a serem estudados são: (1) o ciclo gerador de gás; (2) o ciclo combustão em estágios; e (3) o ciclo expensor.

## 1.3 JUSTIFICATIVA

Os seres humanos são exploradores por natureza, a curiosidade é um traço presente em todos os seres humanos. Na era espacial não é diferente, e a engenharia sempre teve um papel importante nesse processo. Para que seja ela seja possível, é necessário compreender os mecanismos de engenharia que são utilizados para alcançar os objetivos e metas de exploração espacial.

## 2 DESENVOLVIMENTO

### 2.1 SISTEMAS DE ALIMENTAÇÃO POR PRESSÃO

Conforme Turner (2006), este sistema é o mais simples modo de alimentação de propelente. Seu funcionamento é dado por pressão estática nos tanques, forçando os propelentes para a câmara de combustão. Gases de alta pressão são introduzidos nos tanques ou são produtos da evaporação do propelente, assim enviando o combustível para a queima. O empuxo produzido pelo motor depende da pressão da câmara de combustão e do fluxo de matéria que chega na mesma. Turner (2006) segue afirmando que é difícil alimentar grandes fluxos a alta pressões usando apenas a pressão estática, pois seria necessário tanques mais

esessos para resistir às altas pressões, causando uma redução na razão de massa, sendo este sistema limitado a motores de baixo empuxo.

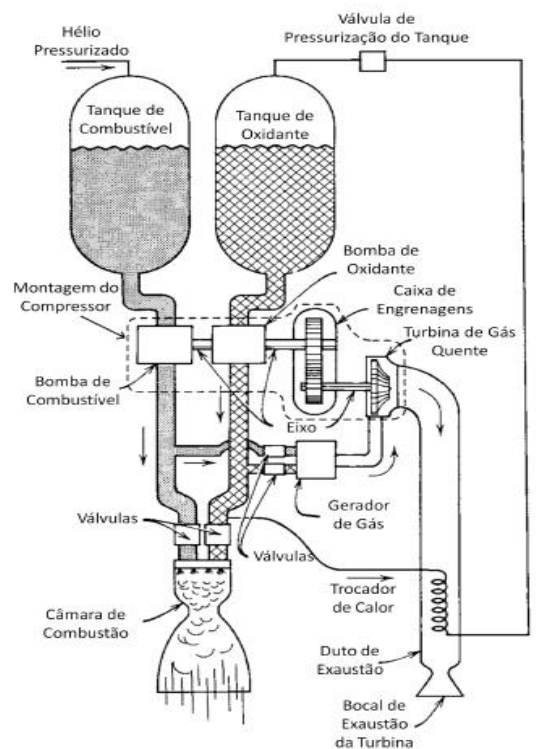
Segundo Miquilen (2019), as vantagens deste sistema ao sistema bombeado é sua simplicidade de operação, sendo seu funcionamento basicamente o abrir de válvulas.

## 2.2 SISTEMAS ALIMENTADOS POR TURBOBOMBAS

De acordo com Veris (2021) Em um sistema turbo-bomba, as bombas desempenham o papel de aumentar a pressão do propelente líquido armazenado nos tanques, os injetando na câmara de combustão principal, na vazão mássica e pressão requerida pelo motor.

Mishra (2017) adiciona que as bombas são acionadas por turbinas cuja potência deriva da expansão de gases quentes oriundos da queima do propelente (1% a 5% do fluxo total) em uma pré-câmara de combustão. Neste sistema o propelente é pressurizado por bombas separadas. A figura 03 demonstra um esquemático simplificado de um sistema bipropelente alimentado por turbobombas.

Figura 03 – Motor Foguete com sistema bipropelente alimentado por turbobombas



Fonte: Adaptado Sutton e Biblarz (2017)

Miquelin (2019) observa que, mesmo nos sistema bombeados existe uma pressurização, com pressão inferior, dos tanques de propelente, a fim de evitar a ocorrência de cavitação nas bombas e aumentar a rigidez dos tanques.

Os autores chegam em um consenso a respeito das vantagens deste sistema ao sistema a pressão estática, apesar da maior complexidade, citam a flexibilidade na operação, a economia de massa no veículo e no grande rendimento desses motores. Sendo eles preferidos onde é necessário um impulso específico alto e uma grande duração de acionamento.

### **2.2.1 TURBOBOMBAS**

Conforme Sutton e Biblarz (2017), as turbobombas são máquinas de alta precisão com alta velocidades de rotação. Consistem em uma turbina a gás alimentando uma ou duas bombas centrífugas, com propósito de retirar os propelentes dos tanques, aumentar suas pressões e os alimentar no sistema de propulsão, onde serão misturados e queimados, formando gases quentes.

### **BOMBAS**

Mishra (2017) escreve que as bombas de propelente consistem basicamente em elementos rotativos (indutor e impelidor), difusor, voluta e invólucro. Geralmente, os líquidos entram axialmente no indutor, o qual guia o fluido para o rotor com perdas mínimas de pressão. O fluido é acelerado no impelidor, enquanto se move contra a força centrífuga, devido transmissão de energia cinética, e deixa o rotor radialmente. Posteriormente, o fluido entra no difusor, em qual o fluido é desacelerado, a fim de aumentar sua pressão estática. Para aplicações espaciais, o peso é um parâmetro chave, então as bombas centrífugas são preferidas, pois podem lidar com uma grande quantidade de vazão mássica. A vazão mássica necessária da bomba é parametrizada pelos parâmetros do projeto: empuxo, velocidade efetiva de exaustão, razão de mistura e densidades dos propelentes.

### **TURBINAS**

Segundo Hunzel e Huang (1992) a turbina é um dispositivo que deriva sua energia da expansão de gases oriundos do gerador de gás no ciclo gerador de gás ou do pré-queimador

no ciclo de combustão em estágios ou até mesmo de gases mornos que saem da jaqueta de resfriamento no ciclo expensor. A potência da turbina pode ser determinada como (Humble *et al.* 1995):

$$P_t = \eta_t \dot{m}_t \Delta h \quad (09)$$

Onde:  $P_t$  é a potência da turbina (J/s).

A razão de pressão da turbina pode ser definida como:

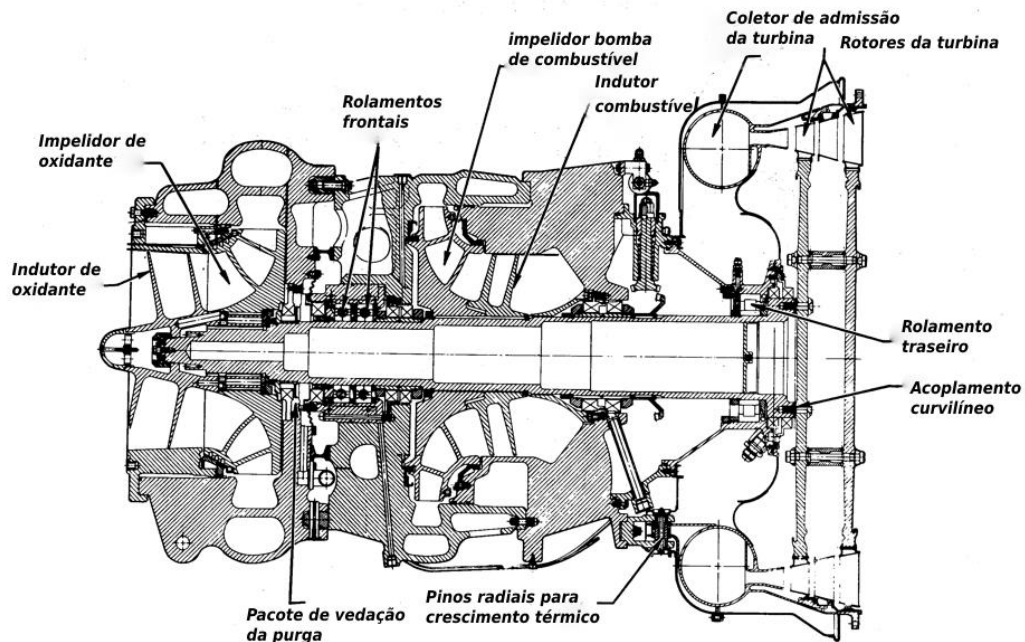
$$P_{Tr} = \frac{P_{Te}}{P_{Ts}} \quad (10)$$

Sendo:

- $P_{Tr}$  a razão de pressão da turbina, os índices
- $P_{Te}$  e  $P_{Ts}$  são referentes a pressão de entrada e de saída, respectivamente.

Uma vista em corte de uma turbobomba utilizada no motor F-1 é mostrada na figura 04 a seguir.

Figura 04 – Vista em corte do conjunto turbobomba do motor F-1



Fonte: Adaptado NASA (2013)

## 2.2.2 SISTEMAS BIPROPELENTES

Conforme Mishra (2017), motores foguetes a propelente líquido, apesar de suas características complexas, são preferidos aos propelentes sólidos, pois possuem um alto impulso específico além de serem capazes de controlar a potência do empuxo. Os propelente líquidos podem ser classificados baseado no arranjo combustível-oxidante, no conteúdo energético, inflamabilidade e armazenamento. São amplamente divididos em monopropelentes e bipropelentes. Os motores foguete bipropelente utilizam um propelente líquido como combustível e outro como oxidante. O autor segue notando as desvantagens deste sistema, citando a sua alta taxa de falha, complexibilidade e valor em comparação aos monopropelentes.

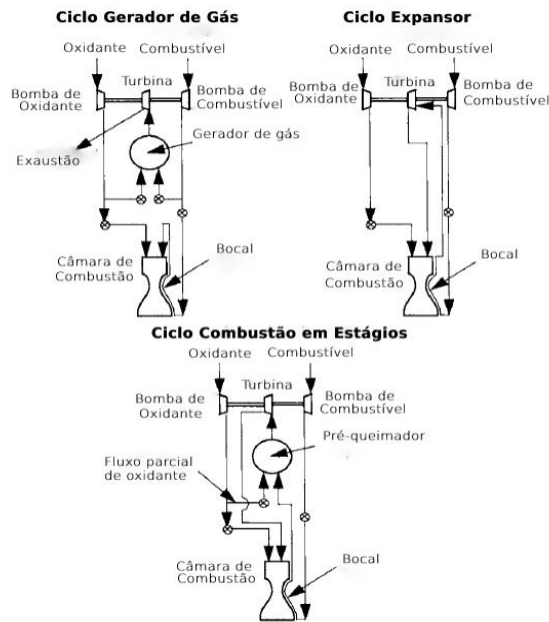
Sutton (2006) comenta que, a única combinação de propelente de alta energia que foi aceita pela sua praticidade é a combinação de oxigênio líquido e hidrogênio líquido (LOX/LH<sub>2</sub>), sendo ainda amplamente aplicada hoje. Para bipropelentes, a razão de mistura representa a razão no qual o fluxo de oxidante e combustível são misturados e reagidos na câmara de combustão. A razão de mistura  $r$  é definida como a razão de fluxo mássico de oxidante  $\dot{m}_o$  para a razão mássica de combustível  $\dot{m}_c$ , ou:

$$r = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_c} \quad (11)$$

## 2.3 CICLOS DE MOTOR

Sutton (2006) escreve que o conceito de ciclos de motores foguete foi introduzido na década de 1950 na União Soviética e nos Estados Unidos, sendo adotada mundialmente logo após. Diversos ciclos foram desenvolvidos, mas apenas quatro foram desenvolvidos e testados em voo. Na figura 05 a seguir, temos os esquemas simplificados dos ciclos mais usuais.

Figura 05 – Esquema simplificado dos ciclos de combustão mais comuns



Fonte: Adaptado Humble *et al.* (1995)

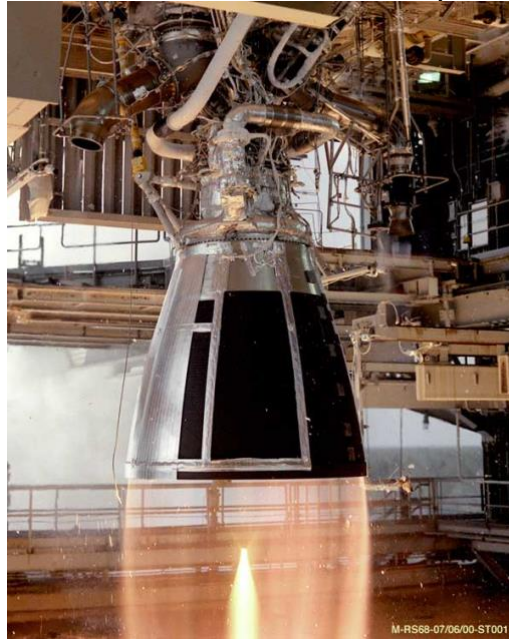
Conforme Sutton e Biblarz (2017), todo MFPL, com sistema de alimentação bombeado, opera com um dos diversos ciclos de motor. Existem duas classificações de ciclos em operação, o ciclo fechado e o ciclo aberto. Dentro deles, os três ciclos mais comumente usados em motores são (1) gerados de gás, o (2) ciclo expansor, e o (3) combustão em estágios. A figura 05 mostra um esquemático simplificado desses três motores. Os autores descrevem os ciclos abertos como sendo onde o fluido de trabalho oriundo da turbina é despejado na secção de saída do bocal ou até mesmo despejado para fora do veículo, sendo expandido em um bocal separado da câmara de combustão. Já nos ciclos denominados fechados, todos os fluidos que passam pela turbina são injetados na câmara de combustão do motor. Sendo a principal diferença entre eles a maneira em que o gás que transfere trabalho a turbina é utilizado.

### 2.3.1 CICLO GERADOR DE GÁS

Conforme Sutton (2006), o ciclo gerador de gás (GG) foi o primeiro a ser desenvolvido. Tem um gerador de gás separado, onde o combustível e oxidante são queimados a uma razão de mistura que resulte em uma temperatura baixa o bastante para os gases de admissão para a turbina (geralmente entre 650 e 850°C), permitindo turbinas não-resfriadas. É o mais simples dos ciclos, frequentemente baixo em custo, dando uma baixa massa inerte de motor, entretanto fornece uma performance mais baixa do que os outros

ciclos. Possuindo, também, pressões internas menores. Grande parte dos motores a partir da década de 1950 utilizam um sistema bipropelente com gerador de gás com o mesmo propelente, porém com diferentes razões de mistura. Um exemplo desse ciclo é aplicado no motor RS-68, apresentado na figura 06 a seguir.

Figura 06 – Motor RS-68 sendo testado no Centro Espacial ‘Stennis’ da NASA



Fonte: NASA (2000)

Segundo Hunzel e Huang (1992), o GG é o único ciclo dos três principais que o caminho de fluxo da turbina é em paralelo com o caminho do fluxo da câmara de combustão. Esse design separa as duas funções fazendo o motor GG muito mais simples de ser desenvolvido e operado. Entretanto, o autor cita que pela simplicidade existe uma penalidade na performance.

### **2.3.2 CICLO COMBUSTÃO EM ESTÁGIOS**

Segundo Sutton e Biblarz (2017) na combustão em estágios o caminho do fluxo de refrigerante através da camisa de resfriamento é a mesma do ciclo expensor, sendo basicamente uma combinação do gerador de gás com o ciclo expensor, mas neste ciclo todo combustível ou oxidante é bombeado para um pré-queimador a fim de fornecer gases de alta entalpia a turbina. O fluxo total dos gases de escape da turbina é injetado na câmara de combustão principal onde, então, é misturado com a parte restante do outro propelente. O



ciclo combustão em estágio tem um impulso específico mais alto, porém os motores são muito maiores e complexos. Como a combustão se dá em etapas, tanto no pré-queimador e na câmara principal, este ciclo foi denominado combustão em estágios.

Conforme Law (2022), o ciclo de combustão em estágios foi desenvolvido a fim de aproveitar os produtos da combustão, que são despejados a atmosfera no ciclo aberto, de maneira eficiente. Este sistema não é simples como apenas conectar o tubo de exaustão à câmara principal, pois a pressão que aciona a turbina é mantida o mais baixo possível, e a pressão jusante da turbina é menor que a montante. Como resultante, a pressão de exaustão seria menor do que a pressão da câmara de combustão, ou seja, os gases da combustão, obedecendo o princípio de Bernoulli, fluiriam de volta ao tubo de escape, causando falha no motor.

### **2.3.2.1 CICLO RICO EM OXIDANTE**

De acordo com Law (2022), o ciclo fechado rico em oxidante foi o primeiro, historicamente, a ser desenvolvido. Os engenheiros e projetistas soviéticos superaram os desafios atrelados a este ciclo já na década de 1950. Em contrapartida, os Estados Unidos nunca chegaram a desenvolver um motor utilizando este ciclo. Os soviéticos escolheram este método pois ao usar combustíveis ricos em carbono como o RP-1, existe um acúmulo de fuligem nos tubos de exaustão causando problemas no motor. Apenas uma pequena quantidade de combustível entra no pré-queimador, apenas o suficiente para criar pressão e calor. A exaustão do pré-queimador perde pressão ao passar pela turbina, que converte a energia térmica em mecânica, assim acionando as bombas. A pressão no combustor deve ser significativamente maior que na câmara de combustão principal para assegurar que os gases de exaustão sejam injetados na câmara, entretanto, o mesmo não pode ser dito para o combustível. Como a maioria do combustível flui diretamente para a câmara de combustão principal ele deve ser comprimido apenas 20% a mais que na câmara principal, e apenas uma fração dele deve ser comprimido a grandes pressões para ser injetado no pré-queimador. Isso é obtido usando uma bomba com dois estágios.

Segundo Schoenman (1981), operar um combustor a alta pressão com um ambiente rico em oxidante apresenta diversos problemas, pois oxigênio quente tende a ser extremamente reativo com qualquer material, sendo necessário ligas metálicas específicas

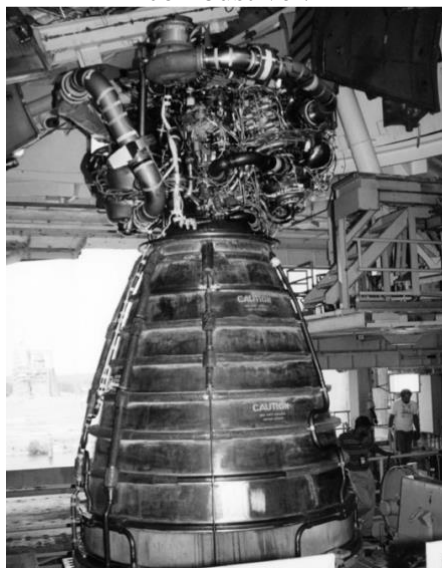
para suportar o ambiente agressivo que esses gases quentes causam. É uma tecnologia complexa e difícil de se obter.

### 2.3.2.2 CICLO RICO EM COMBUSTÍVEL

Conforme Heister et al. (2019), no ciclo combustão em estágio rico em combustível, todo combustível, com uma pequena quantidade de oxidante, passa pelo pré-queimador. Sendo o contrário do ciclo anterior. Esse ciclo é complexo pelo acúmulo de fuligem que ocorre na tubulação de exaustão com o uso de combustíveis a base de carbono, discutidos acima. Portanto o uso de combustíveis que não tem base de carbonos é necessário. Outro problema crítico neste ciclo é o fato que a turbina divide o mesmo eixo que as bombas que trabalham com os fluidos opostos, e no caso de propelentes hipergólicos, a mistura antecipada desses fluidos é catastrófica para o motor. Então é necessário o desenvolvimento de um selo de purga no eixo. Este selo utiliza um gás inerte de alta pressão (normalmente Hélio) que previne que os dois propelentes se misturem. Caso haja um vazamento, o hélio flui para o propelente assim os separando. Este mecanismo é um atraso na engenharia de reuso para esses motores, sendo necessário sucessivas inspeções e manutenções rigorosas após os voos.

A figura 07 mostra o motor principal do ônibus espacial (RS-25) que aplica este ciclo.

Figura 07 – Motor principal do Space Shuttle (RS-25), com combustão faseada rico em combustível.



Fonte: Turner (2006)

Law (2022) complementa que os Estado Unidos optaram por este modelo de combustão em estágios, no desenvolvimento do motor RS-25 para o Space Shuttle. Este motor utiliza hidrogênio líquido como combustível e oxigênio líquido como oxidante. Como o hidrogênio é uma molécula leve e tem zero teor de carbono, não leva ao acúmulo de fuligem. No entanto, a combustão em estágios rica em combustível ainda tem seus próprios desafios, particularmente porque o hidrogênio é extremamente leve e volátil. Assim, são necessárias grandes bombas com diversos estágios para atingir as pressões necessárias. Ou seja, o ciclo de combustão rico em combustível troca um conjunto de complexidades por outro quando comparado ao ciclo rico em oxidante.

### **2.3.2.3 CICLO FLUXO TOTAL**

Conforme Heister et al. (2019), uma maneira de mitigar os problemas e complexidades dos dois ciclos de combustão faseada citados acima, é desenvolver dois pré-queimadores, um rico em combustível e outro em oxidante, acionando as bombas respectivas de combustível e oxidante. Este ciclo alternativo é denominado de ciclo Combustão em Estágios de Fluxo Total. Este ciclo é, discutivelmente, o ciclo supremo de motores a bipropelente, como o fluxo total (ou quase total) de cada propelente produz potência para as turbinas e um aumento significativo na pressão das bombas respectivas. Esse aumento na potência gerada pelo alto fluxo do pré-queimador permite uma operação com temperaturas menores. A câmara principal opera com uma injeção de gás/gás, pois todos os propelentes são queimados no pré-queimador. Esta é uma enorme vantagem sobre outros ciclos discutidos anteriormente. Uma interação gás-gás é, supostamente mais eficiente e estável, leva a uma melhor mistura de produtos gasosos antes da combustão, levando a uma combustão mais rápida com menos resíduos não queimados do que as interações líquido-líquido ou líquido-gás.

De acordo com Law (2022) as desvantagens deste sistema estão na complexibilidade de operar três equipamentos de alta potência de combustão ao mesmo tempo. Também ainda a questão de operar oxigênio gasoso a alta temperatura e pressão, sendo necessário o desenvolvimento de ligas metálicas específicas para suportar este ambiente. No entanto algumas complexibilidades como o uso de mecanismos de vedação elaborados é dispensado. Isso permite uma oportunidade maior de reuso desses motores. Um motor de fluxo total terá cerca de metade da temperatura dentro de seus pré-queimadores comparado aos ciclos anteriores e, portanto, metade da temperatura na turbina. Isso representa um avanço para os

engenheiros e projetistas, já que a carga de calor e sua dissipação costumam ser uma das maiores limitações de qualquer motor.

Na figura 08 temos uma foto do motor Raptor da SpaceX na sede da empresa em Hawthorne.

Figura 08 – Foto do motor Raptor em Hawthorne



Fonte: Página do Brandon no Twitter (2020)

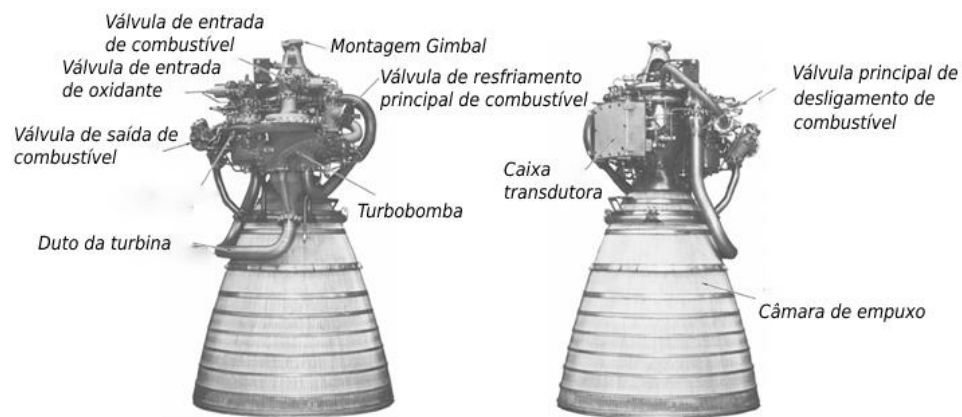
Os autores escrevem sobre alguns exemplos desses motores, onde apenas três motores que utilizam esse ciclo foram desenvolvidos, o primeiro sendo desenvolvido pelos soviéticos, chamado RD-270. A agência espacial norte-americana (NASA) também demonstrou a eficácia desse ciclo com o programa *Integrated Powerhead Demonstrator* (IPD) na década de 1990, porém nunca foi desenvolvido em um motor completo. Atualmente, a *SpaceX* aplica este ciclo no motor *Raptor* (figura 08), que alimenta o veículo *Starship* e o *SuperHeavy*. sendo o primeiro motor deste tipo a ser desenvolvido e testado em voo.

### 2.3.3 CICLO EXPANSOR

Sutton e Biblarz (2017) escrevem que, ambos os ciclos de combustão em estágio e o ciclo expansor são ciclos fechados, ou seja, não há despejo da exaustão da turbina para a atmosfera. No ciclo expansor, é utilizado apenas combustíveis criogênicos, de preferência

hidrogênio. É evaporado, esquentado e então alimentado as turbinas de baixa pressão após ter passado pela ‘jaqueta’ de resfriamento do motor. Parte do resfriador, cerca de 5 a 15% evita a turbina e se reúne ao fluxo de exaustão antes de todo o propelente ser injetado na câmara. As vantagens desse ciclo incluem alto impulso específico, a não existência de um gerador de gás ou pré-queimador e possui uma massa relativamente pequena do motor. Neste ciclo todo o propelente é queimado na câmara de combustão principal e expandido no bocal. Na figura 09 é apresentado duas vistas laterais do motor RL10A-3-3A, que aplica o ciclo expansor.

Figura 09 – Vistas laterais do motor RL10A-3-3A



Fonte: Adaptado NASA (2015)

Segundo Heister et al. (2019), tende a existir uma limitação de pressão na câmara em que o ambiente das paredes da câmara se torna muito severo para os materiais aplicados. Apesar desta desvantagem, é um ciclo simples, de alta performance, sendo muito aplicado em motores de estágios superiores. Ou seja, o fato da limitação de pressão não é tão importante, tendo em vista que o motor opera no vácuo e tem uma razão infinita de pressão no bocal como resultado.

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Foi analisado a performance, perante os dados encontrados na bibliografia e online, de alguns motores reais em uso e já aposentados que aplicam os três ciclos principais discutidos

neste trabalho. Dados como o impulso específico, razão de empuxo por peso, empuxo total, pressão da câmara.

Quadro 01 – Comparação dados de motores diversos

MOTORES	Merlin	RD-180	F-1	RAPTOR	BE-4	RS-25	RL10A-4-2
CICLO	GG	COMBUSTÃO FASEADA RICO EM OXIDANTE	GG	COMBUSTÃO FASEADA FLUXO TOTAL	COMBUSTÃO FASEADA RICO EM OXIDANTE	COMBUSTÃO FASEADA RICO EM COMBUSTÍVEL	CICLO EXPANSOR
COMBUSTÍVEL	RP-1	RP-1	RP-1	METANO	METANO	HIDROGÊNIO	HIDROGÊNIO
EMPUXO TOTAL	0.84MN	3.83MN	6.77MN	2.00MN	2.40MN	1.86MN	0,098MN*
EMPUXO:PESO	198:1	78:1	94:1	107:1	80:1	73:1	61:1
IMPULSO ESPECÍFICO	NM: 282s VAC: 311s	NM: 311s VAC: 338s	NM: 263s VAC: 304s	NM: 330s VAC: 350s	NM: 310s VAC: 340s	NM: 366s VAC: 452s	NM: *** VAC: 451s
PRESSÃO DA CÂMARA	97 bar	257 bar	70 bar	270 bar	135 bar	206 bar	52 bar

Legenda:

\* Sem confirmação oficial dos números

\*\*\* Sem dados

Fonte: Autor (2022)

Analisando os dados obtidos, primeiramente o empuxo total no nível do mar (NM) de menor para menor, temos o motor RL-10A-4-2 com 0,0098 MNs, porém como ele é apenas utilizado no vácuo, esse número não é tão importante para esse motor. Em seguida o motor Merlin da SpaceX com 0.84 MNs de empuxo, seguido do RS-25 produzindo 1.86 MNs, Raptor com 2.00 MNs, o BE-4 apesar de ainda estar em fase de teste, tem um empuxo esperado de 2.40 MNs, RD-180 3.83 MNs, e o motor F-1 com incríveis 6.77 MNs de empuxo.

O empuxo total é ótimo, mas talvez o fator mais importante no desenvolvimento de um motor foguete seja a sua razão empuxo para peso, que significa o quão pesado o motor é comparado com o tanto de empuxo que ele produz, ou seja, quanto maior essa razão, significa menos peso morto no foguete, aumentando sua eficiência. Nos termos dessa razão, de pior para melhor, o motor RL-10A-4-2 com 61:1, porém como explicado acima, esses números não impactam na sua performance real, pois é utilizado no vácuo. Seguindo, o motor RS-25 com uma razão de 73:1, o motor RD-180 com 78:1, o BE-4 com 80:1, seguido do F-1 com 94:1, Raptor com 107:1, e o motor Merlin liderando com 198:1.

Um motor pode ser extremamente poderoso com grandes empuxos, mas de nada vale se for ineficiente, é onde entra o impulso específico, explicado no item 1.1.2 deste trabalho. Agora levando em conta no nível do mar e no vácuo, começando com o motor menos

eficiente, o motor F-1 de 263 a 304 segundos, depois o motor Merlin de 282 a 311 segundos, seguido do RD-180 de 311 a 338 segundos, o BE-4, que é esperado que tenha cerca de 310 a 340 segundos, o próximo é o motor Raptor de 330 a 350 segundos, e o RL-10A-4-2 que tem um impulso por volta de 451 segundos no vácuo, não ficando muito atrás do motor mais eficiente, o RS-25 que tem um impulso específico de 366 a 452 segundos.

Um dos fatores que afetam tanto o empuxo total como o impulso específico é a pressão da câmara. Quanto maior a pressão da câmara, mais empuxo e potencialmente mais eficiência o motor pode ganhar. Pressões de câmara mais altas permitem que um motor seja menor para um determinado nível de empuxo, melhorando também sua relação impulso/peso. A menor pressão está no motor RL-10A-4-2 com 52 bar, seguido do F-1 com 70 bar, apesar de serem as menores, ainda são pressões gigantescas em comparação a pressão atmosférica. Depois temos o Merlin e o BE-4 com 97 bar e 135 bar respectivamente, o motor RS-25 com 206 bar e o RD-180, que por muito tempo foi considerado o rei dos motores com uma pressão de câmara de 257 bar, até que o motor Raptor foi desenvolvido, com uma incrível pressão de 270 bar, com expectativas de atingir até 300 bar.

Quadro 02 – Comparação dados de performance

MOTORES	Merlin	RD-180	F-1	RAPTOR	BE-4	RS-25	RL10A-4-2
PREÇO	< \$1M	\$25M	\$30M	~ \$2M	~ \$8M	> \$50M	~ \$17M
VOOS	71	79	17	EM TESTES	EM TESTES	135	> 50
REUSABILIDADE	10 VOOS	NÃO	NÃO	50 VOOS	25 VOOS	19 VOOS	NÃO
CONFIABILIDADE	99.9%	100%	100%	S/D	S/D	> 99.5%	~100%

Fonte: Autor (2022)

Além dos parâmetros dos motores também é possível analisar outros dados como valores e as confiabilidades desses motores. Olhando o custo, o motor mais caro é o RS-25 com um valor por volta de 50 milhões de dólares, seguido do F-1 em \$30M, o RD-180 \$25M, RL10A-4-2 \$17M, o BE-4 \$8M, e os motores da SpaceX, Raptor e Merlin custando \$2M e <\$1M, respectivamente. Além do custo, outro ponto considerado é a capacidade do motor ser reutilizado. No casos desses motores, o F-1, RL10A e o RD-180 não são reutilizáveis, todos os outros são, em diferentes níveis de complexibilidade, como por exemplo o motor principal do Ônibus Espacial o RS-25. Após todo voo, ele passa por rigorosos processos de reforma, pelos danos causados pelo seu tipo de ciclo, o que acabava sendo muito custoso. Outros motores como o Merlin, Raptor e BE-4, já foram desenvolvidos pensando na sua reutilização,

no âmbito de diminuir os custos dos voos. São motores mais simples e rápidos de serem recuperados e reutilizados.

Em termos de confiabilidade, com o número de voos e esses números, podemos ter uma boa noção de como um motor é de fato confiável. É um número difícil de definir. Novamente, o BE-4 e o Raptor ainda não voaram, então esses números não estão disponíveis, então temos o motor principal do ônibus espacial, que é mais de 99.5% confiável, temos o Merlin sendo 99.9% confiável. Tendo 10 motores em cada voo do veículo, e com apenas um motor falhando em 71 voos prova o quão confiável esse motor é. Tecnicamente o RD-180 e o F-1 são 100% confiáveis, com o F-1 nunca tendo nenhum desligamento em voo, e dependendo da definição de sucesso e confiabilidade, o RD-180 é apenas 100% confiável por sorte, pois desligou 6 segundos mais cedo, em uma missão do Atlas V em 2016, devido a uma válvula defeituosa, mas a missão seguiu sem problemas.

Sintetizando é possível fazer uma comparação mais direta como no quadro 03 a seguir:

Quadro 03 – Comparação dos ciclos

	CICLOS		
	GERADOR DE GÁS	COMBUSTÃO FASEADA	EXPANSOR
VANTAGENS	Simple; Pouca massa seca; permite turbobombas potentes para alto empuxo	Alto impulso específico; alta pressão de câmara permitindo grande empuxo	Alto impulso específico; relativamente baixa complexibilidade
DESvantagens	Baixo impulso específico	Alta complexibilidade e mais massa, principalmente para o fluxo total	Deve usar apenas propelentes criogênicos; transferência de calor limita a potência da turbina

Fonte: Autor (2022)

## 4 CONCLUSÃO

Pelos diversos tipos de ciclos e modelos de motores aplicados neles, é impossível definir um único “melhor” ciclo. Todos eles têm métodos particulares de alimentar os foguetes, tendo benefícios e complexidades diversas a serem consideradas. Pouco importa o quão potente e eficiente o motor é, se ele não é confiável em voo.

Os motores que empregam o ciclo gerador de gás são confiáveis e ainda muito utilizados na indústria, pela sua simplicidade de operação, como os motores Merlin e o icônico F-1, porém, apesar de sua alta confiabilidade, engenheiros notaram a possibilidade de



melhora da performance assim criando os ciclos fechados. Os soviéticos e norte-americanos divergiram em técnicas, e construíram os motores mais eficientes e confiáveis como o RD-180 e o RS-25, ambos aplicam ciclos fechados com combustão faseada, um rico em oxidante e outro em combustível. O ciclo expensor é uma opção viável, e provou ser uma ótima escolha para o motor RL-10. No entanto, tem limitações nos níveis de saída de empuxo e, como resultado, é improvável que seja usado em um motor a nível do mar.

O ciclo com fluxo total, dito por muito tempo como um ciclo impossível, foi demonstrado primeiro pelos soviéticos, porém seu primeiro voo foi recente, com o motor Raptor. Pode se concluir que esse motor é o rei dos motores para as aplicações que foi construído, apesar de sua complexibilidade, é pouco custoso, é reutilizável, e com alta performance.

Assim pode se fazer um caso para a aplicação de todos os ciclos, cada um é diferente e aplicável em diversas situações. Se é necessário motores para estágios superiores temos o ciclo expensor, para motores potentes, simples e, de certa forma, descartáveis, temos o gerador de gás. Motores mais complexos, mais potentes e reutilizáveis, os ciclos fechados. No caso de motores para missões interplanetárias e longas, temos os motores alimentados por metano como o Raptor e o BE-4. Então, não é possível os qualificar entre melhor ou pior, mas sim em suas qualidades e suas complexidades e no qual melhor se encaixa no projeto ou na missão.

No Brasil essas tecnologias não são desenvolvidas por falta de investimento do estado e do setor privado, o que torna o país dependente de outras nações. O Brasil deixou de tentar a soberania nessa área mesmo com condições favoráveis e talentos para o desenvolvimento.

## REFERÊNCIAS

- BRANDON. **Another angle...** 2020. Disponível em: [https://twitter.com/bd\\_zero\\_g/status/1263551433233690625/photo/1](https://twitter.com/bd_zero_g/status/1263551433233690625/photo/1). Acesso em: 07 set. 2022.
- HADIN, O.J. **Advanced Rocket Engines**. In Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft (pp. 6-1 – 6-40). Artigo 6. Neuilly-sur-Seine, France. 2008.
- HEISTER, Stephen D. *et al.* **Rocket Propulsion**. Cambridge: Cambridge University Press, 2019.
- HUMBLE, Ronald W. *et al.* **Space Propulsion Analysis and Design**. New York: McGraw-Hill, 1995.
- HUZEL, Dieter K.; HUANG, David H.. **MODERN ENGINEERING FOR DESIGN OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES**: progress in astronautics and aeronautics. Washington, D.C: AIAA, 1992.
- LARDIER, Christian. **L'astronautique soviétique**. [S.L.]: Armand Colin, 1992.
- LAW, Andy. **Rocket Engine Cycles**. 2022. Disponível em: <https://everydayastronaut.com/rocket-engine-cycles/>. Acesso em: 20 ago. 2022
- MIQUELIN, Nicolas Seoane. **ESTUDO DE MOTOR FOGUETE A PROPELENTE LÍQUIDO ALIMENTADO POR BOMBAS ELÉTRICAS**. 2019. 119 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2019.
- MISHRA. **Fundamentals of Rocket Propulsion**. [S. L.]: Taylor & Francis Group, 2017.
- NASA (org.). **Main Engine Testing**. 2000. Disponível em: [https://www.nasa.gov/images/content/148709main\\_d4\\_testing\\_08.jpg](https://www.nasa.gov/images/content/148709main_d4_testing_08.jpg). Acesso em: 07 set. 2022.
- NASA (org.). **RL10 Engine Ability to Transition from Atlas to Shuttle/Centaur Program**. 2015. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150008246/downloads/20150008246.pdf>. Acesso em: 07 set. 2022.
- NASA (org.). **Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines**. 2013. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19750012398>. Acesso em: 16 set. 2022
- SCHOENMAN, L. **Fuel/Oxidizer-Rich High-Pressure Preburners**. Sacramento: Aerojet Liquid Rocket Company, 1989
- SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket Propulsion Elements**. 9. ed. Canada: Wiley, 2017.

SUTTON, George P.. **History of Liquid Propellant Rocket Engines**. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006.

TURNER, Martin J. L.. **Rocket and Spacecraft Propulsion: principles, practice and new developments**. 2. ed. Chichester: Springer, 2006. 343 p.

VERIS, Alessandro de Iaco. **Fundamental Concepts of Liquid-Propellant Rocket Engines**. Roma: Springer Cham, 2021. 747 p.