

PROJETO DA DISCIPLINA DE COMBUSTÃO I – 2022.03

Cada grupo de alunos deverá desenvolver um programa computacional para determinar a geometria de uma câmara de combustão de turbina a gás aeronáutica capaz de operar em uma aeronave cuja velocidade de cruzeiro é Mach 1,4 e o **ponto de projeto** é a condição de **máximo empuxo**. A câmara de combustão deve ser tipo anular de fluxo direto e as perdas de pressão características no ponto de projeto são $\Delta P_{3-4}/P_3 = 6\%$ e $\Delta P_{3-4}/q_{ref} = 20$. Além disso, a equipe de projeto de compressor determinou a área de saída do compressor igual a $0,096 \text{ m}^2$. Por sua vez, as análises de desempenho indicaram as condições de entrada e de saída a serem consideradas no projeto, conforme apresenta a Tabela abaixo.

Tabela – Entradas e saídas da câmara de combustão obtidas pelas análises de desempenho.

Condição de operação	P_3 [MPa]	T_3 [K]	m_3 [kg/s]	T_4 [K]	$m_{\text{combustível}}$ [kg/s]
Empuxo máximo	2,0	814	18,1	1600	0,427
Máxima Altitude	0,7	707	6,8	1387	0,132
Cruzeiro	1,8	1060	14,2	1393	0,140
Idle	0,15	343	1,05	703	0,0091

O trabalho engloba a entrega de um relatório de engenharia contendo, no mínimo, as equações utilizadas, os resultados obtidos, a rotina computacional desenvolvida, os desenhos 3D e 2D de fabricação da câmara de combustão dimensionada. O relatório deverá ser detalhado e explicado passo a passo. Ao final do quadrimestre os alunos deverão realizar uma apresentação dos resultados ao professor e serão direcionadas perguntas aos integrantes dos grupos.