

CURSO INTENSIVO  
TERMODINÂMICA E APLICAÇÕES DE ENGENHARIA

EQUAÇÕES DE BALANÇO DE ENERGIA PARA  
SISTEMAS **PERMANENTES** → **TRANSIENTES**

Paulo Selegim Jr.  
Universidade de São Paulo

CURSO INTENSIVO

# TERMODINÂMICA E APLICAÇÕES DE ENGENHARIA

# AVISOS IMPORTANTES:

# EXEMPLO DE APLICAÇÃO PRÁTICA...



**ENGENHARIA  
DE ALIMENTOS**





EXEMPLO DO PROCESSO INDUSTRIAL DE...

...“ESPUMIFICAÇÃO” !

# reator de explosão de vapor para pré-tratamento de biomassa (espumificação)



Ashendikan Máquina de pipoca manual para casa pequeno 304 amplificador de grãos de aço inoxidável à moda antiga mini pote...

★★★★☆ < 5

R\$ 350<sup>32</sup>

em até 7x de R\$50,08 sem juros

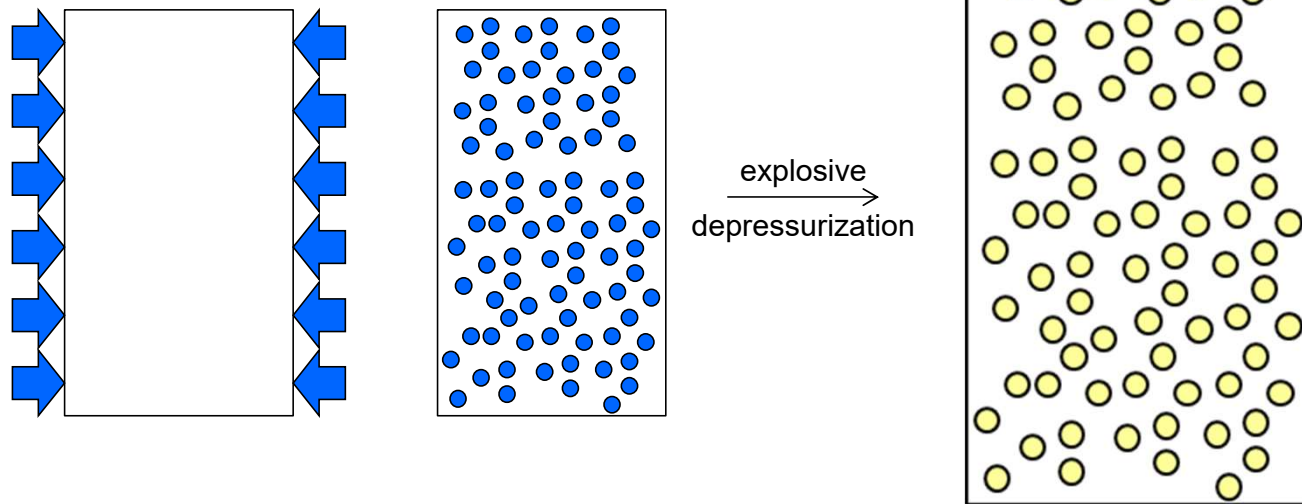
Receba sexta-feira, 10 de mai. - sexta-feira, 24 de mai.

R\$ 13,00 de frete

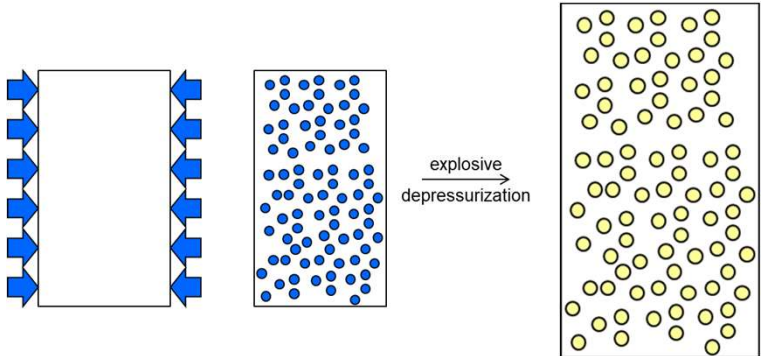


# PRÉ-TRATAMENTO EXPLOÇÃO DE VAPOR / HIDROTÉRMICO

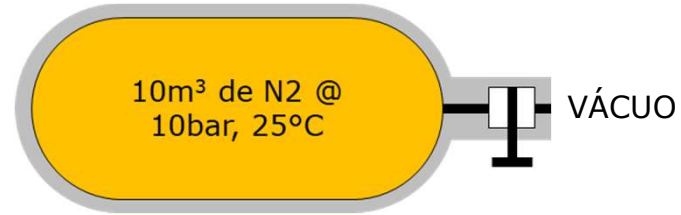
- ✓ Absorção de água líquida a alta temperatura e alta pressão (líquido comprimido)
- ✓ Despressurização explosiva induzindo vaporização in loco → “espumificação” do material



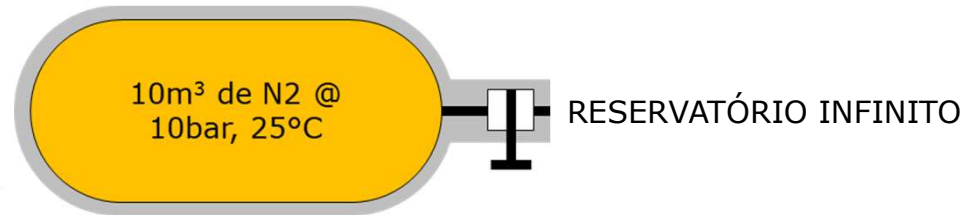
# Espumificação do amido da pipoca



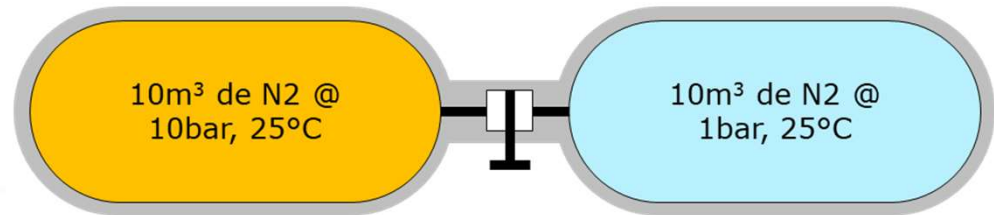
# EXPANSÃO NÃO/PARCIALMENTE RESISTIDA COM/SEM TROCA DE CALOR



ENSINO DE ENGENHARIA



PROBLEMAS PRÁTICOS DE ENGENHARIA

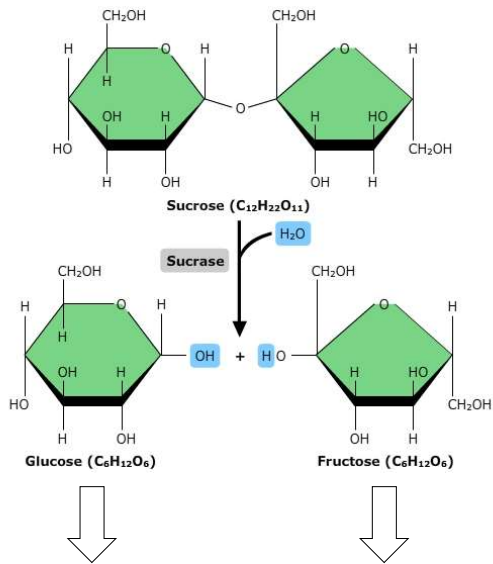


Attention to  
Filler Words

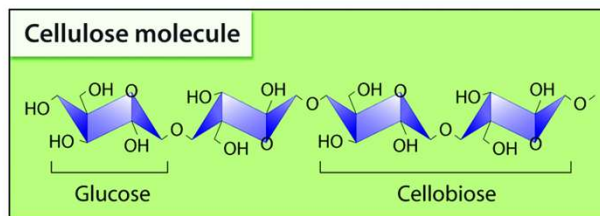
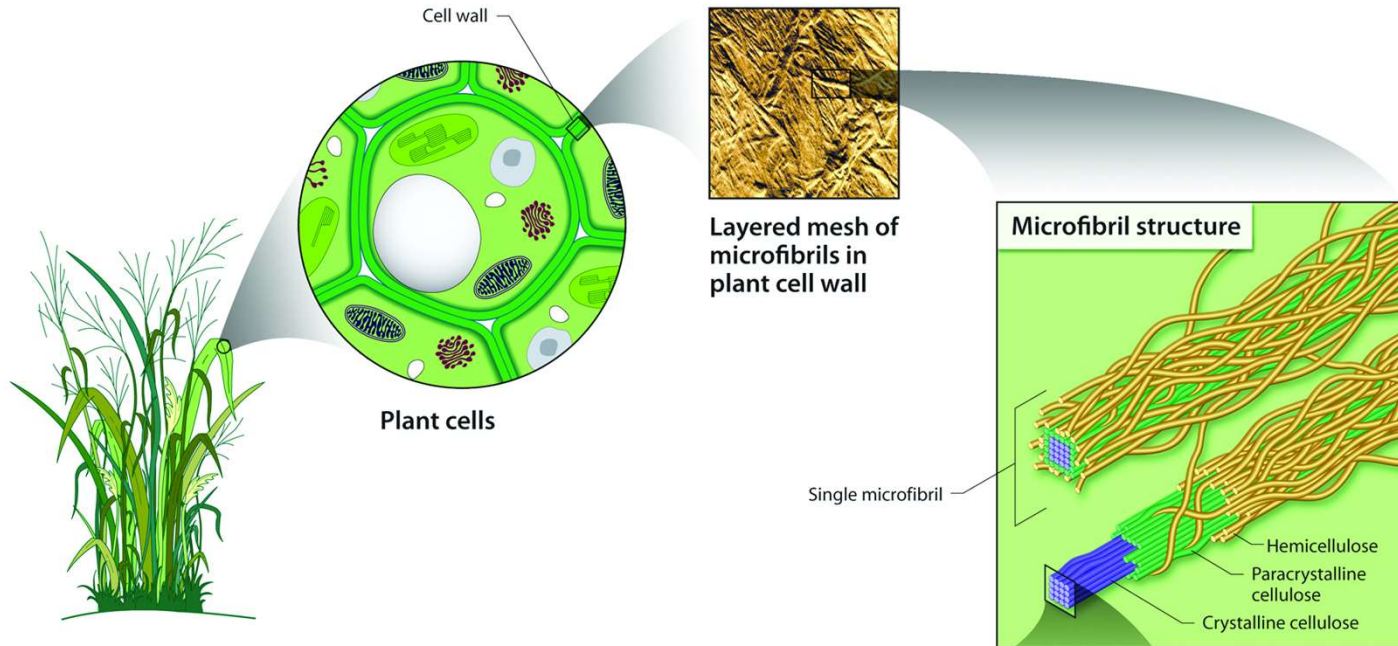


# REATOR DE EXPLOSÃO PARA PRÉ-TRATAMENTO DE BIOMASSA

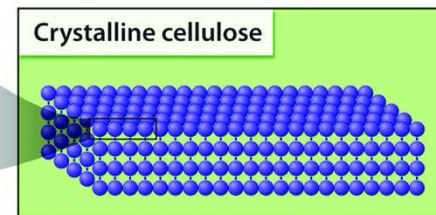
PRODUÇÃO DE ETANOL CELULÓSICO

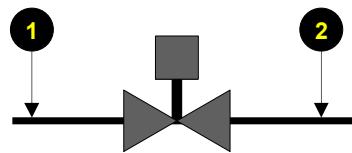
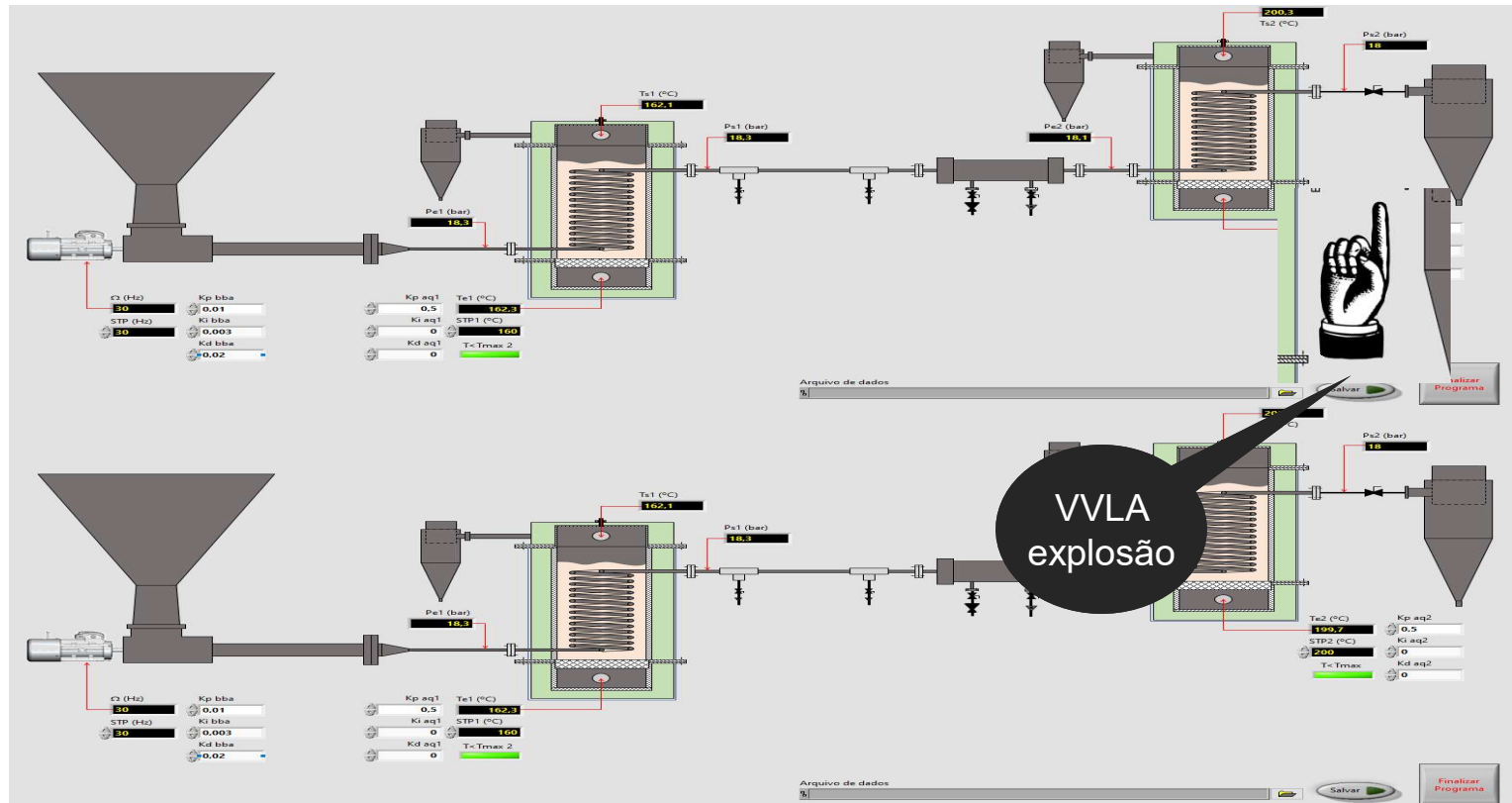


ethanol 1G



ethanol 2G



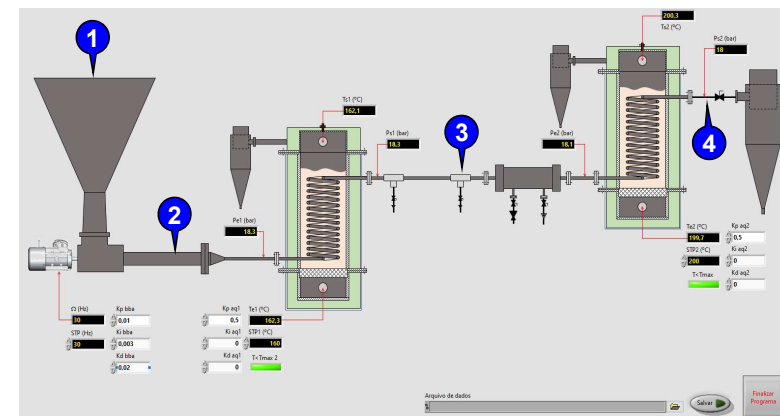
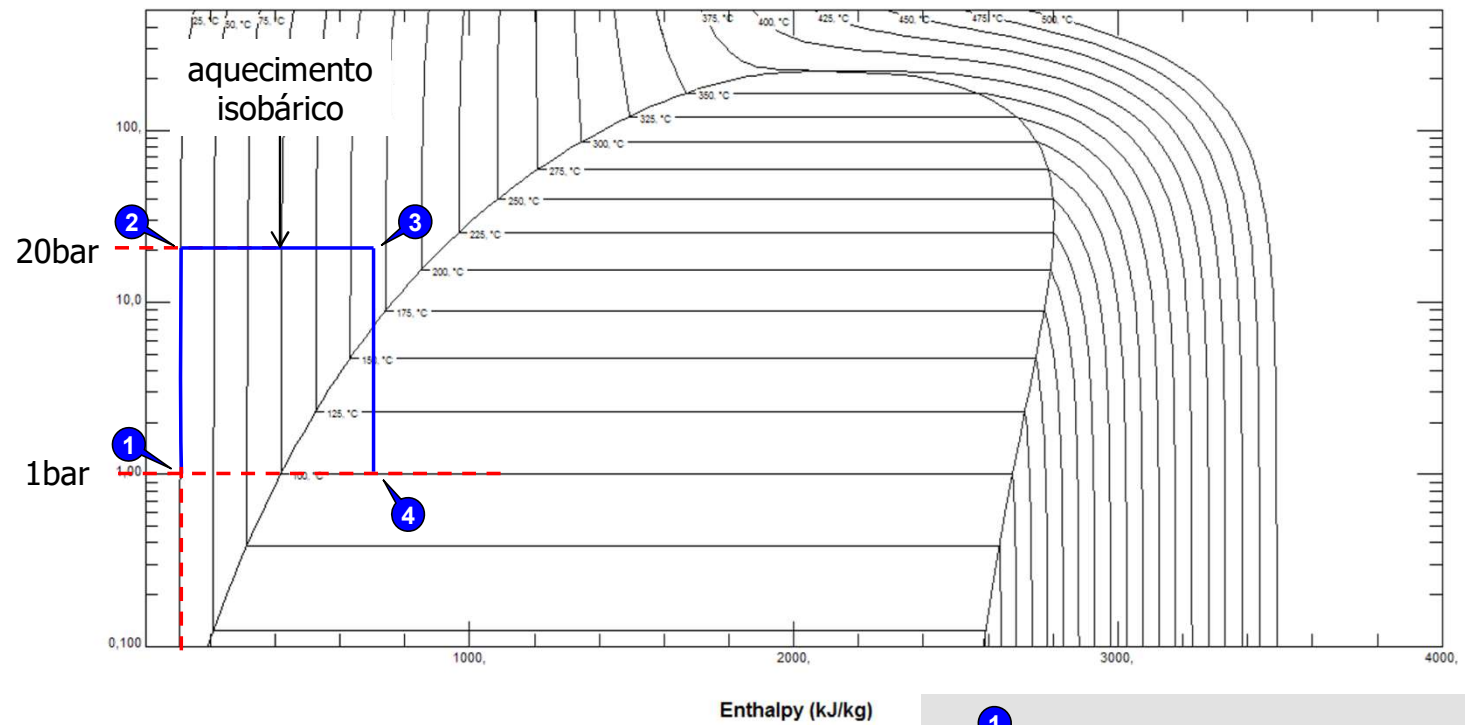


"internamente" resistida  
(trabalho de fluxo)

$$Q - W + \sum_e H_k - \sum_s H_k = 0$$

$$H_1 - H_2 = 0 \rightarrow m_1 h_1 = m_2 h_2$$

$$Q = 0 \Rightarrow h_1 = h_2$$

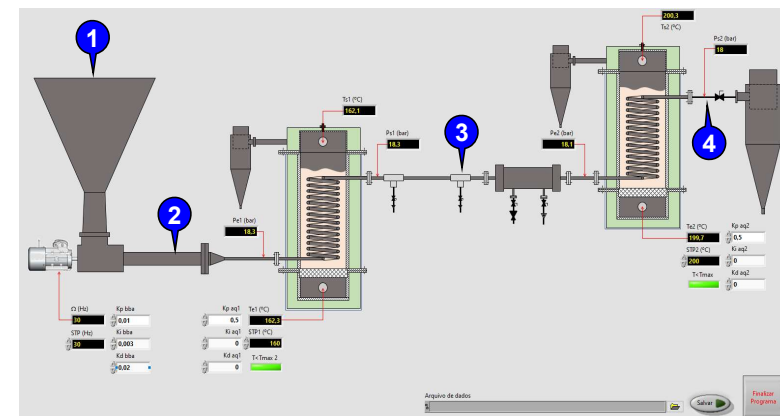




1: water: Specified state points



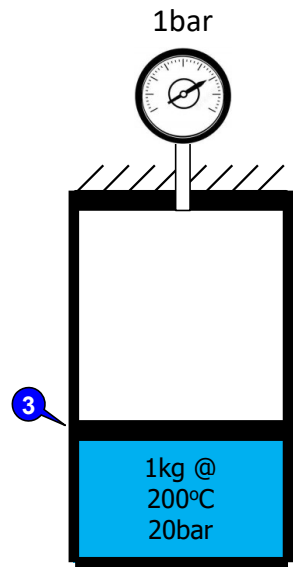
	Temperature (°C)	Pressure (bar)	Volume (m³/kg)	Int. Energy (kJ/kg)	Enthalpy (kJ/kg)	Entropy (kJ/kg-K)	Quality (kg/kg)
1	25,00000	1,000000	0,001002962	104,8186	104,9189	0,3672000	Subcooled
2	25,00000	20,00000	0,001002102	104,6728	106,6770	0,3667079	Subcooled
3	200,0000	20,00000	0,001156073	850,1385	852,4506	2,329825	Subcooled
4	99,60593	1,000000	0,3272150	819,7291	852,4506	2,469599	0,1926722
5							



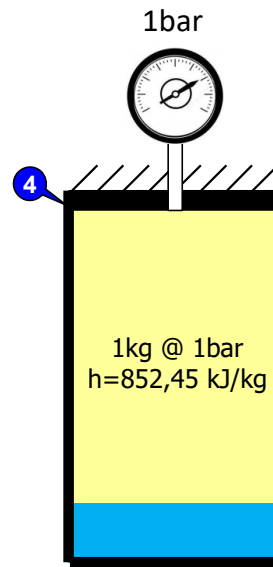
$$V = \frac{m}{\rho} = \frac{1\text{kg}}{865,00\text{kg/m}^3}$$

↓

**V = 0,00115m<sup>3</sup>**



ρ=865,00 kg/m<sup>3</sup>  
 u=850,14 kJ/kg  
 h=852,45 kJ/kg/K



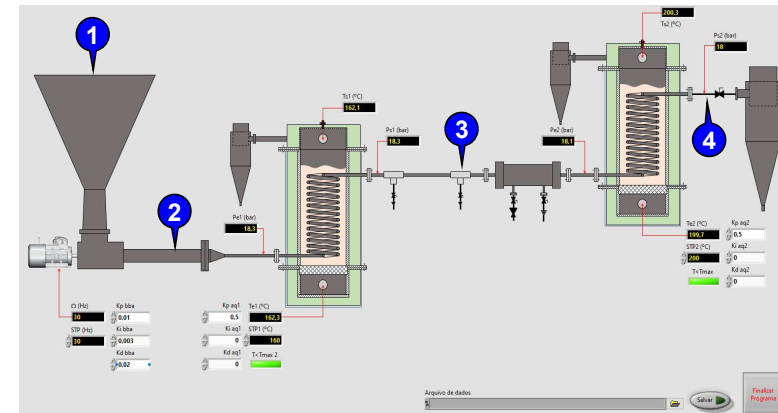
ρ=3,0561 kg/m<sup>3</sup>  
 u=819,73 kJ/kg  
 h=852,45 kJ/kg/K

$$V = \frac{m}{\rho} = \frac{1\text{kg}}{3,0561\text{kg/m}^3}$$

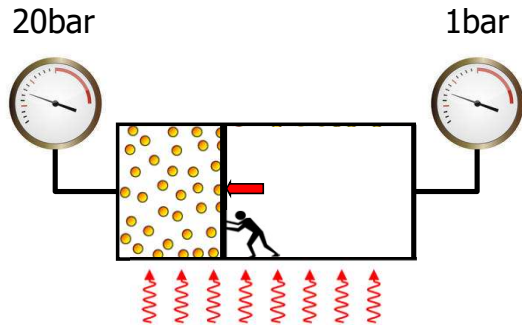
↓

**V = 0,327m<sup>3</sup>**

1: water: Specified state points							
	Temperature (°C)	Pressure (bar)	Volume (m <sup>3</sup> /kg)	Int. Energy (kJ/kg)	Enthalpy (kJ/kg)	Entropy (kJ/kg-K)	Quality (kg/kg)
1	25,00000	1,000000	0,001002962	104,8186	104,9189	0,3672000	Subcooled
2	25,00000	20,00000	0,001002102	104,6728	106,6770	0,3667079	Subcooled
3	200,0000	20,00000	0,001156073	850,1385	852,4506	2,329825	Subcooled
4	99,60593	1,000000	0,3272150	819,7291	852,4506	2,469599	0,1926722
5							



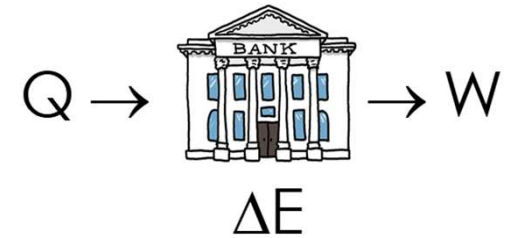
# EXPANSÃO NÃO/INTERNAMENTE RESISTIDA COM/SEM TROCA DE CALOR



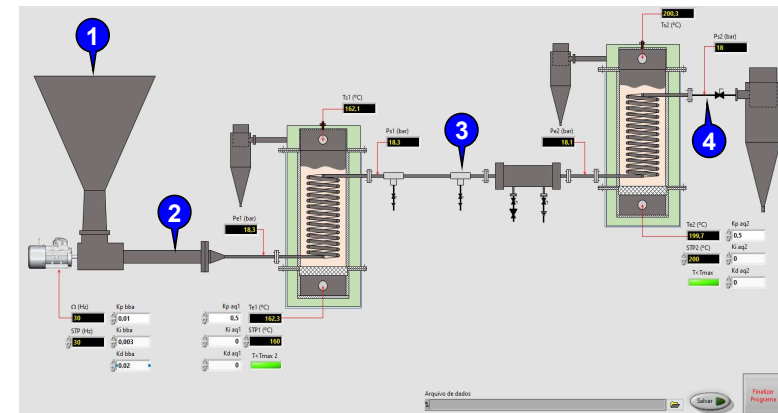
$$q_{34} - w_{34} = \Delta u$$

$$q_{34} = u_4 - u_3$$

$$q_{34} = 819,73 - 850,14 = -30,41 \text{ kJ/kg}$$



	Temperature (°C)	Pressure (bar)	Volume (m³/kg)	Int. Energy (kJ/kg)	Enthalpy (kJ/kg)	Entropy (kJ/kg-K)	Quality (kg/kg)
1	25,00000	1,000000	0,001002962	104,8186	104,9189	0,3672000	Subcooled
2	25,00000	20,00000	0,001002102	104,6728	106,6770	0,3667079	Subcooled
3	200,0000	20,00000	0,001156073	850,1385	852,4506	2,329825	Subcooled
4	99,60593	1,000000	0,3272150	819,7291	852,4506	2,469599	0,1926722
5							



## **PRÉ TRATAMENTO HIDROTÉRMICO DE BAGAÇO DE CANA**





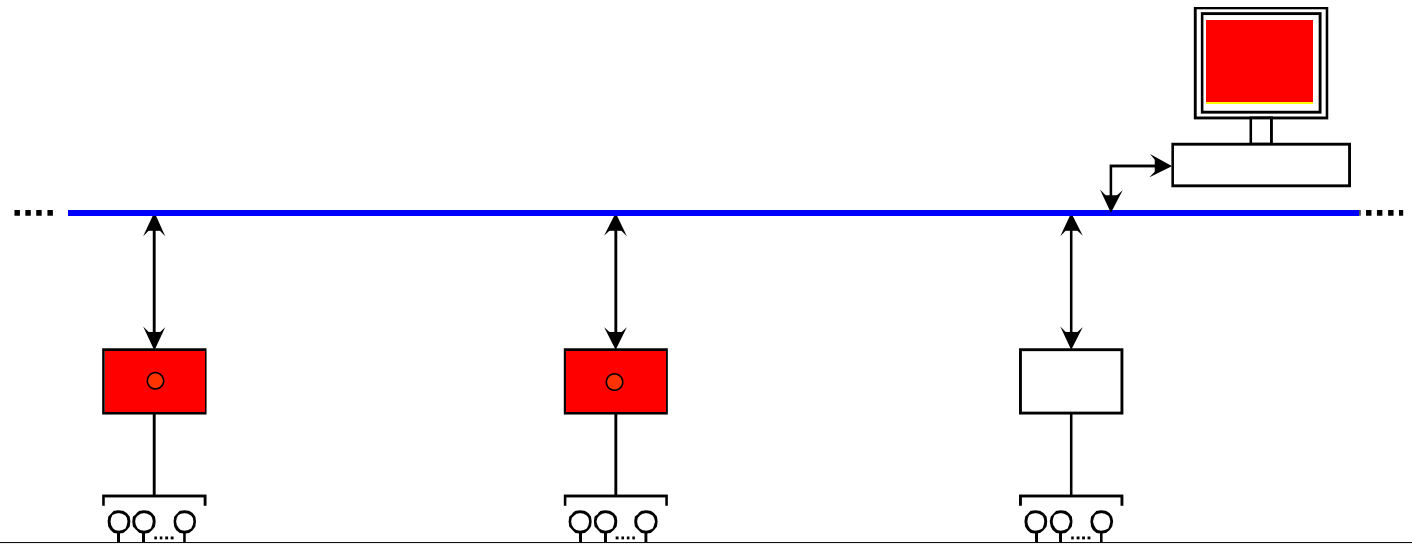
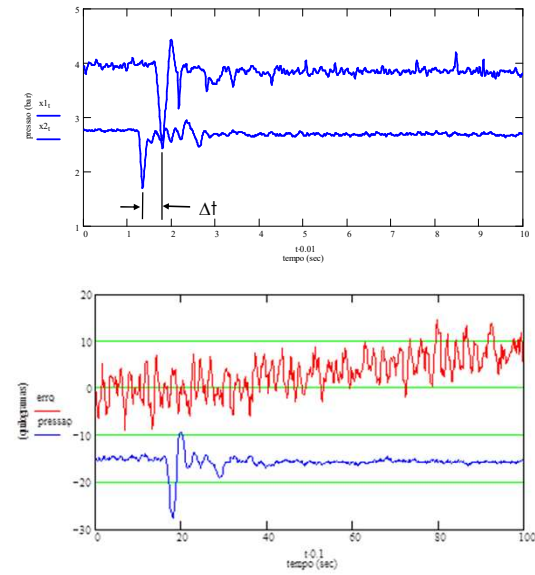
# REATOR INDUSTRIAL DE PRÉ TRATAMENTO HIDROTÉRMICO



Versalis / Crescentino

# DETECÇÃO DE VAZAMENTOS EM OLEODUTOS E GASODUTOS VIA MONITORAMENTO DA PRESSÃO ACÚSTICA

# Arquitetura de um sistema de detecção passiva de vazamentos...





# EXPANSÃO NÃO/INTERNAMENTE RESISTIDA COM/SEM TROCA DE CALOR





# EXPANSÃO NÃO/INTERNAMENTE RESISTIDA COM/SEM TROCA DE CALOR





Q#1: por que não há trabalho de fronteira num processo de expansão não resistida ?

- A) Porque a massa do êmbolo é desprezível...
- B) Devido ao aquecimento global...
- C) Devido ao peso total Obelix + êmbolo...
- D) Por que não há agente externo para resistir à expansão...
- E) É impossível dizer...

1

Voltando aos inventários  
de energia...





## INVENTÁRIO DE ENERGIA EM REGIME ESTACIONÁRIO...

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{m}_k \theta_k - \sum_{out} \dot{m}_k \theta_k = 0$$

H: entradas/saídas discretas  
e permanentes

## INVENTÁRIO DE ENERGIA EM REGIME TRANSIENTE...

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{m}_k \theta_k - \sum_{out} \dot{m}_k \theta_k = \frac{dE}{dt}$$

H: entradas/saídas discretas  
e permanentes





$$\int \dots dt \rightarrow \dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{m}_k \theta_k - \sum_{out} \dot{m}_k \theta_k = \frac{dE}{dt} \leftarrow \int \dots dt$$

$$Q - W + \sum_{in} m_k \theta_k - \sum_{out} m_k \theta_k = \Delta E$$

calor total  
absorvido pelo  
sistema

trabalho total  
exportado pelo  
sistema

massa total  
carreada para  
**dentro** do sistema

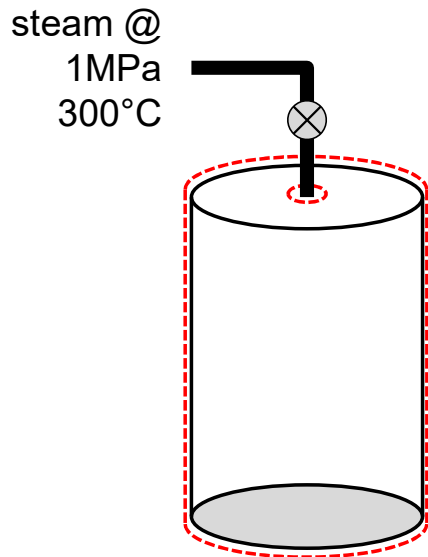
massa total  
carreada para  
**fora** do sistema

variação da  
energia total do  
sistema

**CONTABILIZANDO A (POSSÍVEL) VARIAÇÃO DA MASSA DO SISTEMA):**

$$\Delta E = m_{fin} u_{fin} - m_{ini} u_{ini}$$

Um tanque rígido e isolado, inicialmente evacuado, é conectado através de uma válvula a uma linha de fornecimento que transporta vapor a 1 MPa e 300°C. A válvula é então aberta e o vapor flui lentamente para o tanque até que a pressão atinja 1 MPa, momento em que a válvula é fechada. Determine a temperatura final do vapor no tanque. (Ex. 5 – 12)



$$Q - W + \sum_{in} m_k h_k - \sum_{out} m_k h_k = m_{fin} u_{fin} - m_{ini} u_{ini}$$

$$m_{inp} h_{in} = m_{fin} u_{fin} \rightarrow h_{ini} = u_{fin} \text{ pq } m_{inp} = m_{fin}$$

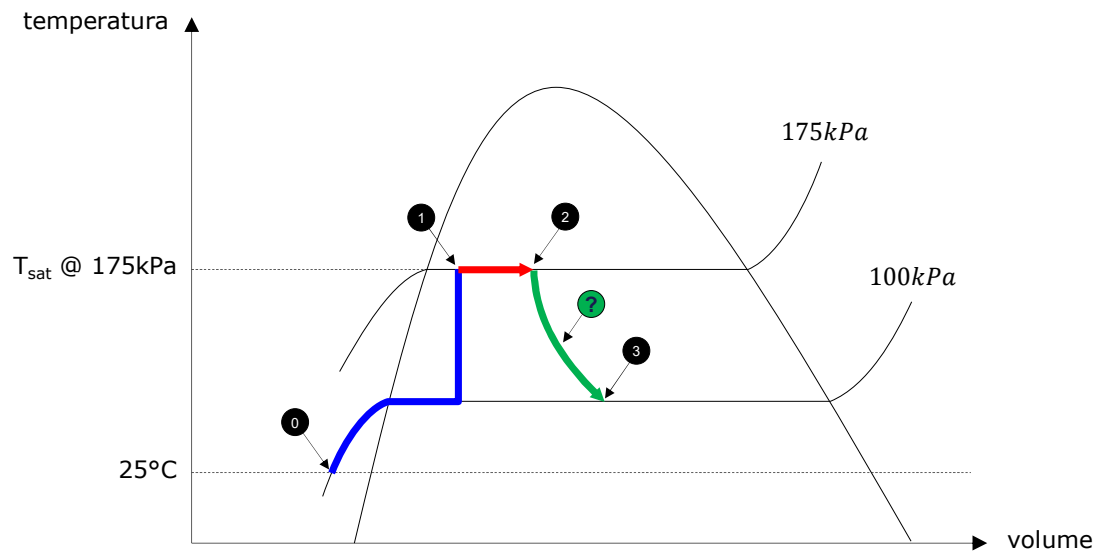
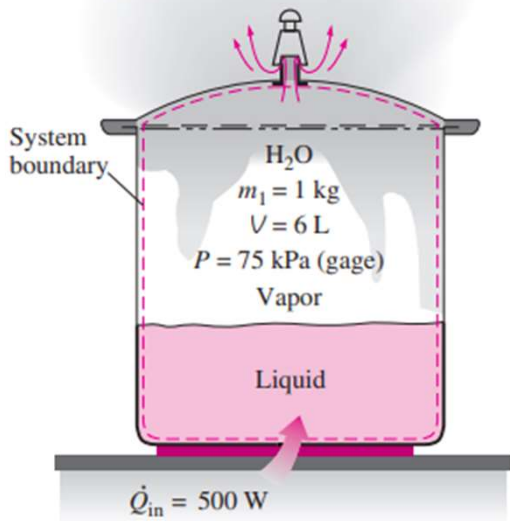
REFPROP (water) - NIST Reference Fluid Properties (DLL version 9,1)

File Edit Options Substance Calculate Plot Window Help Cautions

1: water: Specified state points

	Temperature (°C)	Pressure (MPa)	Density (kg/m³)	Int. Energy (kJ/kg)	Enthalpy (kJ/kg)	Entropy (kJ/kg-K)	Cp (kJ/kg-K)
1	300,0000	1,000000	3,876151	2793,645	3051,632	7,124624	2,142490
2	456,4467	1,000000	2,998442	3051,632	3385,139	7,639065	2,147769
3							

Uma panela de pressão tem um volume de 6 L e uma pressão operacional de 75 kPa manométrica. Inicialmente, ela contém 1 kg de água. Calor é fornecido a uma taxa de 500 W durante 30 minutos depois que a pressão operacional é alcançada. Supondo uma pressão atmosférica de 100 kPa, determine a temperatura na qual o cozimento ocorre, a quantidade de água restante na panela de pressão no final do processo e a temperatura do vapor de escape.

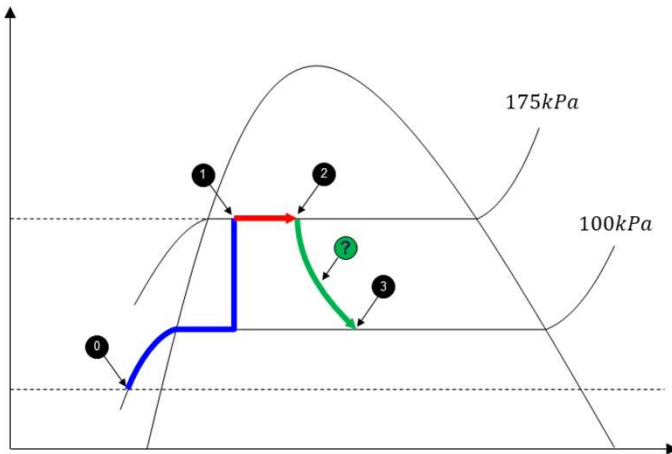


Attention to  
Filler Words

$$Q - W + \sum_{in} m_k h_k - \sum_{out} m_k h_k = m_{fin} u_{fin} - m_{ini} u_{ini}$$

$$Q - (m_1 - m_2) \cdot h_{out} = m_2 u_2 - m_1 u_1$$

Uma panela de pressão tem um volume de 6 L e uma pressão operacional de 75 kPa manométrica. Inicialmente, ela contém 1 kg de água. Calor é fornecido a uma taxa de 500 W durante 30 minutos depois que a pressão operacional é alcançada. Supondo uma pressão atmosférica de 100 kPa, determine a temperatura na qual o cozimento ocorre, a quantidade de água restante na panela de pressão no final do processo e a temperatura do vapor de escape.



$$Q - (m_1 - m_2) \cdot h_{out} = m_2 u_2 - m_1 u_1$$

$$Q - \left( m_1 - \frac{V}{v_2} \right) \cdot h_{out} = \frac{V}{v_2} u_2 - m_1 u_1$$

avaliação P1



$$v_2 = x_2 v_{vap} + (1 - x_2) v_{liq}$$

$$u_2 = x_2 u_{vap} + (1 - x_2) u_{liq}$$

$$NR \Rightarrow x_2 = 9,025 \times 10^{-3}$$

$$Q - \left( m_1 - \frac{V}{x_2 v_{vap} + (1 - x_2) v_{liq}} \right) \cdot h_{out} = \left( \frac{x_2 u_{vap} + (1 - x_2) u_{liq}}{x_2 v_{vap} + (1 - x_2) v_{liq}} \right) V - m_1 u_1$$









1kg abóbora  
0,5 kg de açúcar  
2min na pressão  
24 horas descanso





# Attention to Filler Words

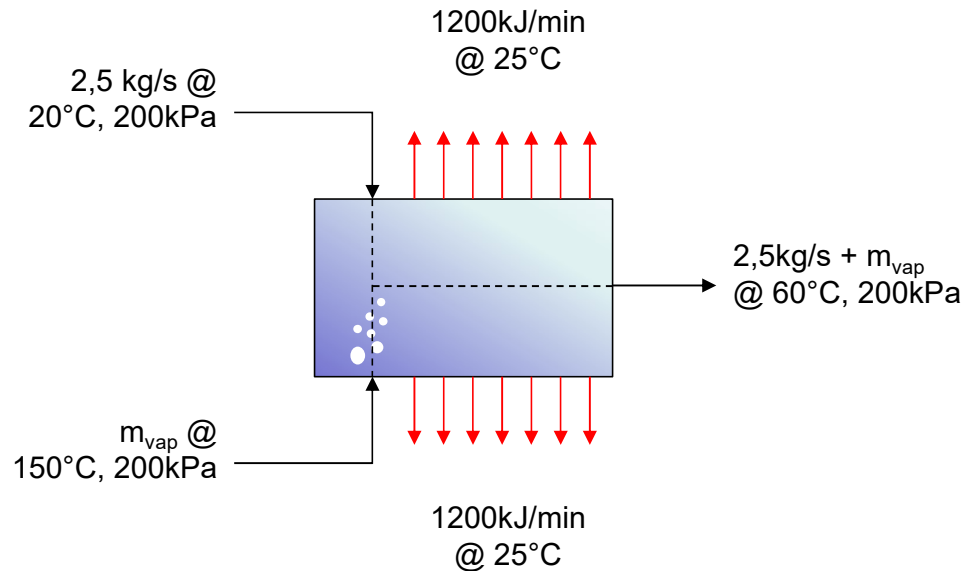




Água líquida a 200kPa e 20°C é aquecida em uma câmara pela mistura com uma corrente de vapor superaquecido a 200 kPa e 150°C (“borbotagem”). A água líquida entra na câmara com uma vazão de 2,5 kg/s, e estima-se que a câmara perca calor para o ambiente a 25°C a uma taxa de 1200 kJ/min. Considerando que a mistura sai da câmara a 200kPa e 60°C, determine: a) a vazão mássica de vapor superaquecido e b) a taxa de geração de entropia durante o processo de mistura. (7-164)



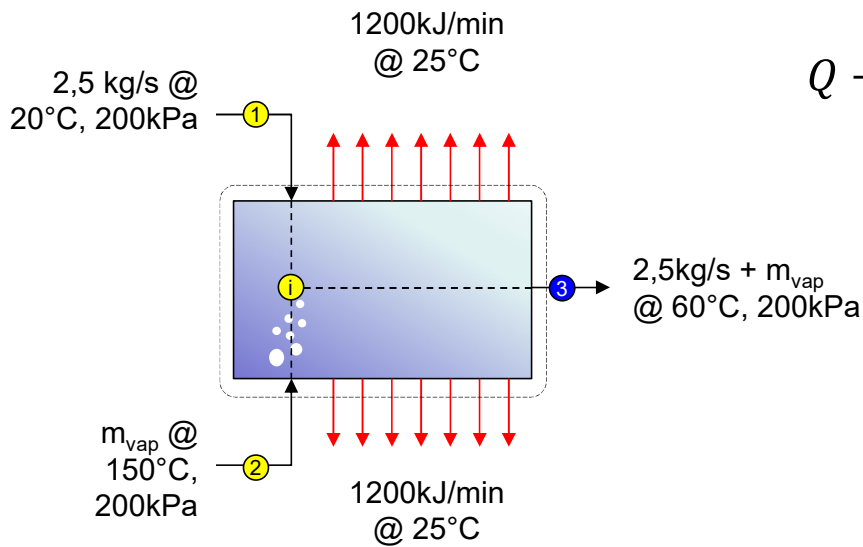
borbotagem



$$Q - \dot{W} + \sum_{in} m_k \theta_k - \sum_{out} m_k \theta_k = \frac{dE}{dt}$$

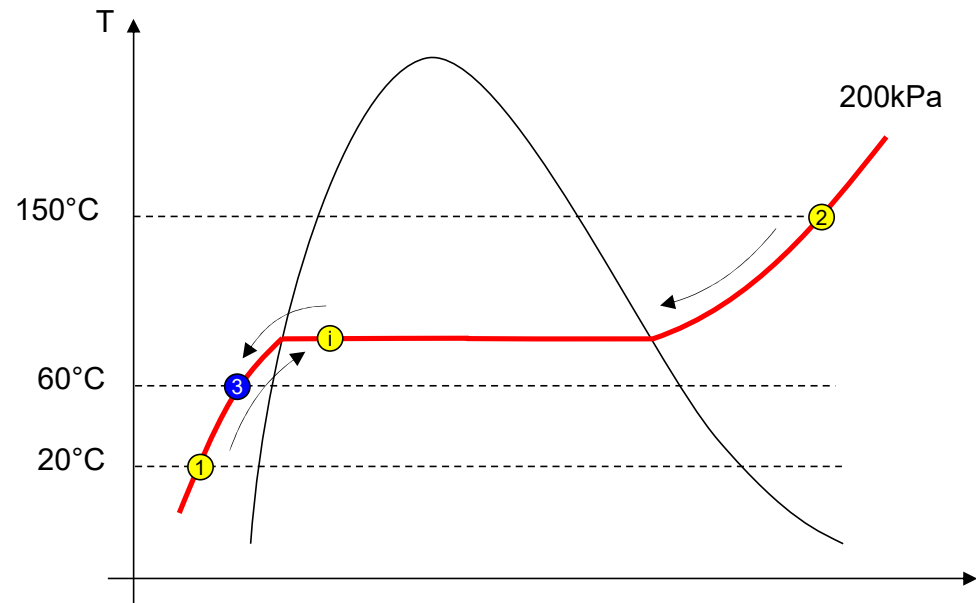
$$Q + \sum_{in} m_k \left( h_k + gz_k + \frac{V_k^2}{2} \right) = \sum_{out} m_k \left( h_k + gz_k + \frac{V_k^2}{2} \right)$$

Água líquida a 200kPa e 20°C é aquecida em uma câmara pela mistura com uma corrente de vapor superaquecido a 200 kPa e 150°C (“borbotagem”). A água líquida entra na câmara com uma vazão de 2,5 kg/s, e estima-se que a câmara perca calor para o ambiente a 25°C a uma taxa de 1200 kJ/min. Considerando que a mistura sai da câmara a 200kPa e 60°C, determine: a) a vazão mássica de vapor superaquecido e b) a taxa de geração de entropia durante o processo de mistura. (7-164)



$$Q + \sum_{in} m_k h_k = \sum_{out} m_k h_k \rightarrow Q + m_1 h_1 + m_2 h_2 = m_3 h_3$$

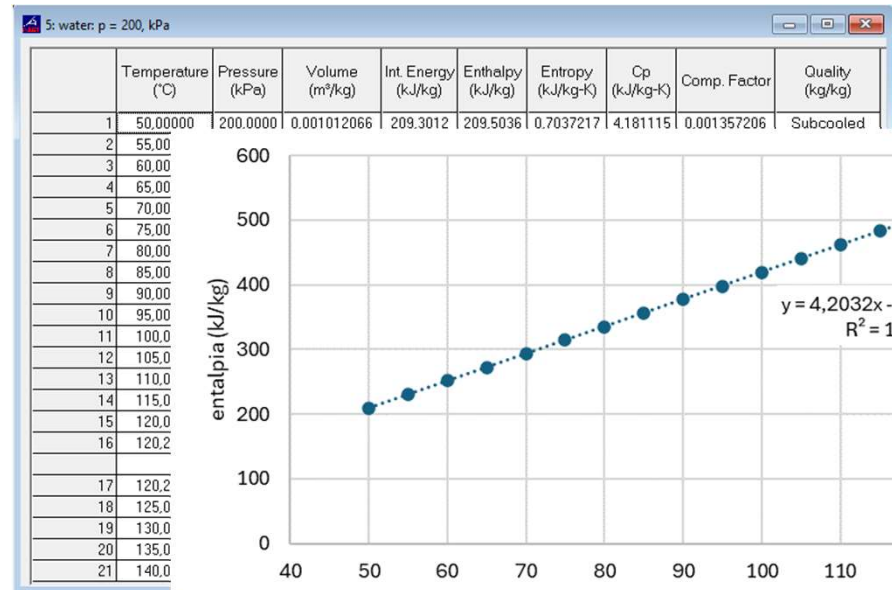
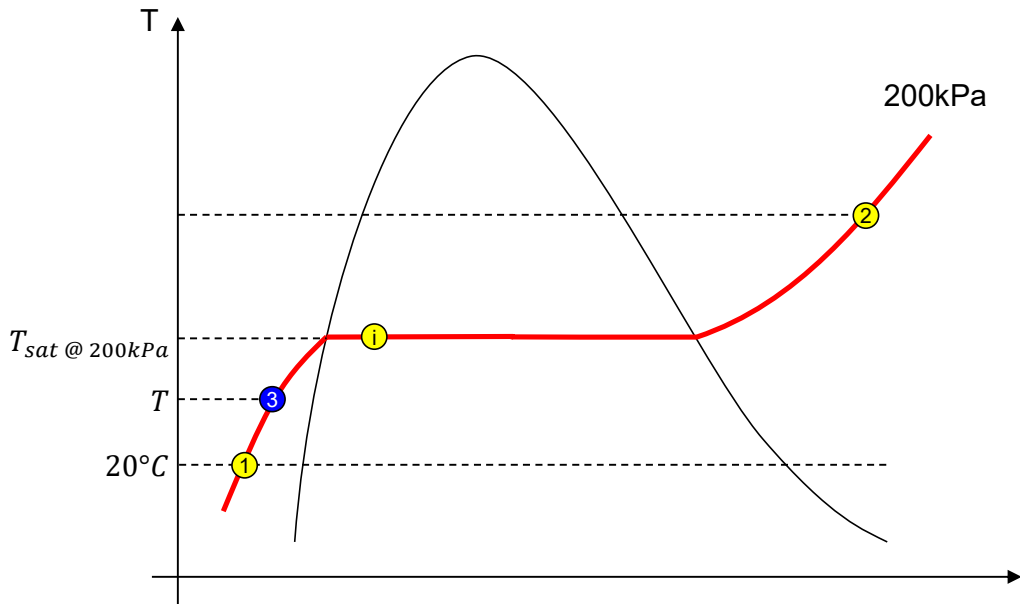
$$Q + m_1 h_1 + m_2 h_2 = (m_1 + m_2) h_3$$





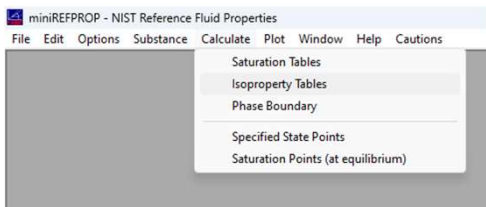
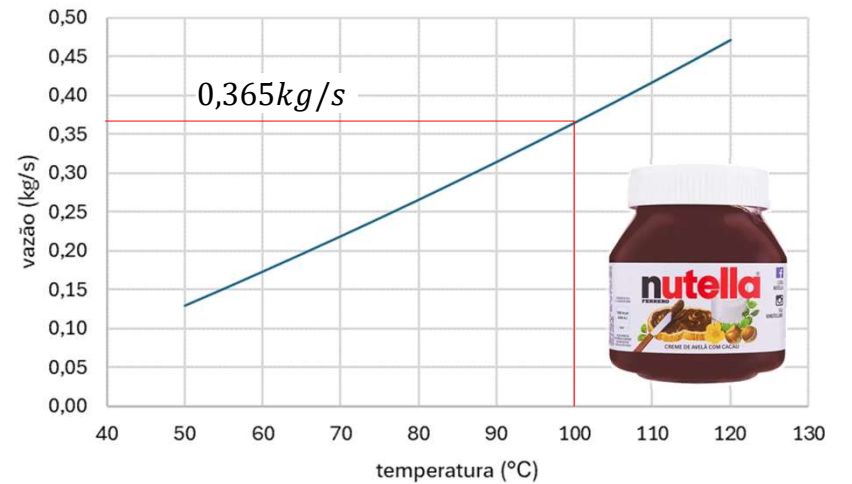






$$-\frac{1200}{60} + 2,5 \cdot 84,100 + m_{vap} 2769,1 = (2,5 + m_{vap})(4,2032T - 0,9423)$$

$$m_{vap}(T) = \frac{45,824 - 2,5T}{T - 659,032}$$





Q#1: o que significa aquecimento por borbotagem em “engenherês”?

- A) Refere-se ao processo de aquecimento global...
- B) Aquecimento por injeção direta de vapor d'água...
- C) Ato ou efeito de borbotar...
- D) O agente externo para resistir à expansão...
- E) É impossível dizer...

2

**TERMODINÂMICA**



**ENGENHARIA AEROESPACIAL...**



**ANÁLISE DOS MOTORES QUÍMICOS..**

Attention to  
Filler Words

Desafios tecnológicos: materiais/fabricação do motor, otimização do ciclo térmico...

Boosters	
No. boosters	0, 2 or 4
Powered by	SRB-3
Maximum thrust	2,158 kN (485,000 lb <sub>f</sub> ) [3]
Specific impulse	283.6 s (2.781 km/s)
Burn time	105 seconds
Propellant	Solid
First stage	
Powered by	2 or 3 LE-9
Maximum thrust	2,942 or 4,413 kN (661,000 or 992,000 lb <sub>f</sub> ) [3]
Specific impulse	425 s (4.17 km/s)
Propellant	LH <sub>2</sub> / LOX
Second stage	
Powered by	1 LE-5B-3 <sup>[3]</sup>
Maximum thrust	137 kN (31,000 lb <sub>f</sub> )
Specific impulse	448 s (4.39 km/s)
Propellant	LH <sub>2</sub> / LOX



**Blastoff! Japan's new H3 rocket returns to flight after first test failure**



**VideoFromSpace** ✓  
1.74M subscribers



Subscribed ✓



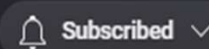
Liquid-fuel engine	
Propellant	Liquid oxygen / Liquid hydrogen
Mixture ratio	5.9
Cycle	Expander Bleed cycle
Configuration	
Chamber	1
Nozzle ratio	37
Performance	
Thrust, vacuum	1,471 kN (331,000 lbf)
Thrust-to-weight ratio	62.50
Chamber pressure	10.0 MPa (1,450 psi)
Specific impulse, vacuum	426 s (4.18 km/s)
Dimensions	
Length	3.8 m
Dry weight	2.4 t (5,300 lb)
Used in	
H3 Launch Vehicle core stage.	



2020年2月13日に行われたH3ロケットの大型エンジン「LE-9」3基による燃焼試験(BFT)の様子 (C)JAXA

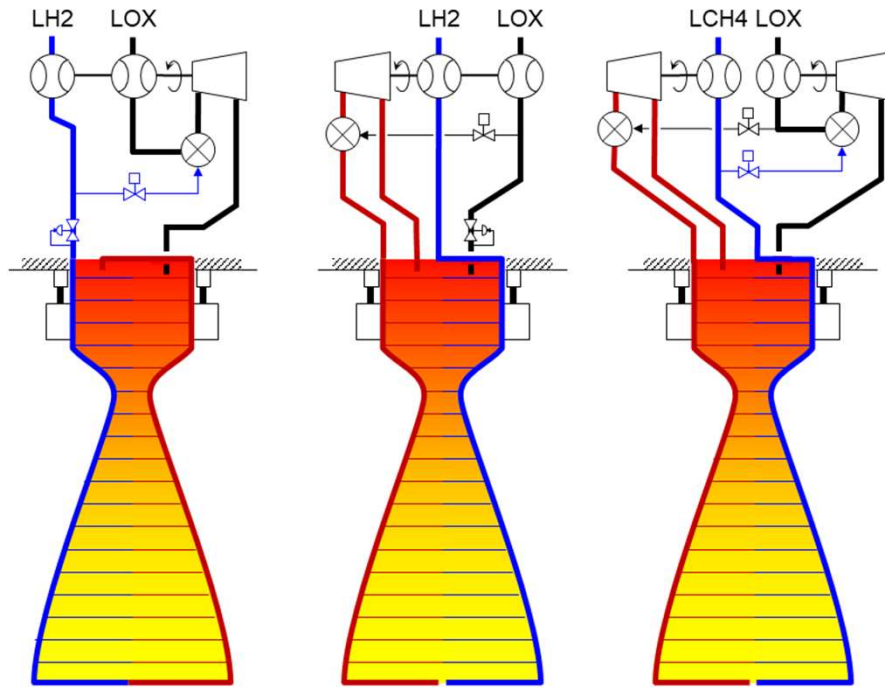


【公式】マイナビニュースTECH+テクノロジーch  
2.59K subscribers



The LE-9 burns liquid hydrogen and liquid oxygen in an expander bleed cycle...

ciclos fechados / combustão estagiada

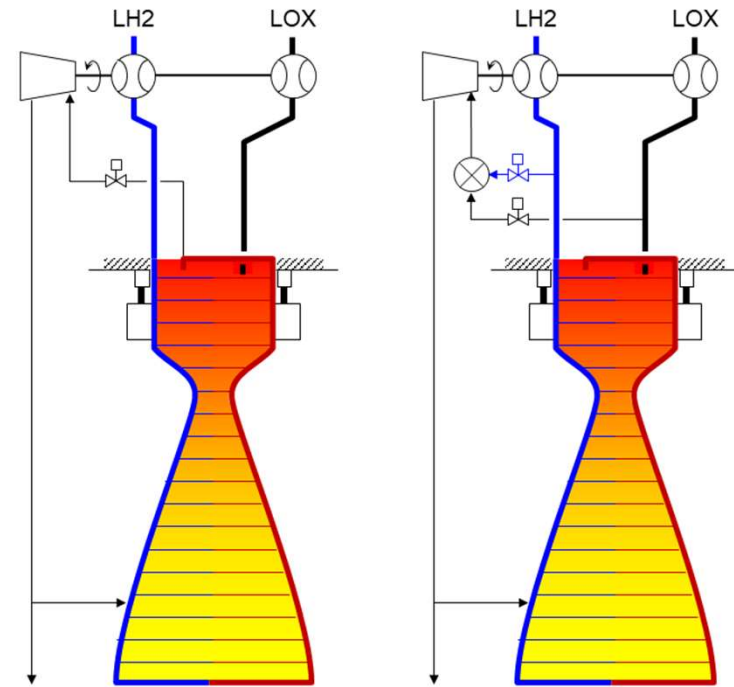


LOX rich

fuel rich

dual

ciclos abertos



expensor

gerador de gás

O Problema: demanda de potência das bombas entre  $10^4 - 10^5$  HP



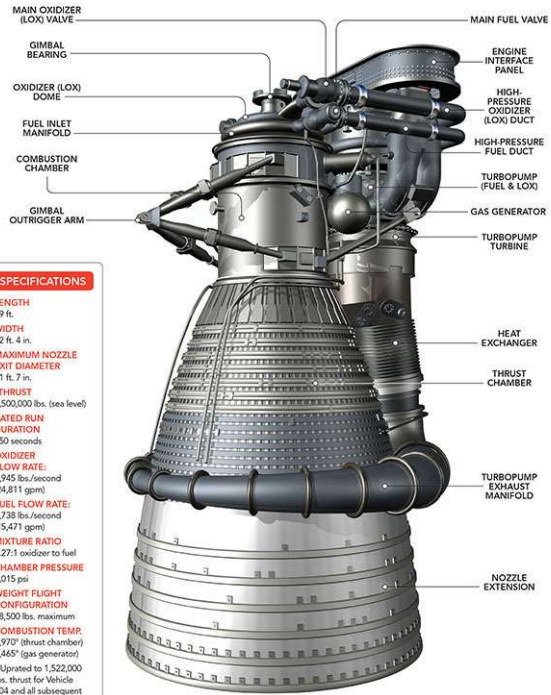
100HP

$\times 10^3 \rightarrow$





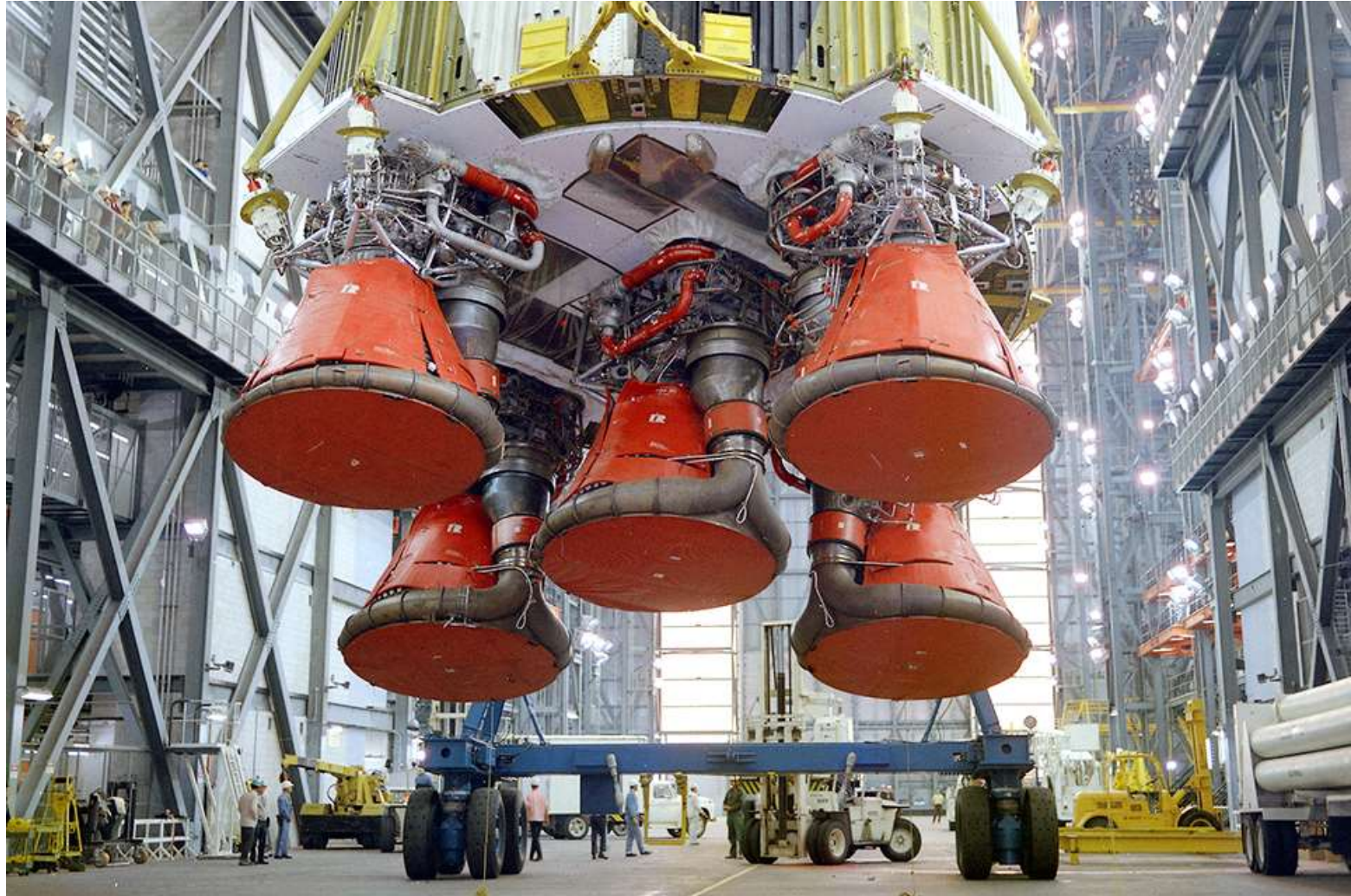
## TECH NOTES ROCKETDYNE F-1



### SPECIFICATIONS

**LENGTH**  
 19 ft.  
**WIDTH**  
 12 ft. 4 in.  
**MAXIMUM NOZZLE EXIT DIAMETER**  
 11 ft. 7 in.  
**\*THRUST**  
 1,500,000 lbs. (sea level)  
**RATED RUN DURATION**  
 150 seconds  
**OXIDIZER FLOW RATE:**  
 3,945 lbs./second (24,811 gpm)  
**FUEL FLOW RATE:**  
 1,738 lbs./second (15,471 gpm)  
**MIXTURE RATIO**  
 2.27:1 oxidizer to fuel  
**CHAMBER PRESSURE**  
 1,015 psi  
**WEIGHT FLIGHT CONFIGURATION**  
 18,500 lbs. maximum  
**COMBUSTION TEMP.**  
 5,970° (thrust chamber)  
 1,465° (gas generator)  
 \* Updated to 1,522,000 lbs. thrust for Vehicle 508 and all subsequent operational vehicles.

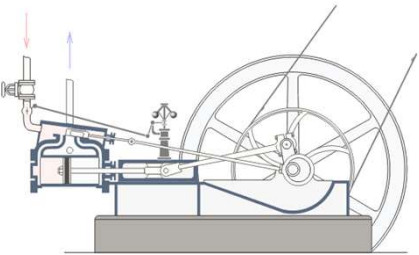
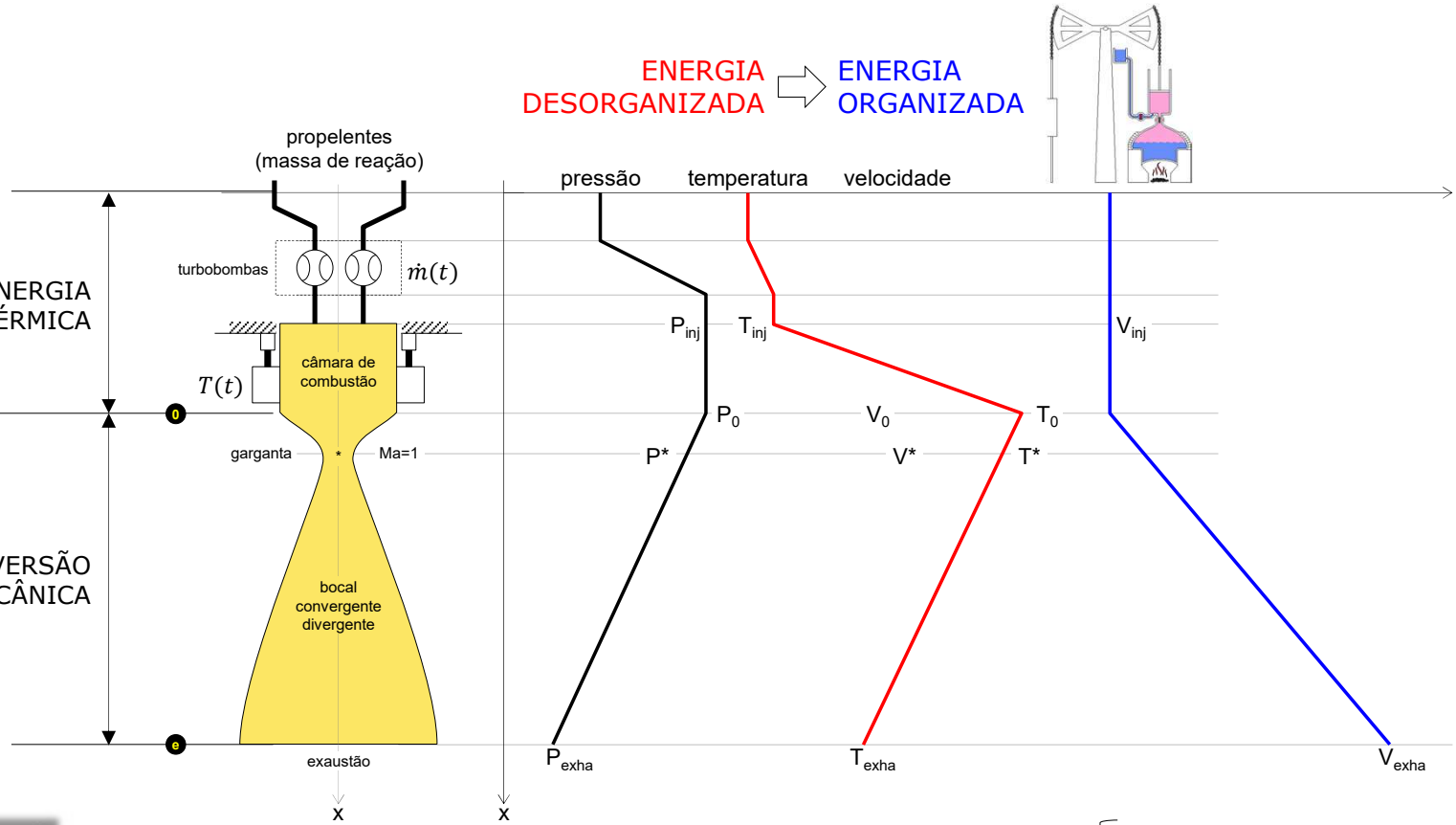
Illustration Steve Karp



GASES A ALTA PRESSÃO E ALTA TEMPERATURA

CONVERSÃO TERMOMECÂNICA

ENERGIA DESORGANIZADA → ENERGIA ORGANIZADA



$$h_0 + \frac{v_0^2}{2} = h + \frac{v^2}{2}$$



GP

$$dh \stackrel{\text{def}}{=} C_p dT$$

$$k \stackrel{\text{def}}{=} C_p / C_v$$

$$v = \sqrt{2C_p(T_0 - T)}$$

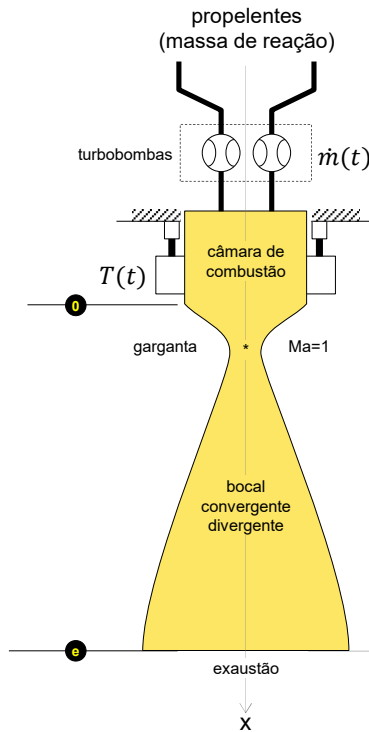
$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{k/(k-1)} \\ \frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{1/(k-1)} \\ v_{max} = \sqrt{2C_p T_0} \end{array} \right.$$



# LE-9

$H_2O$  ( $k = 1,3$ ) @  $2000^\circ C, P_e = 1bar$

Liquid-fuel engine	
Propellant	Liquid oxygen / Liquid hydrogen
Mixture ratio	5.9
Cycle	Expander Bleed cycle
Configuration	
Chamber	1
Nozzle ratio	37
Performance	
Thrust, vacuum	1,471 kN (331,000 lbf)
Thrust-to-weight ratio	62.50
Chamber pressure	10.0 MPa (1,450 psi)
Specific impulse, vacuum	426 s (4.18 km/s)
Dimensions	
Length	3.8 m
Dry weight	2.4 t (5,300 lb)
Used in	
H3 Launch Vehicle core stage.	



$$\frac{P_0}{P_e} = \left(\frac{T_0}{T_e}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\left. \begin{aligned} T_e|_{100bar} &= \dots = 512,25^\circ C \\ T_e|_{200bar} &= \dots = 396,15^\circ C \\ T_e|_{300bar} &= \dots = 336,36^\circ C \end{aligned} \right\}$$

$$T_0 = T_e + \frac{v_e^2}{2C_p}$$

$$\left. \begin{aligned} v_e|_{100bar} &= \dots = 1,916km/s \\ v_e|_{200bar} &= \dots = 1,989km/s \\ v_e|_{300bar} &= \dots = 2,027km/s \end{aligned} \right\}$$

$$P = \rho RT$$

$$h_0 + \frac{v_0^2}{2} = h + \frac{v^2}{2}$$

GP  $\rightarrow$   $dh \stackrel{\text{def}}{=} C_p dT$   
 $k \stackrel{\text{def}}{=} C_p / C_v$

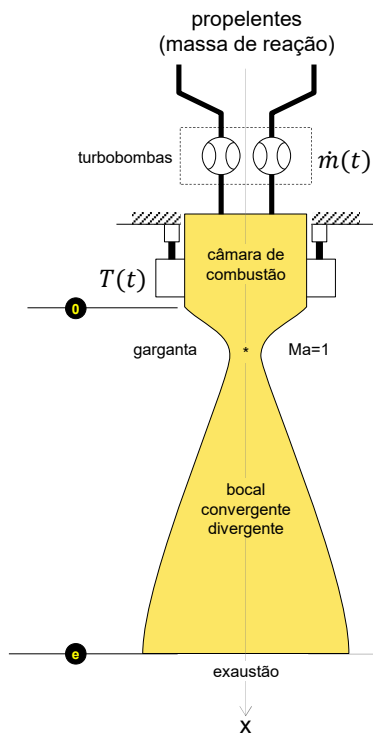
$$v = \sqrt{2C_p(T_0 - T)}$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{P_0}{P} &= \left(\frac{T_0}{T}\right)^{k/(k-1)} \\ \frac{\rho_0}{\rho} &= \left(\frac{T_0}{T}\right)^{1/(k-1)} \\ v_{max} &= \sqrt{2C_p T_0} = 2,369km/s \end{aligned} \right\}$$

# LE-9

$H_2O$  ( $k = 1,3$ ) @  $2000^\circ C, P_e = 0bar$

Liquid-fuel engine	
Propellant	Liquid oxygen / Liquid hydrogen
Mixture ratio	5.9
Cycle	Expander Bleed cycle
Configuration	
Chamber	1
Nozzle ratio	37
Performance	
Thrust, vacuum	1,471 kN (331,000 lbf)
Thrust-to-weight ratio	62.50
Chamber pressure	10.0 MPa (1,450 psi)
Specific impulse, vacuum	426 s (4.18 km/s)
Dimensions	
Length	3.8 m
Dry weight	2.4 t (5,300 lb)
Used in	
H3 Launch Vehicle core stage.	



$$\frac{P_0}{P_e} = \left( \frac{T_0}{T_e} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$T_e \Big|_{\forall P_0} = \dots = 0 \text{ Kelvin}$$

↓  
A → ∞  
para  $\dot{m} > 0$

$$T_0 = T_e + \frac{v_e^2}{2C_p}$$

$$v_e \Big|_{\forall P_0} = \dots = 2,369 \text{ km/s}$$

$$P = \rho RT$$

$$h_0 + \frac{v_0^2}{2} = h + \frac{v^2}{2}$$

GP

$$dh \stackrel{\text{def}}{=} C_p dT$$

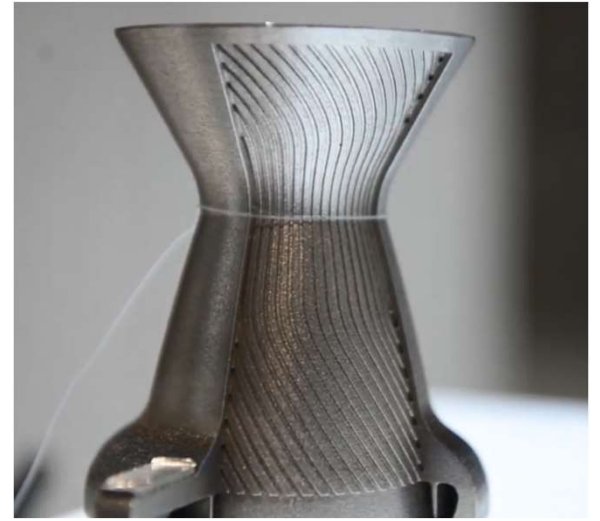
$$k \stackrel{\text{def}}{=} C_p / C_v$$

$$v = \sqrt{2C_p(T_0 - T)}$$

$$\frac{P_0}{P} = \left( \frac{T_0}{T} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left( \frac{T_0}{T} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

$$v_{max} = \sqrt{2C_p T_0} = 2,369 \text{ km/s}$$

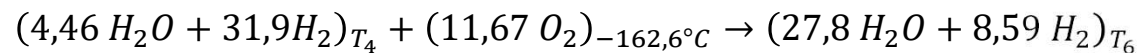
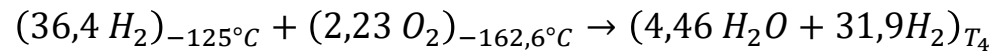
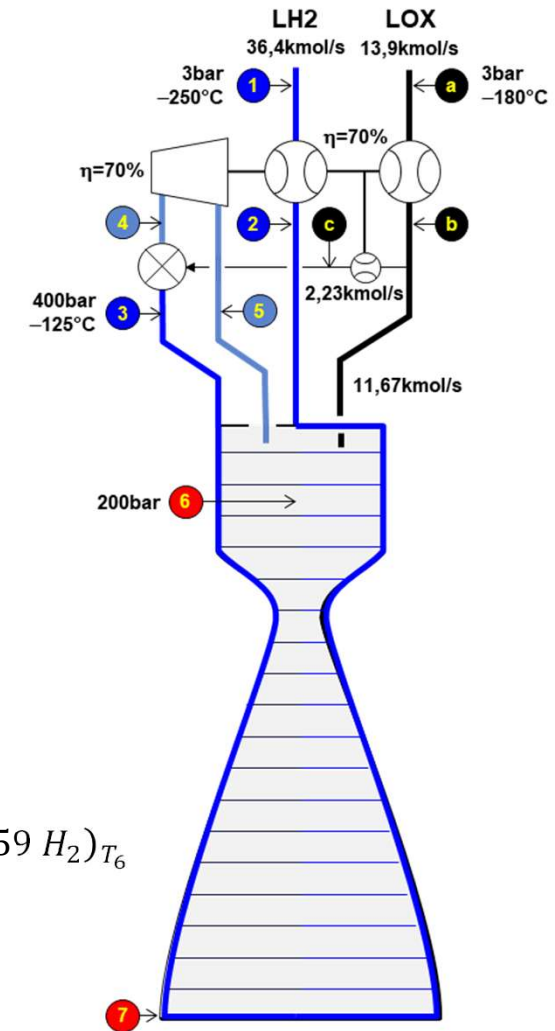


$P_0 < P_{lim} \uparrow \uparrow e \quad T_0 < T_{lim} \uparrow \uparrow$

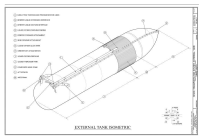


# (PRÉ) ANÁLISE TERMODINÂMICA DE UM CICLO "FUEL RICH"

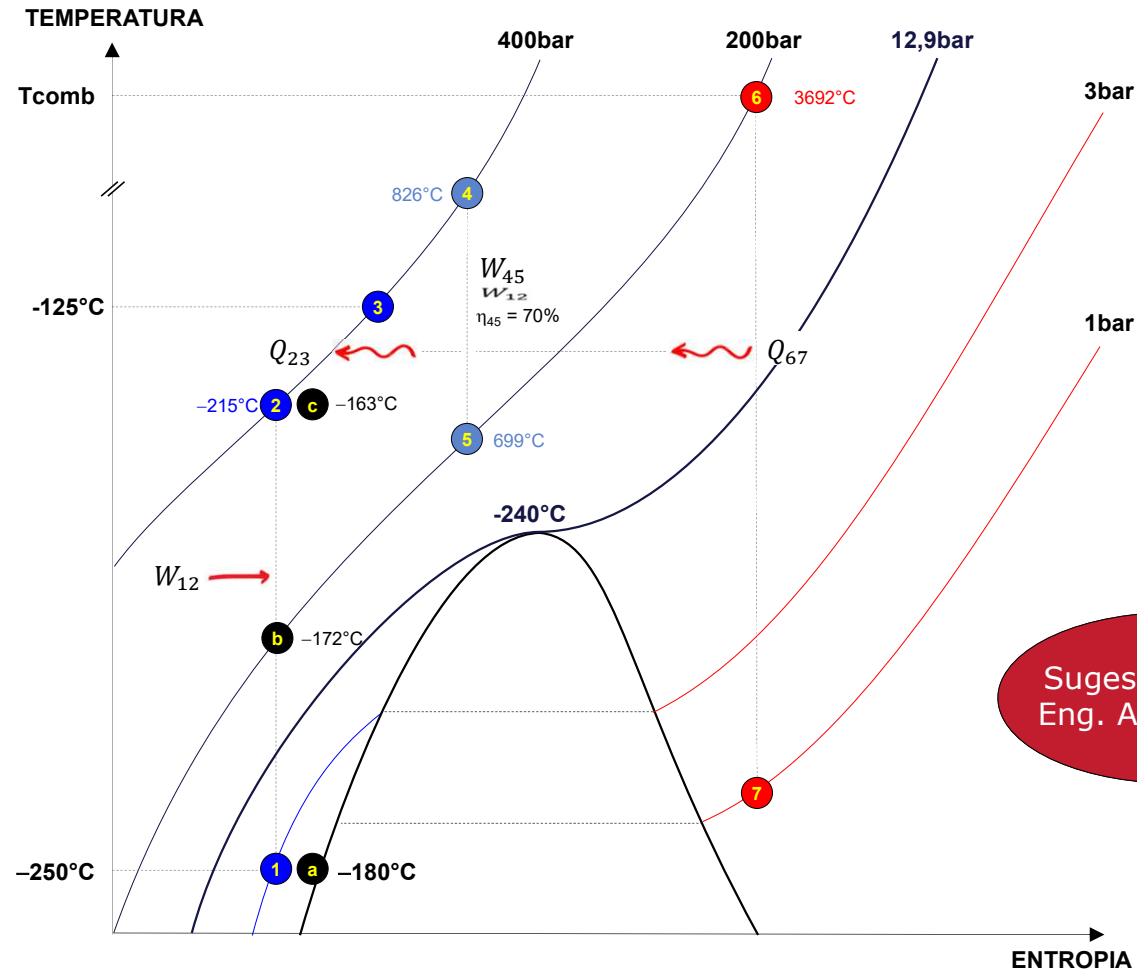
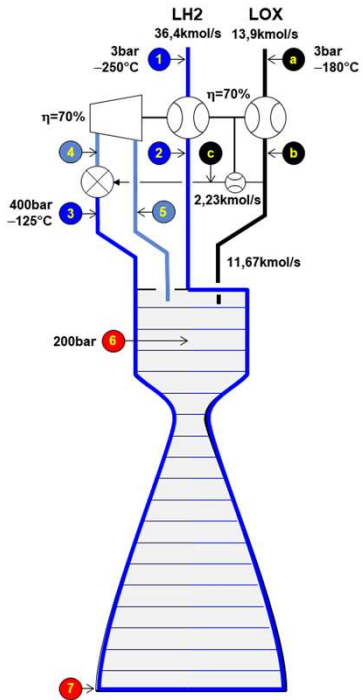
- 1 → 2: Bombeamento de 36,4 kmol/s de LH2 entre 3 e 400bar com eficiência isentrópica de 70%,
- 2 → 3: Pré-aquecimento isobárico até a temperatura  $T_3 = -125^\circ\text{C}$ ,
- 3 → 4: Combustão adiabática do LH2 com 2,23kmol/s de oxigênio gerando uma mistura gasosa supercrítica contendo uma pequena fração de vapor d'água,
- 4 → 5: Expansão na turbina de 400 para 200bar (pressão da câmara de combustão principal) com eficiência isentrópica de 95%,
- 5 → 6: Combustão adiabática do hidrogênio remanescente com 11,67kmol/s de oxigênio gerando uma mistura contendo majoritariamente vapor d'água e
- 6 → 7: Expansão no bocal convergente-divergente até  $P_7 = 0$  (vácuo) ou  $P_7 = 1\text{atm}$  (nível do mar) para efeito de cálculo dos impulsos específicos nominais do motor.



A functional diagram showing the flow of propellant through an RS-25 engine.



# (PRÉ) ANÁLISE TERMODINÂMICA DE UM CICLO "FUEL RICH"



Sugestão de TCC  
Eng. Aeroespacial



Asno de Buridan





# Curso de Termodinâmica

## 1ª Lei

### sistemas abertos 2/2



aula 06/20