

ANÁLISE DO DESEMPENHO DE UMA TURBINA A GÁS AERONÁUTICA DO TIPO TURBOFAN

201

Leandro Augusto Souza¹
Luís Antônio Bortolaia²

Resumo: O presente artigo tem como objetivo analisar os parâmetros de desempenho e consumo de combustível de uma turbina a gás (tipo *turbofan*) utilizada no campo da aeronáutica. Para a execução desse trabalho utilizou-se de pesquisas bibliográficas acerca do ciclo termodinâmico, tipos de turbinas aeronáuticas, empuxo, consumo específico e os componentes de uma *turbofan*. A partir dos resultados, obtidos pela modelagem da *turbofan* no software GSP (*Gas Turbine Simulation Program*), observou-se que o empuxo e o consumo específico de combustível variam com as condições propostas no trabalho, que envolvem a variação do número de Mach, altitude, vazão mássica de combustível e razão de *by-pass*. Ao final, sugere-se como trabalhos futuros, a variação de mais parâmetros de entrada, tais como, a razão de compressão do compressor e a inserção de um controle de arrefecimento da turbina pelo ar retirado do compressor.

Palavras-chave: Turbina aeronáutica, *turbofan*, desempenho, empuxo, consumo específico, software GSP, Rolls-Royce BR710.

Abstract: This article aims to analyze the performance and fuel consumption parameters of a gas turbine (*turbofan* type) used in the field of aeronautics. For the execution of this work, bibliographic research about the thermodynamic cycle, types of aeronautical turbines, thrust, specific consumption and the components of a *turbofan* were used. From the results, obtained by modeling the *turbofan* in the GSP (*Gas Turbine Simulation Program*) software, it was observed that the thrust and specific fuel consumption vary with the conditions proposed in the work, which involve the variation of the Mach number, altitude, mass fuel flow and bypass ratio. In the end, it is suggested as future work, the variation of more input parameters, such as the compression ratio of the compressor and the insertion of a cooling control of the turbine by the air extracted from the compressor.

Keywords: Aircraft engine, *turbofan*, performance, thrust, specific consumption, GSP software, Rolls-Royce BR710.

¹ Engenheiro Mecânico pela Universidade Federal de Ouro Preto. E-mail: lerler8@gmail.com

² Possui graduação em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Itajubá (1991), mestrado em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal de Itajubá (1996) e doutorado em Engenharia Mecânica pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul (2011). É professor adjunto da Universidade Federal de Ouro Preto (UFOP). Tem experiência na área de Engenharia Mecânica e Engenharia Agrícola, atuando principalmente nos seguintes temas: fenômenos de transporte, secagem de grãos, ventilação industrial, máquinas térmicas e energia

Recebido em 01/03/2020

Aprovado em 20/03/2020

1 INTRODUÇÃO

A turbina a gás é amplamente utilizada nos ramos da geração de energia e em formas de propulsão. Segundo Boyce (2002), a turbina a gás é definida como uma máquina térmica, aonde a energia potencial termodinâmica contida nos gases quentes provenientes de uma combustão é convertida em trabalho mecânico, que pode ser convertido em energia elétrica, ou utilizada para propulsão. Pode-se notar, em uma planta que utiliza turbina a gás como produtora de energia, ou em uma aeronave, que a turbina a gás produz uma grande quantidade de energia relativamente ao seu tamanho e peso.

Segundo Saravanamuttoo (1996), o maior impacto da turbina a gás foi no campo da aeronáutica. O impacto foi imponente devido a várias circunstâncias, como a ausência de movimentos alternativos e de atrito entre as superfícies sólidas, que significa a quase inexistência de problemas de balanceamento, consumo de óleo de lubrificação baixo e sua confiabilidade alta.

Segundo o (*History Learning Site*, 2014), o ponto de referência mais importante para a inserção da turbina a gás na aeronáutica foi o primeiro motor experimental Whittle em 1937. Desde então, a turbina a gás foi completamente implantada em todos os aviões, por causa de sua relação potência / peso seu muito maior (SARAVANAMUTTOO, 1996).

Após esse acontecimento, os desenvolvimentos relacionados à inserção da turbina a gás em aviões foram grandes, pois as empresas estavam sempre tentando desenvolver melhor as suas aeronaves no intuito de melhorar o desempenho e empuxo dos seus aviões, assim dando a eles maiores velocidades, tendo em vista também a real necessidade da Segunda Guerra Mundial.

Atualmente as turbinas aeronáuticas são classificadas como turboélice, turbojato e *turbofan* (ROLLS ROYCE, 1996). A turbina turboélice possui uma configuração básica composta por um compressor, uma câmara de combustão, e a turbina propriamente dita. Possuindo a finalidade de fornecer energia para o propulsor (ou hélices).

Nos turbojatos tem-se uma configuração básica conforme descrito acima, com a adição de um bocal de saída, o que gera um aumento do empuxo.

O *turbofan* possui a mesma configuração do turbojato, mas com a adição de um ventilador de grande diâmetro que fica anterior a entrada do compressor. O fluxo de ar impelido por ele vai para o compressor e parte passa por fora da carcaça da turbina. A inserção do *turbofan*, como mostrado na figura 1, na indústria aeronáutica foi com o intuito de melhorar as

características do turbojato, como a melhoria do resfriamento, aumento da eficiência e redução de ruído.

A análise do desempenho (*performance*) das turbinas aeronáuticas citadas acima é realizada através de vários parâmetros operacionais da mesma. A variação de parâmetros de entrada, como vazão de combustível, vazão de ar na entrada do compressor, em uma turbina a gás, acarretará mudanças nos parâmetros de saída. Portanto, isso nos fornece uma infinidade de alternativas para modificação dos parâmetros de saída da turbina aeronáutica. Assim, podemos modelar uma turbina de forma a otimizar o consumo de combustível relacionado ao empuxo.

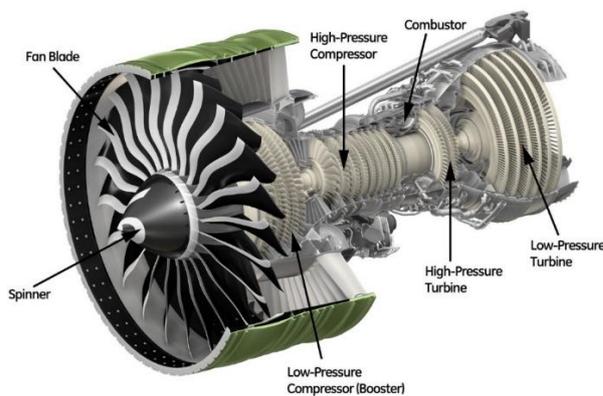


Figura 1: Turbina aeronáutica *Turbofan*
Fonte: Aero (2020)

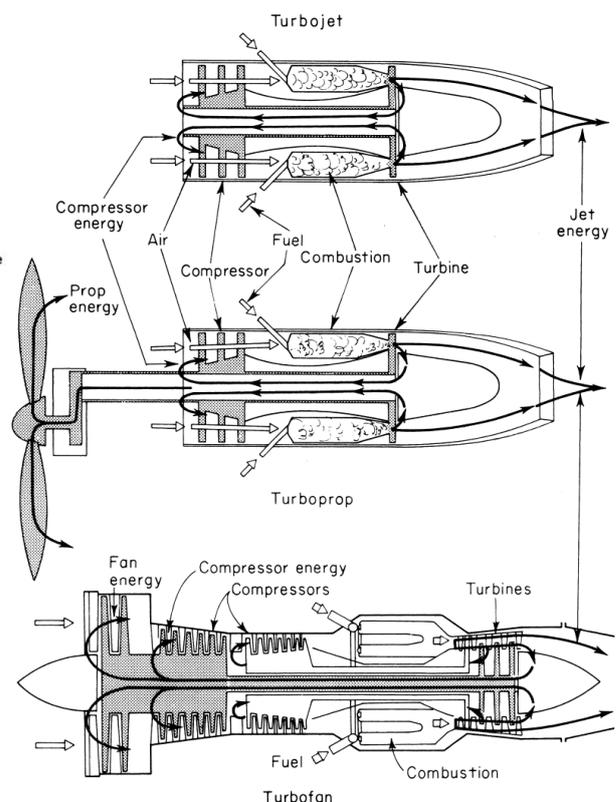


Figura 2: Turbinas aeronáuticas
Fonte: Soares (2007)

A propulsão da turbina aeronáutica está totalmente ligada a terceira Lei de Newton, onde para qualquer força agindo em um corpo, existe uma força contrária com a mesma reação. Para propulsão aeronáutica, o corpo é o ar atmosférico que é feito acelerar à medida que passa através do motor. A força necessária para se obter esta aceleração tem um efeito igual na direção oposta agindo sobre a turbina.

2. MATERIAIS E MÉTODOS

O estudo de caso do presente trabalho será realizado através da simulação de uma turbina *turbofan*, utilizando-se o software GSP para realizar as interações entre cada componente presente na mesma.

A princípio tem-se que inserir os componentes no software e ligá-los através de dutos de ligação, para que exista a interação entre os mesmos, onde pode-se ter a convicção de que as características do fluido de trabalho na saída de um componente, será a entrada do seu consequente. Em seguida, necessita-se selecionar o mapa do compressor e mapa da turbina, escolher o regime de trabalho, regime transiente, regime permanente, selecionar um ponto de projeto.

Posteriormente, deve-se inserir os parâmetros iniciais como, vazão mássica, rotação do eixo, razões de pressões, dimensões necessárias, número de Mach, condições de voo, vazão de combustível, razão de *by-pass*, entre outras, aos componentes. Pode-se visualizar a síntese do trabalho no fluxograma da Figura 3.

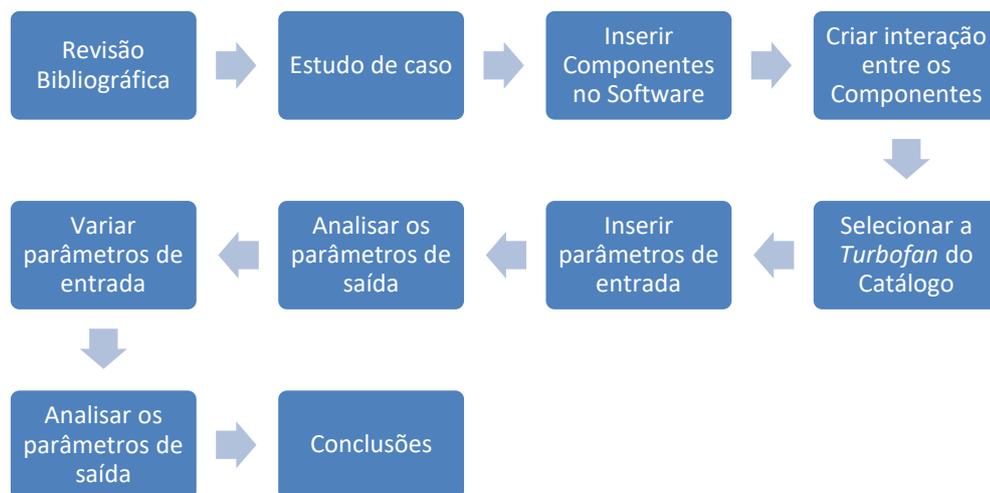


Figura 3: Fluxograma das etapas da monografia
Fonte: Pesquisa Direta (2014) Instrumento de coleta de dados

Neste presente artigo utilizaremos os documentos: Catálogos, Manuais, Livros, Dissertações, Teses, entre outros.

Um dos instrumentos de coleta são os catálogos das *turbofans*, que possuem dados de entrada pré-determinados, por exemplo, a *turbofan* Rolls Royce BR710, que pode ser visualizada na Figura .

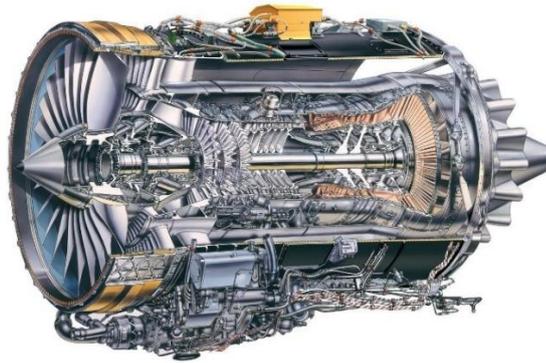


Figura 4: Rolls Royce BR710
Fonte: Rolls Royce, 2008

O outro instrumento de coleta de dados é o software GSP a interface do software pode ser vista na Figura 16 e na Figura 7.



Figura 1: Sobre o GSP
Fonte: GSP (2009)

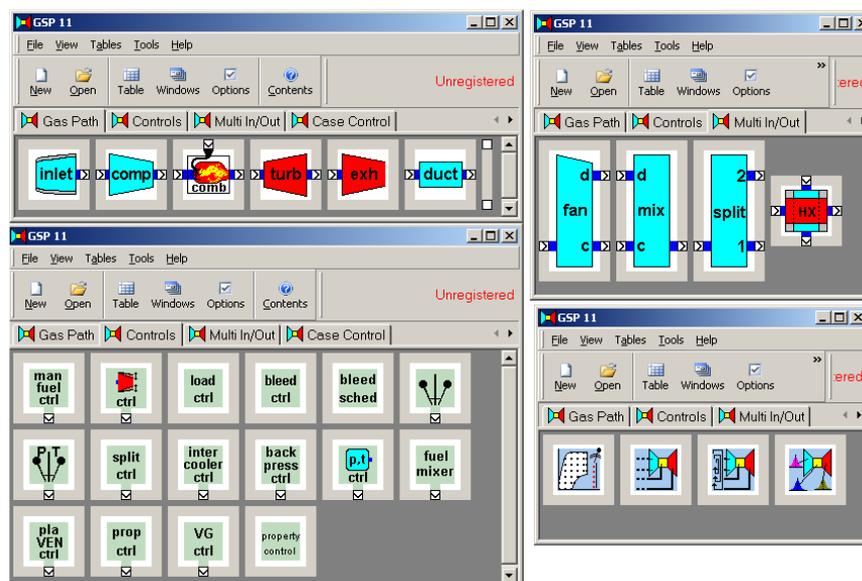


Figura 6: Interface Programa GSP
Fonte: GSP (2009)

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 ESTUDO DE CASO

A BR710 entrou em serviço em 1997 e é o principal motor para jatos executivos de longo e ultra alcance. O desempenho notável da BR710, sob uma série de condições de funcionamento, permitiu a esses jatos recordes nos campos de alcance, velocidade e altitude ROLLS ROYCE (2008).

Os excelentes níveis de ruído e de emissões garantiram aos operadores de aeronaves, que utilizam a BR710, o acesso aos principais aeroportos, até mesmo aqueles com as limitações de ruído mais rigorosas. O desempenho da BR710 permite aos operadores um ganho de altitude rápida, economizando combustível e tempo, ROLLS ROYCE (2008).

A BR710 é parte da família BR700, bem sucedida e em expansão, que acumulou mais de sete milhões de horas de serviço na década passada. A BR710 incorpora um *fan*, compressor de alta pressão de dez estágios, combustor anular de baixa emissão, com 20 queimadores, uma turbina de alta pressão de dois estágios e uma turbina de baixa pressão com dois estágios, ROLLS ROYCE (2008). A experiência de serviço prova que a BR710 é uma turbina muito confiável, enquanto que os seus níveis de consumo específico de combustível são os mais baixos da sua classe de empuxo, ROLLS ROYCE (2008).

Para realizar a simulação da turbina BR710, foi necessário adquirir os parâmetros de entrada da mesma. Esses parâmetros foram encontrados no catálogo da empresa, apresentado em DATA SHEET N° EM-2004T04 (2007). Objetivou-se a simulação do desempenho da turbina BR710, assim produzindo gráficos com variações de *by-pass*, número de Mach, altitude e vazão de combustível. O ponto de projeto é o começo da simulação do software GSP. Para dar início a simulação, deve-se inserir os componentes:

- Bocal de entrada (componente 1);
- *Fan* (componente 2);
- Duto (componente 8);
- Compressor (componente 3);
- Controle manual de combustível (componente 4);
- Câmara de combustão (componente 5);
- Turbina de alta pressão (componente 6);
- Turbina de baixa pressão (componente 7);
- *Mixer* (componente 9)

- Bocal de saída (componente 10).

Na figura 7 pode-se visualizar o modelo da turbina aeronáutica, Rolls Royce BR710, inserido no programa GSP, com os seus devidos componentes.

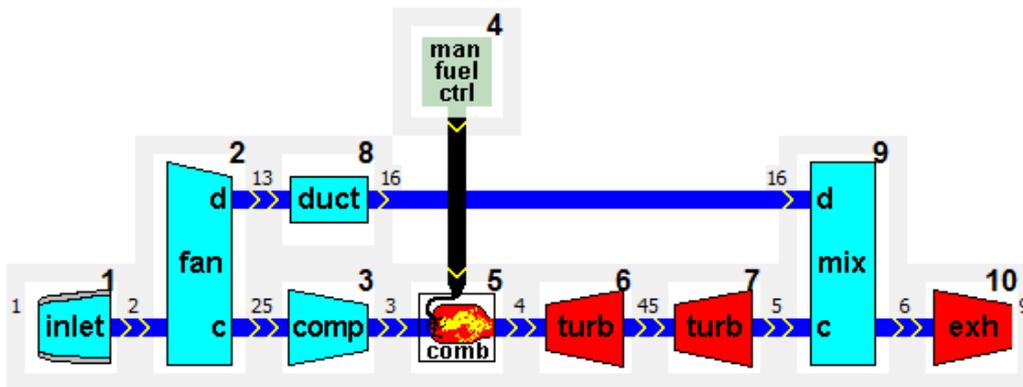


Figura 2: BR710 no Programa GSP
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

O modelo contempla um ciclo termodinâmico da *turbofan*, seguido das seguintes operações: admissão de ar no componente 1, passagem do ar no componente 2, que se divide em dois fluxos, um fluxo passa pelo componente 3, o outro passa pelo componente 8. Após o ar ser comprimido no componente 3 ele vai para o componente 5 onde é realizada a combustão com a adição do combustível sendo feita manualmente pelo componente 4. Após a combustão o fluido é expandido nos componentes 6 e 7, posteriormente misturado no componente 9, com o ar que passou no componente 8, para exaustão do fluido em 10.

3.1.1 Ponto de Projeto

O ponto de projeto é essencial para o início da simulação, pois ele é o ponto de referência da simulação estacionária e a simulação transiente, ou seja, na simulação fora do ponto de projeto. No cálculo do ponto de projeto os mapas de componentes não são usados.

O ponto de projeto baseou-se nos dados obtidos a partir do DATA SHEET N° EM-2004T04 (2007), o Rolls Royce (2014) e (Aviation Now, 2014).

Cada componente necessita da inserção de parâmetros de entrada, sendo que a Tabela 11 mostra os valores dos parâmetros de entrada essenciais para a modelagem no software.

Tabela 1: Parâmetros de entrada

Parâmetros de entrada	Valor	Unidade
\dot{m}	195	kg/s
B	4,2	-
N_1	15000	rpm
N_2	7000	rpm
\dot{m}_f	1,208	kg/s
POR	24	-
η_c	0,8	-
η_t	0,8	-

Fonte: Pesquisa Direta (2019)

Esses parâmetros de entrada são relacionados a *SLS* (*Sea Level Standard*), *flat rated to ISA* (*International Standard Atmosphere*) $20^\circ\text{C}/68^\circ\text{F}$, que significa, os dados fornecidos são referentes ao nível do mar, e *flat rated* a atmosfera padrão internacional, um modelo atmosférico terrestre invariante. *Flat rated* significa que a turbina pode ser capaz de produzir muito mais empuxo a baixas altitudes e velocidades, mas é limitada para reduzir os níveis de empuxo para aumentar a vida útil do motor e reduzir as cargas máximas.

Necessita-se também da identificação do combustível utilizado na turbina. Portanto determinou-se o combustível *Jet A/A1*, pois é o combustível comumente utilizado pelas empresas de transporte aéreo, e o software GSP possui o mesmo em sua biblioteca. Essa turbina possui 2 eixos coaxiais, um eixo liga o *fan*, de rotação N_1 , a turbina de baixa pressão, o outro eixo liga o compressor, rotação N_2 , a turbina de alta pressão.

Após a inserção desses parâmetros ao software, o mesmo retornou os valores do desempenho apresentados no Tabela 22. A fim de obter uma comparação da realidade com o modelo do software, realizou-se uma comparação entre os resultados do software e os valores encontrados nos catálogos, que foram aferidos a partir de experimentos, também apresentado na Tabela 22.

Tabela 2: Parâmetros de saída do ponto de projeto

Modelo	FN (kN)	Diferença (%)	TSEC (kg/N h)	Diferença (%)
GSP	66,845	0,18	0,06506	0,15
Catálogo	66,723	-	0,06516	-

Fonte: Pesquisa Direta (2019)

A partir da comparação realizada no Tabela 22, pode-se afirmar que o software GSP fornece parâmetros de saída, no ponto de projeto, aceitáveis, pois a diferença entre os parâmetros do catálogo e os parâmetros do GSP são menores que 1%.

Com base no ponto de projeto, pode-se dar início ao estudo do desempenho propriamente dito, pois o mesmo utiliza o ponto de projeto como ponto de referência para a simulação dos pontos fora de projeto.

3.1 Estudo de Desempenho (Fora do Ponto de Projeto)

Define-se, na modelagem, ponto fora de projeto como toda simulação onde os mapas dos componentes são ativados e os seus parâmetros são devidamente alterados e corrigidos, ou seja, o ponto fora de projeto realiza os cálculos com os verdadeiros comportamentos dos componentes. Essas alterações e correções estão relacionadas aos parâmetros dos componentes com as condições atmosféricas, temperatura, pressões, altitudes, número de Mach, vazões mássicas de combustível e do ar, entre outras.

Para o estudo do desempenho utilizam-se variações de alguns parâmetros para obter-se o comportamento dos parâmetros de desempenho, assim realizando a sua análise.

Nesse estudo avalia-se os parâmetros de desempenho com a variação do número de Mach, altitude, vazão mássica de combustível, razão de *by-pass*, cada um como um caso de análise específica.

3.1.1 Variação do Número de Mach

Para o estudo da variação do número de Mach, foi necessário a inserção de pontos na simulação da turbina. Criou-se pontos aonde o número de Mach variasse de 0 até 80% da velocidade do vento local, pois a turbina BR710 possui essa faixa de operação. Fixou-se a vazão mássica de combustível para visualizar o real impacto desse número nos parâmetros de desempenho da turbina. Os gráficos de variação do empuxo e do consumo específico de

combustível em função do número de Mach fornecidos pelo programa estão mostrados na Figura8 e Figura9.

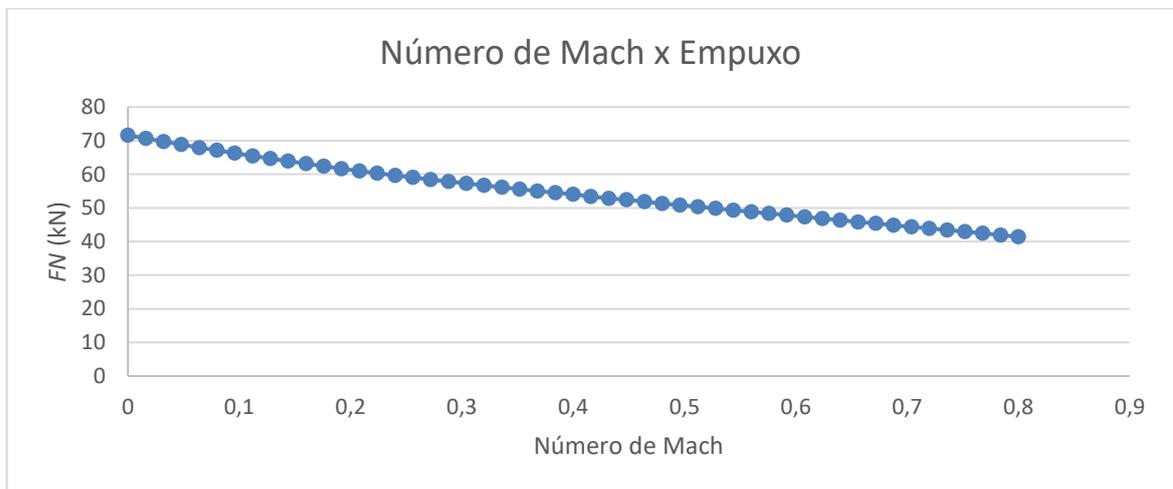


Figura 8: Número de Mach x FN
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Na Figura8 pode-se visualizar o decréscimo do empuxo (FN) com o aumento do número de Mach. Isso se dá devido ao aumento da velocidade do avião, pois com o aumento da velocidade o termo $\dot{m}C_a$, da equação 2.14 aumenta, assim diminuindo o valor do empuxo para uma determinada vazão mássica de ar na entrada e uma a razão de *by-pass*.

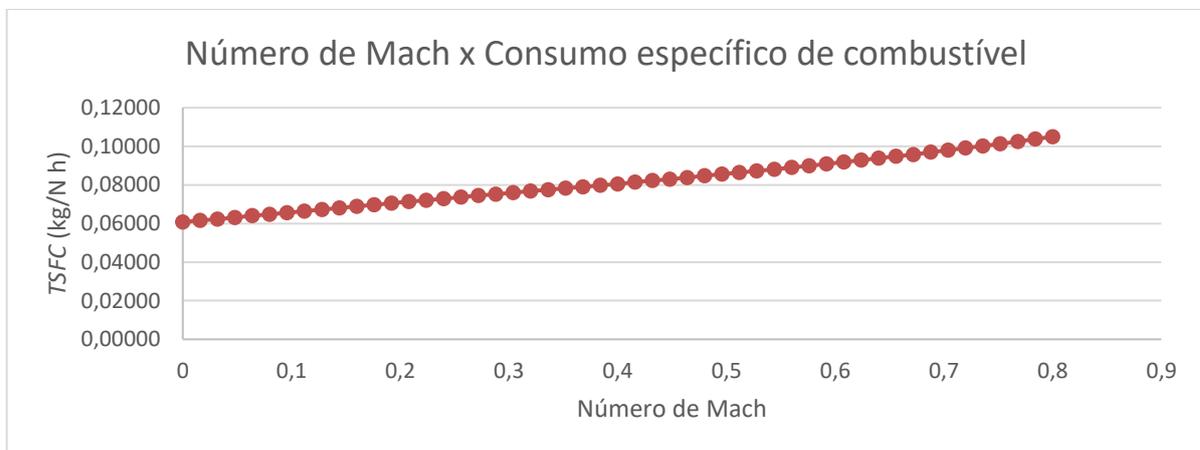


Figura 9: Número de Mach x $TSFC$
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Visualiza-se na Figura9 um aumento do consumo específico de combustível ($TSFC$) com o aumento do número de Mach. Isso se dá unicamente devido ao decréscimo do empuxo, pois a vazão de combustível foi fixada. Ou seja, o aumento da velocidade do avião aumenta o termo $\dot{m}C_a$, da equação 2.14, diminuindo assim o valor do empuxo para uma determinada vazão mássica de ar na entrada e uma razão de *by-pass*.

Verificou-se que neste caso, aonde se variou o número de Mach, o empuxo decresceu devido primordialmente pelo fato do aumento da velocidade do avião. E o consumo específico aumentou em consequência ser inversamente proporcional ao empuxo.

3.1.2 Variação da Altitude

Para o estudo da variação da altitude, foi necessário a inserção de pontos na simulação da turbina. Criou-se pontos onde o valor da altitude variou de 0 a 8000 metros, pois o avião Gulfstream G500, que possui turbinas BR710, voa nessas altitudes propostas.

Variou-se a altitude em três números de Mach específicos, 0, 0,4 e 0,8. Fixou-se a vazão mássica de combustível para visualizar o real impacto dessas variações nos parâmetros de desempenho da turbina.

Os gráficos de variação do empuxo e do consumo específico de combustível em função da variação do número de Mach fornecidos pelo programa estão demonstrados na Figura 310 e Figura 41.

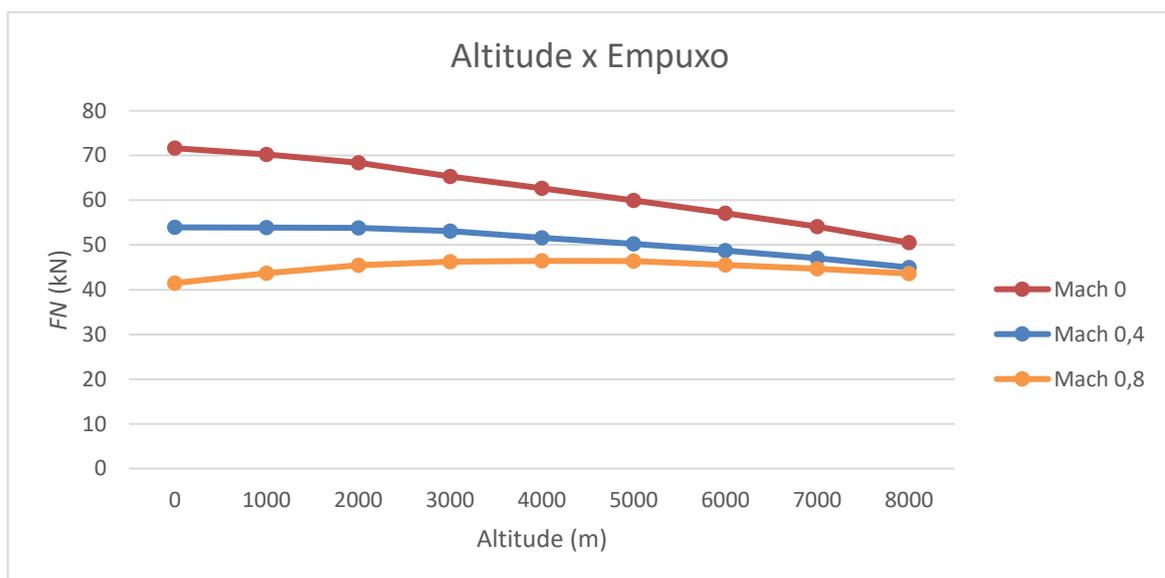


Figura 30: Altitude x FN
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Visualiza-se na Figura 30 uma tendência de diminuição do empuxo (FN) com o aumento da altitude. Isso se dá em função da variação de temperatura e pressão com o aumento da altitude. Com o aumento da altitude há um decréscimo da temperatura, diminuição da pressão e diminuição da massa específica do ar.

Em elevadas altitudes há um decréscimo do arrasto o que dá um aumento do empuxo, em contra partida há uma redução da vazão mássica de ar o que diminui o empuxo. Pode-se visualizar na Figura 30 esse efeito. No Mach de 0,8 o empuxo aumenta até uma altitude de 4000

e posteriormente há um decréscimo, isso devido a essa relação dita anteriormente, entre a vazão mássica de ar e o arrasto. Além disso, o aumento do número de Mach diminui o FN . Isso se dá devido ao aumento da velocidade do avião, pois com o aumento da velocidade o termo $\dot{m}C_a$, da equação 2.13 aumenta, diminuindo assim o valor do empuxo para uma determinada vazão mássica de ar na entrada e uma razão de *by-pass*.

Pode-se visualizar também que para maiores altitudes a diferença entre o empuxo de um número de Mach e o outro diminui. Isso se dá devido ao aumento significativo da pressão e um decréscimo significativo da temperatura.

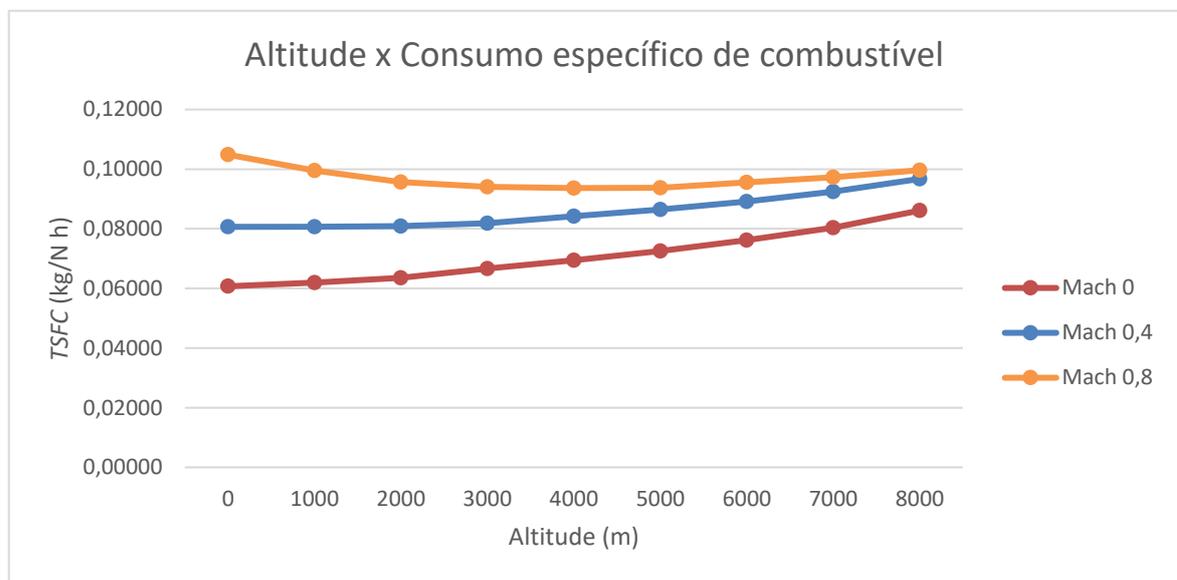


Figura 41: Altitude x $TSFC$ (Para diferentes números Mach)

Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Visualiza-se na Figura 41 uma tendência de aumento do consumo específico de combustível ($TSFC$) com o aumento da altitude. Isso se dá devido ao decréscimo do empuxo. Ou seja, a variação de temperatura e pressão com o aumento da altitude e o aumento do número de Mach afetam o empuxo, e o $TSFC$.

Pode-se visualizar também que para altas altitudes a diferença entre o $TSFC$ de um número de Mach e o outro diminui. Isso se dá devido ao aumento significativo da pressão e um decréscimo significativo da temperatura.

Verificou-se que neste caso, aonde se variou o número de Mach, o empuxo decresceu devido primordialmente ao fato do aumento da velocidade do avião. E o consumo específico aumentou em consequência é inversamente proporcional ao empuxo.

3.1.3 Variação Vazão Mássica de Combustível

Para o estudo da variação da vazão mássica de combustível, foi necessária a inserção de pontos na simulação da turbina. Criou-se pontos aonde o valor da vazão mássica de combustível variou de 0,6 a 1,2 kg/s. Utilizou-se essa variação para ver o efeito da mesma nos parâmetros de desempenho.

Variou-se a vazão de combustível em três números de Mach específicos, 0, 0,4 e 0,8. Nessa simulação fixou-se a altitude. Os gráficos dessas variações plotados pelo programa estão demonstrados na Figura 52 e Figura 13613.

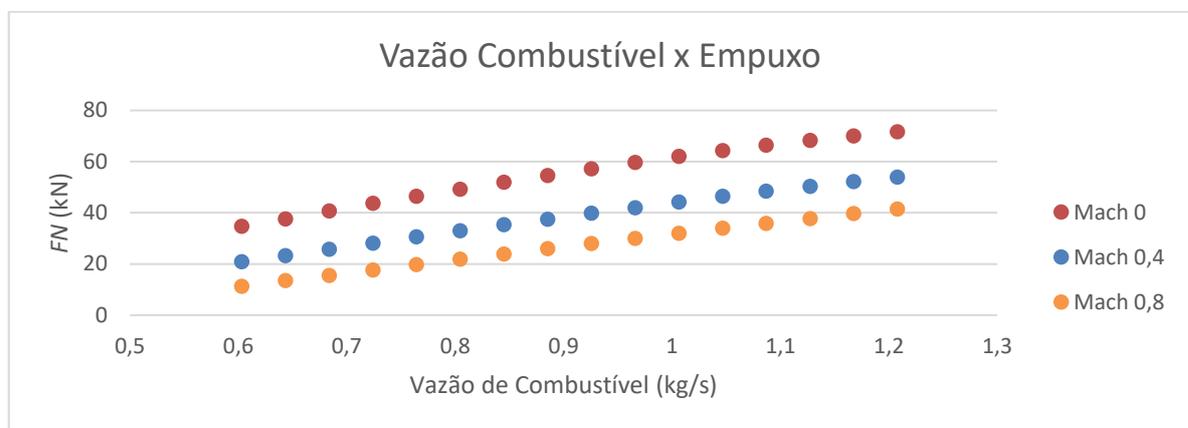


Figura 52: Vazão de combustível x FN (Para diferentes números Mach)

Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Visualiza-se na Figura 52 um aumento do empuxo (FN) com o aumento da vazão de combustível. Os maiores empuxos ocorrem em menores números de Mach. Em menores números de Mach tem-se uma menor razão de *by-pass* e uma maior temperatura de operação da turbina, gerando um maior empuxo da mesma, além da diminuição do termo $\dot{m}C_a$.

Na Figura 53, com o aumento do número de Mach o FN diminui. Isso se dá devido ao aumento da velocidade do avião, pois com o aumento da velocidade o termo $\dot{m}C_a$, da equação 2.13 aumenta, diminuindo o valor do empuxo para uma determinada vazão mássica de ar na entrada e uma razão de *by-pass*.

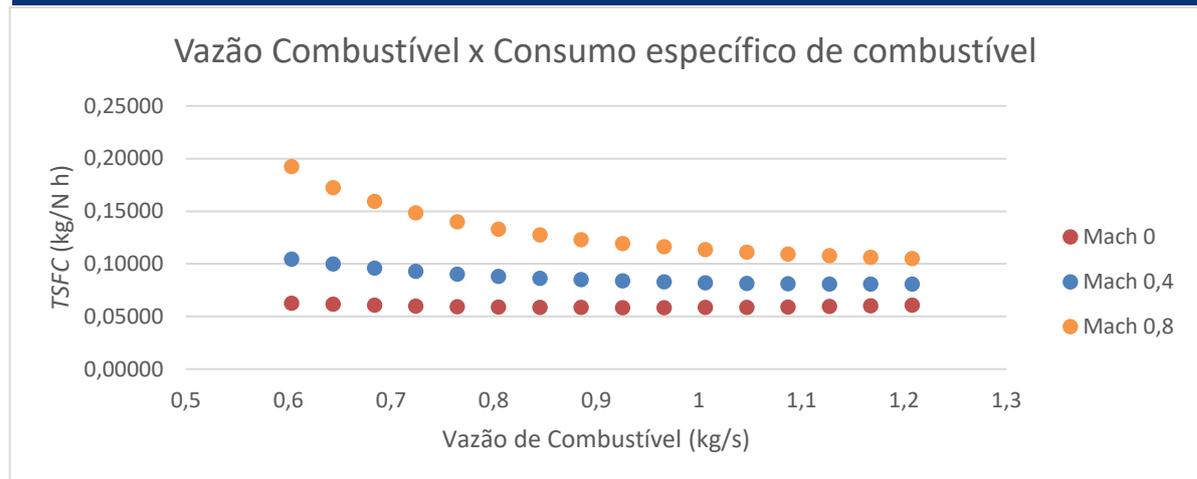


Figura 136: Vazão de combustível x $TSFC$ (Para diferentes números Mach)
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Na Figura 13613 pode-se visualizar a diminuição do consumo específico de combustível ($TSFC$) com o aumento da vazão mássica de combustível. Isso acontece devido ao decréscimo da razão vazão de combustível e empuxo. Pode-se visualizar na Figura 19 que a razão de aumento do empuxo é maior que a razão de aumento da vazão mássica, portanto gerando um valor de $TSFC$ menor. Visualiza-se na Figura 13, que com o aumento do número de Mach há uma maior variação no $TSFC$. Isso se dá devido ao aumento da velocidade do avião.

3.1.4 Variação da Razão de *By-pass*

Segundo Saravanamuttoo (1996), a escolha dos parâmetros do ciclo depende da aplicação do avião, e um alto e um baixo valor da razão de *by-pass* são avaliados. Utiliza-se grandes valores de *by-pass*, da ordem de 4 a 6, onde o consumo específico de combustível possui a maior importância.

Para o estudo da variação da razão de *by-pass*, foi necessário a inserção de pontos na simulação da turbina. Criou-se pontos aonde o valor da razão de *by-pass* variou de 1,2 a 5,4. Estes valores foram utilizados apenas para análise dos valores de desempenho. Variou-se a razão de *by-pass* em três números de Mach específicos, 0, 0,4 e 0,8. Fixou-se a temperatura de entrada na turbina de alta pressão (SOT) para visualizar o real impacto dessas variações nos parâmetros de desempenho da turbina.

Segundo Walsh (1998), em um número de Mach de 0,8, o aumento da razão de *by-pass*, com a temperatura do fluido na entrada da turbina de alta pressão (SOT) e o OPR fixos, geralmente tem-se uma melhora no $TSFC$, o que piora o empuxo.

Entretanto, em uma *SOT* menor e alta razão de pressão o aumento da razão de *by-pass* diminui o valor de *TSFC*, devido à perda de empuxo na região do núcleo. A uma *OPR* fixa, o aumento do número de Mach, aumenta o valor da temperatura de saída do compressor.

Os gráficos dessas variações plotados pelo programa estão demonstrados na Figura 14 e Figura 15. Nestes gráficos a relação combustível ar foi mantida constante, de forma que a vazão de combustível é proporcional a vazão de ar de combustão, que variará com a razão de *by-pass*.

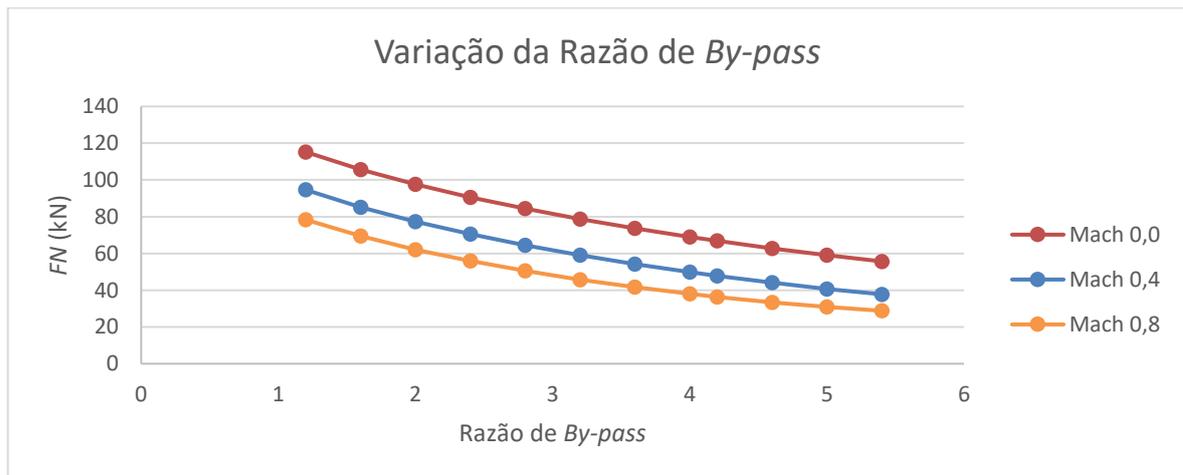


Figura 14: Razão de *By-pass* x FN (Para diferentes números Mach)
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Pode-se visualizar na Figura 15 um decréscimo do empuxo (*FN*) com o aumento da razão de *by-pass*. O aumento da razão de *by-pass* provoca uma diminuição da vazão de ar de combustão, da vazão de combustível e da vazão total do motor, ocasionando, portanto, uma significativa redução no empuxo. Conforme já explicado anteriormente a variação do número de Mach fornece uma redução do empuxo, devido ao aumento da velocidade do avião,

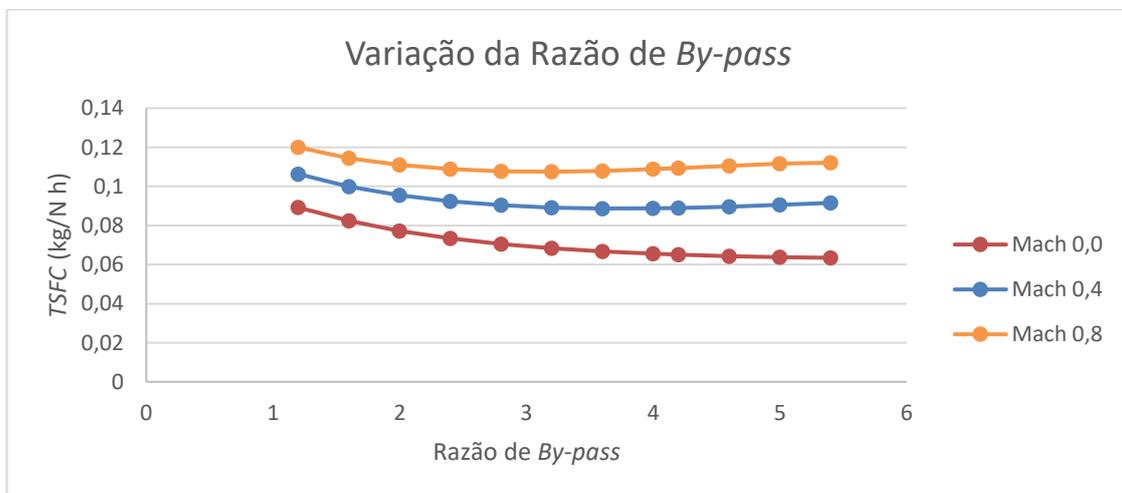


Figura 15: Razão de *By-pass* x TSFC (Para diferentes números Mach)
Fonte: Pesquisa Direta (2014)

Pode-se visualizar na Figura 1515 uma confirmação da teoria mostrada em Walsh (1998) e em Saravanamuttoo (1996): há uma diminuição do consumo específico de combustível ($TSFC$) com o aumento da razão de *by-pass*, com a desvantagem da significativa diminuição do empuxo. Isso acontece devido a uma redução de vazão de ar na turbina, assim necessita-se de menores vazões de combustível, reduzindo significativamente o valor do $TSFC$.

A variação do número de Mach fornece um aumento do $TSFC$, devido ao aumento da velocidade do avião, pois com o aumento da velocidade o termo $\dot{m}C_a$, da equação 2.13

4. CONCLUSÃO

A partir do estudo de caso, onde variou-se razão de *by-pass*, vazão mássica de combustível, altitude e número de Mach, pode-se tirar várias conclusões a respeito do comportamento do desempenho da turbina BR710. Conclui-se que quando se varia a vazão mássica de combustível, as análises do trabalho mostram que a turbina se comporta de forma parecida com o comportamento verificado na literatura, assim valendo as formulações teóricas. Visualiza-se um aumento do empuxo e um decréscimo do consumo específico de combustível com o aumento da vazão de combustível. Na simulação da turbina com a variação da altura, foi vista a importância da temperatura e pressão do ambiente aonde a mesma se encontra. Verificase que o aumento da altitude gera um decréscimo da pressão, e um decréscimo da temperatura com o aumento da altitude. Portanto o empuxo reduz e o consumo específico de combustível aumenta. A razão de *by-pass* mostra-se de grande importância em uma turbina aeronáutica do tipo *turbofan*, sendo que os valores encontrados de consumo específico de combustível são análogos aos da teoria. Conclui-se o sentido da mesma, pois com o aumento da razão de *by-pass* há uma redução significativa de consumo de combustível. Entretanto, há uma redução do empuxo devido à redução de vazão de ar na entrada do compressor. Conclui-se que a turbina BR710 comporta-se de forma análoga ao verificado na literatura, relacionado a variação do número de Mach, pois se visualiza uma redução do valor de empuxo e uma elevação do valor de consumo específico, relacionados a um aumento do número de Mach, ou seja, um aumento da velocidade relativa da turbina. O número de Mach possui grande importância em todas as variáveis de desempenho, e é um dos governantes responsáveis pelo decréscimo e aumento de cada variável de desempenho. É importante ressaltar que todas as informações mostradas nesse estudo são passíveis de diferenças com a realidade, pois não se utilizou os mapas reais das

turbinas, compressores e do *fan*, devido a não disponibilidade dos mesmos. Portanto, para gerar os dados foi necessário inserir mapas genéricos fornecidos pelo software GSP.

REFERÊNCIAS

_____. Aero-News Network. Disponível em: < <http://www.aero-news.net/> >. Acesso: 30 junho de 2029.

_____. **Concluído protótipo de turbina nacional.** Poder Aéreo. Disponível em: <<http://www.aereo.jor.br/2009/03/20/concluido-prototipo-de-turbina-nacional/>>. Acesso: 15 maio de 2019.

_____. **Defence Aerospace – BR710.** Rolls-Royce. Disponível em: <http://www.rolls-royce.com/defence/products/tactical_aircraft/br710/>. Acesso: 06 outubro de 2019.

_____. **OUTLOOK/SPECIFICATIONS GAS TURBINE ENGINES.** Aviation Now. Disponível em: <http://www.togo84.com/spec05_gas_turbines.pdf>. Acesso: 07 outubro de 2019.

ALYRIO, R.D. **Metodologia Científica.** PPGEN: UFRRJ, 2008.

BARBOSA, J.R., **Notas de Aulas.** Instituto Tecnológico da Aeronáutica, Centro de Referência em Turbinas a Gás, 2011.

BOYCE, M.P., **Gas Turbine Engineering Handbook.** 2th ed. Gulf Professional Publishing, 2002

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL – BRASIL, **DATA SHEET Nº EM-2004T04,** CENGEL, Y.A., CIMBALA, J.M., **Mecânica dos Fluidos - Fundamentos e Aplicações,** MCGRAW-HILL BRASIL, 2008

COHEN, H.; ROGERS, G. F. C.; SARAVANAMUTTOO, H. I. H. **Gas Turbine Theory.** 4th ed. Harlow: Longman Group, 1996.

CUMPSTY, N. **Jet propulsion: a simple guide to the aerodynamic and thermodynamic design and performance of jet engines.** Cambridge: Cambridge University Press, 1997.

GSP Development Team, GSP 11 User Manual, **National Aerospace Laboratory NLR,** Amsterdam, The Netherlands, August 2013.

LAKATOS, E. M., MARCONI, M. A. **Fundamentos de Metodologia Científica.** 5ª ed. São Paulo, Editora Atlas S.A., 2003.

ROLLS ROYCE, **The jet engine.** 5th ed. Derby: Rolls Royce, The Technical Publications Department, 1996.

SOARES, C., **Gas Turbines: A Handbook of Air, Land, and Sea Applications.** Butterworth-Heinemann, 2008

WALSH, P. P.; FLETCHER, P. **Gas turbine performance**. Oxford: Blackwell Science, 1998.

218