

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA
DO RIO DE JANEIRO



Alexandre Pinto Canellas

**Análise de desempenho de motores aeronáuticos
com alteração de processo de montagem**

Projeto de Graduação

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de Engenharia
Mecânica da PUC-Rio

Orientador: Luis Fernando Figueira da Silva
Coorientador: Daniel dos Santos

Rio de Janeiro

Julho de 2020

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu orientador, Luis Fernando, pela paciência e comprometimento na elaboração deste trabalho. Torço para que a maioria do Departamento um dia partilhe de sua visão sobre o ensino.

Agradeço a todos os meus amigos, tanto de faculdade, quanto de colégio, por todo o apoio neste curso. Que nossa amizade perdure para a vida e estejamos presentes em nossas conquistas.

Agradeço aos amigos de trabalho que conheci na GE, principalmente a equipe do Rio. Minha formação profissional não seria a mesma sem o carinho e atenção de cada um dos senhores.

Agradeço à minha namorada pelo amor e pela paz de espírito que me concedeu quando eu mais precisei.

Agradeço à minha família, principalmente minha mãe, Ana Maria, por todas as batalhas que superou em sua vida e me permitiu uma formação estudantil nas melhores instituições deste país. Ao meu irmão Victor, melhor amigo e companheiro de todos os momentos.

Ao meu avô Waldemar, que sua luz continue a me guiar lá de cima pelos caminhos da vida. Levo o senhor no coração e no homem que hoje sou.

A todos, meu verdadeiro obrigado.

RESUMO

Análise de desempenho de motores aeronáuticos com alteração de processo de montagem

O mercado de aviação é responsável por uma parcela de transporte de bens e pessoas em escala global. As companhias aéreas, com o objetivo de manter competitividade, preocupam-se em permanência com a redução de custos de manutenção. Este manuscrito descreve uma mudança de um procedimento de montagem durante o processo de reparo de uma turbina aeronáutica, com o objetivo de aumentar sua vida útil. A intervenção em questão trata da redistribuição dos bicos injetores de combustível dentro da câmara de combustão. A nova distribuição tem por objetivo a compensar as diferenças de vazão de combustível no interior do combustor, buscando aumentar a homogeneidade da combustão. Primeiramente é apresentada a formulação clássica da análise termodinâmica dos diferentes módulos que constituem o motor, visando descrever seu rendimento energético. Testes foram conduzidos em bancos de ensaio antes e após a intervenção proposta, seguindo um procedimento descrito pelos fabricantes das turbinas, garantindo a normalização dos resultados para comparação. Os resultados evidenciaram uma redução na temperatura de combustão nos motores afetados pela intervenção, garantindo uma maior vida útil de operação dos motores afetados.

Palavras chaves: Motor Aeronáutico. Câmara de Combustão. Banco de Provas. Análise Termodinâmica. Bico Injetor de Combustível.

ABSTRACT

Performance analysis of aeronautical engines with assembly procedure intervention

The aviation market is responsible for a share of the transportation of goods and people in global scale. Air companies, with the goal of maintaining competitiveness, focus in opportunities of maintenance costs reduction. This manuscript describes an assembly procedure modification, with the objective of increasing its life cycle. The intervention regards the redistribution of fuel nozzles inside the combustion chamber. The new distribution aims to compensate for fuel flow rate discrepancies inside the module, homogenizing the combustion along the chamber. First, a thermodynamic analysis was developed to describe the different modules comprising the engine, seeking to determine their energetic efficiency. Tests were conducted in test cells before and after the proposed intervention following procedures prescribed by the engine's manufacturers, thus ensuring the normalization of the results for comparison purposes. The results showed a decrease in combustion temperatures, which indicate a longer lifespan for the modified engines.

Key-words: Aeronautical Engine. Combustion Chamber. Test Cell. Thermodynamic Analysis. Fuel Nozzle.

SUMÁRIO

1 . INTRODUÇÃO	11
1.1. Motivação	11
1.2 Identificação do Problema	15
1.3 Objetivos	17
2 . METODOLOGIA	19
2.1. Ciclo Termodinâmico Ideal	19
2.2. Módulos do Motor	21
2.2.1. Bellmouth	22
2.2.2. Fan & Booster	23
2.2.3. Core	24
2.2.3.1. Câmara de Combustão	26
2.2.4. High Pressure Turbine (HPT)	28
2.2.5. Low Pressure Turbine (LPT)	29
2.2.6. Bocal de Descarga	30
2.3. Modelagem Termodinâmica dos Módulos do Motor	30
2.3.1. <i>Bellmouth</i>	30
2.3.2. Compressores	31
2.3.3. Combustor	35
2.3.4. Turbinas	37
2.3.5. Bocal de descarga	40
2.4. Procedimento de Teste	41
2.5. Instrumentação e Controle	44
2.6. Cálculo de Desempenho de Teste	47
2.6.1. Fatores Ambientais	47
2.6.2. Fatores de Instrumentação e Instalação do Banco	49
2.6.3. Limites Operacionais	49
2.6.4. Rotação de <i>N1</i>	50
2.6.5. Empuxo	50
2.6.6. Rotação de <i>N2</i>	51
2.6.7. Temperatura de <i>EGT</i>	52

2.6.8. Vazão de combustível e <i>SFC</i>	53
2.7. Análise de Incertezas	54
3 . Resultados e discussões.....	55
4 . Conclusões e Perspectivas	62
5 . Bibliografia.....	63
Anexo I: Resultados de teste do Banco de Provas de 3 Rios	64

Lista de Figuras

Figura 1: Motor em processo de recebimento na GE Celma Filial Rio.....	12
Figura 2: Esquema simplificado dos módulos de uma turbina.	13
Figura 3: Gasket de papel rasgado, utilizado para intermediar o contato metal-metal.	14
Figura 4: Distribuição dos bicos injetores (círculos menores) no combustor e das sondas de EGT (cruzes em azul).....	16
Figura 5: Distribuição das vazões mássicas (lb/h) das fuel nozzles.....	17
Figura 6: Modelagem básica de uma máquina térmica de ciclo aberto.....	19
Figura 7: Diagrama Pressão x volume específico do ciclo Brayton.....	20
Figura 8: Célula de teste de um Banco de Provas com bellmouth instalado.....	22
Figura 9: Fluxos de ar de bypass (em azul) e primário do motor (em vermelho).	23
Figura 10: Em ordem o rotor do LPC, estator do LPC e módulo do Fan [4].	24
Figura 11: Representação simplificada de um estágio de compressão.	25
Figura 12: Módulo do Core [4].	26
Figura 13: Fluxos de ar da Câmara de Combustão [5].	26
Figura 14: Vista da seção de nozzles da HPT [5].	28
Figura 15: Seção em corte da LPT [5].	29
Figura 16: Diagrama de balanço de massa na seção do bellmouth.	30
Figura 17: Diagrama de balanço de massa do módulo do Fan & Booster. Adaptado [5].	31
Figura 18: Gráfico entalpia (h) x entropia (s) da compressão no Fan.....	32
Figura 19: Diagrama de balanço de massa do HPC. Adaptado [5].	34
Figura 20: Diagrama de balanço de massa do módulo do combustor. Adaptado [5].	35
Figura 21: Diagrama de balanço de massa da HPT. Adaptado [5].	38
Figura 22: Diagrama de balanço de massa da LPT. Adaptado [5].	39
Figura 23: Balanço de massa no bocal de descarga externo.....	40
Figura 24: Representação esquemática de um Banco de Ensaio de formato “U”.....	41
Figura 25: Curva de uma Carta de Correlação.....	43
Figura 26: Esquema representativo das principais estações aerodinâmicas [5].	45

Figura 27: Carta psicométrica [4].	48
Figura 28: Comparação da eficiência politrópica (%) do compressor por teste.....	55
Figura 29: Comparação da estimativa da temperatura T4 (°C) por teste.	56
Figura 30: Comparação das leituras individuais de EGT (°C).	57
Figura 31: Comparação da margem relativa de vazão de combustível (%) por teste.	58
Figura 32: Gráfico comparativo da margem relativa de EGT (°C) por teste.	58
Figura 33: Comparação da margem realtiva de empuxo (%) por teste.	59
Figura 34: Comparação da margem relativa de rotação de N2 (%) por teste.	60
Figura 35: Comparação do SFC por teste.....	61

Lista de tabelas

Tabela 1: Entalpias de formação de substâncias a 298 K. Adaptada [4].	37
Tabela 2: Resultados de teste para os dois grupos de motores.	64
Tabela 3: Medições de teste para estimativa da temperatura no combustor.	64
Tabela 4: Medições de teste para cálculo do rendimento do compressor.	65

1. INTRODUÇÃO

1.1. Motivação

O mercado da aviação civil pode ser considerado um dos mais dinâmicos da atualidade. Em função da necessidade de inovação constante em termos de material e procedimentos, bem como da confiabilidade das aeronaves em operação, as empresas envolvidas buscam se adaptar no mesmo ritmo dessas mudanças. Assim, é da natureza desse mercado promover melhorias de processos (novas diretrizes em inspeções), materiais (novos compósitos capazes de sustentar altas temperaturas mantendo tenacidade) e mão-de-obra (aumentar a disponibilidade de cursos técnicos *on-site*). Neste projeto, focaremos em processos envolvendo especificamente as turbinas de modelo GEnx-1B. Estes modelos são utilizados por aeronaves da família Boeing 787 Dreamliner, especializada em transporte de pessoas. Juntamente com o modelo GEnx-2B (não abordado neste projeto) podem ser encontradas mais de 2700 turbinas em operação ou já em processo de fabricação [1].

A turbina é uma parte essencial do avião, responsável por fornecer o empuxo necessário para vencer a inércia de sua massa total, além de outras funções auxiliares, como fornecimento de energia elétrica auxiliar ao avião por geradores. Tendo isso em mente, a manutenção desse motor deve cumprir requisitos básicos (consumo de combustível, temperaturas de operação abaixo do limite) para aprovação de órgãos reguladores, bem como das empresas que detém os direitos de operação da turbina. Entretanto, é preciso conhecer todos os processos que alteram desempenho do motor.

Quando um motor demonstra um comportamento anormal, como apresentar níveis de vibração maiores que a norma, ou atinge um determinado número de ciclos/horas de vôo ininterruptas, é de responsabilidade da empresa de operação da aeronave retirar esse motor da asa e mandá-lo para manutenção. Esta empresa emite um relatório detalhando as discrepâncias encontradas e envia-se juntamente à turbina à empresa que realizará o serviço, considerando uma empresa terceirizada. Do contrário, este relatório é enviado ao setor de manutenção interna da própria companhia de operação da aeronave.

O motor, então, inicia o processo denominado de indução, ilustrado na Figura 1: recebimento, inspeção visual externa e interna e determinação de *workslope*, tradução livre de escopo de trabalho, ou seja, nível de serviço executado em determinados módulos (compressor, combustor, turbina, caixa de acessórios). Certas companhias aéreas preveem de antemão o tipo de serviço que será executado. Entretanto, o mais comum, em termos estatísticos, é uma complementação pelo engenheiro responsável por esse motor, como uma troca adicional de uma peça para melhorar o desempenho. Existem dois níveis de serviço que podemos generalizar: reparo e restauração de performance. Conforme o nome, um reparo se caracteriza por um serviço mais localizado, pretendendo preservar o restante da turbina atendendo às normas vigentes. Todas as peças podem ser trocadas obrigatoriamente a partir de um número de ciclos de operação da aeronave, da palheta do compressor até a bomba de óleo. Por outro lado, uma restauração de performance envolve uma gama maior de seções, focando nas áreas de maior impacto efetivo em termos de temperatura de operação e trocando peças gastas/defeituosas por novas. Conseqüentemente, um reparo tende a resultar numa performance menor, se comparado a uma restauração. Tal observação se mostra importante, uma vez que comparações de rendimento modular e geral do motor serão feitas e deverão respeitar as características de cada tipo de serviço.



Figura 1: Motor em processo de recebimento na GE Celma Filial Rio.

Após a determinação do *workscape*, a turbina é desmontada em módulos principais: *fan*, *LPC* (compressor de baixa pressão), *HPC* (compressor de alta pressão), combustor, *HPT* (turbina de alta pressão) e *LPT* (turbina de baixa pressão). Podemos observar essa divisão no esquema da Figura 2. Cabe ressaltar que os módulos do motor juntos formam uma máquina térmica de ciclo aberto, sendo possível, portanto, realizar uma análise termodinâmica modular e total.

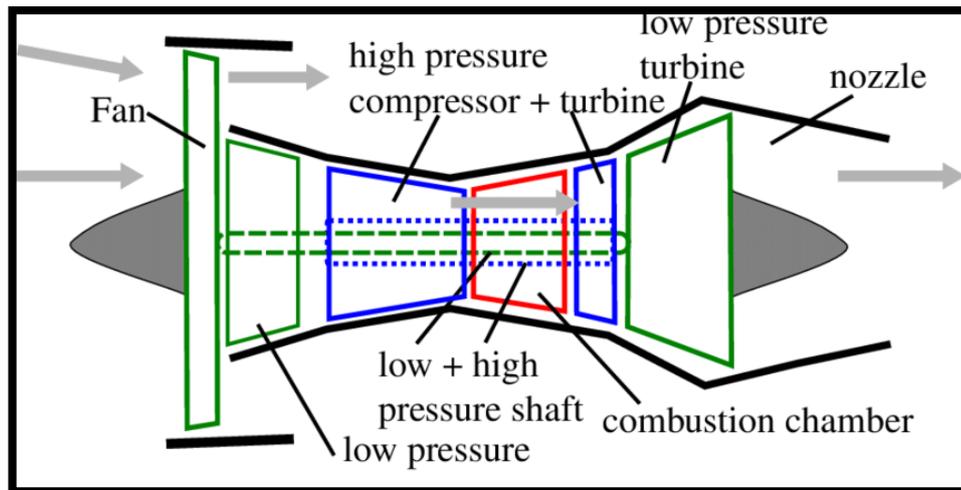


Figura 2: Esquema simplificado dos módulos de uma turbina.

Estes módulos são em seguida desmontados em peças menores até o último parafuso. Esse processo visa verificar a integridade das peças antes de serem submetidas aos seus níveis de serviço (inspeção visual, reparo ou troca), assim como preservá-las para montagem posterior. As peças são catalogadas e enviadas aos locais de trabalho. Conforme antes mencionado, dependendo do *workscape*, cada peça será analisada individualmente, ou coletivamente se o módulo não for acessado, e trocado, ou reparado, ou mantido. O nível de análise também varia com o nível de serviço, indo de inspeção visual até inspeção com líquido penetrante. Algumas destas peças, como a ilustrada na Figura 3, são de fácil troca por seu tamanho e funcionalidade.

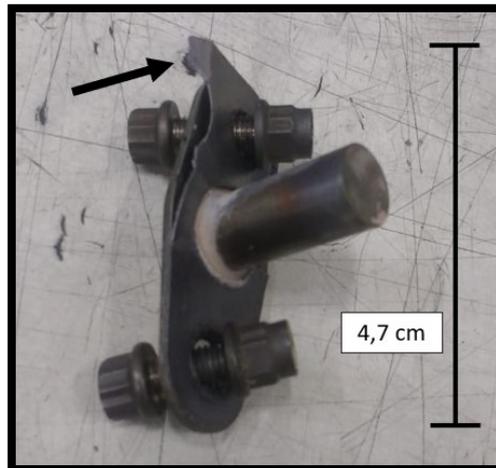


Figura 3: Gasket de papel rasgado, utilizado para intermediar o contato metal-metal.

Quando as peças estiverem prontas, serão enviadas para a área de montagem. Nesta, de maneira análoga à desmontagem, o processo começa com a montagem individual de cada um dos módulos principais. Esse procedimento demanda atenção, pois existem configurações específicas para cada peça: certos componentes, como tubulações de ar e óleo, não podem ser instaladas com outras de dimensionamento ou geometria diferente. Finalizada a montagem, o motor estará pronto para uma rodada de teste para garantir seu funcionamento adequado.

Uma célula especializada em teste de turbinas é chamada de Banco de Provas. Esta possui uma estrutura de túnel de vento para simular as condições de vôo em asa, bem como uma variedade de instrumentos de medição (manômetros, sondas de temperatura, células de carga). Um teste de turbina força o motor em regimes específicos, resultando na emissão de um relatório técnico final de acompanhamento de dezenas de variáveis usadas para averiguar a performance do motor. Se o conjunto cumprir as especificações técnicas e contratuais, o motor será retornado ao cliente. Do contrário, inicia-se o processo de *troubleshooting* para investigação de possíveis causas de baixa performance.

Podemos considerar parâmetros principais de avaliação de um motor: empuxo (FN); rotação de ambos rotores ($N1$ e $N2$); temperatura de gases de exaustão (EGT); vazão de combustível (WF); consumo específico (SFC).

- *FN* determina a força resultante que o motor é capaz de gerar para movimentar a aeronave. Quanto maior seu valor, melhor para a aeronave, que poderá reduzir sua potência e economizar combustível em regime de cruzeiro.
- *N1* e *N2* determinam o nível de esforço do motor para gerar o empuxo, fluxo de combustível e conseqüentemente a temperatura dos gases de exaustão. Se a rotação for alta demais, o rotor pode começar a vibrar e, assim, danificar todos os sistemas com que faz interface.
- *EGT* está relacionada ao estado dos gases que saem do combustor e uma variável de eficiência do uso de combustível no módulo. Quanto maior seu valor, mais rápido se degradarão os materiais dos componentes das turbinas de alta pressão e do próprio combustor. É desejável obter uma margem alta para garantir a longevidade dos motores.
- *WF* trata da vazão mássica total de combustível nebulizada pelos bicos injetores no combustor. Este parâmetro é de interesse econômico, dado que um consumo menor de combustível resulta em diminuição de gastos de operação da aeronave.
- *SFC* é uma razão entre a vazão de combustível e o empuxo, muito utilizado como uma estimativa de eficiência.

1.2 Identificação do Problema

Em Abril de 2018, a GE Celma observou, em seus testes com o modelo GEnx-1B, uma tendência de aumento no valor de *EGT* medido em teste. Isto indicava uma piora no desempenho das turbinas, o que desencadeou em um plano de contingência.

A leitura de *EGT* é feita a partir de sondas posicionadas na turbina de baixa pressão, as quais encontram-se situadas em posição radial intermediária àquela dos bicos injetores, tal como o esquematizado na Figura 4. Nesta figura, cada um dos círculos representa uma câmara de combustão, com seu respectivo bico injetor de combustível. Observa-se, durante a manutenção do motor, que nem todos os bicos são fabricados ou reparados de maneira uniforme, gerando discrepâncias na vazão de combustível ao longo da circunferência deste módulo.

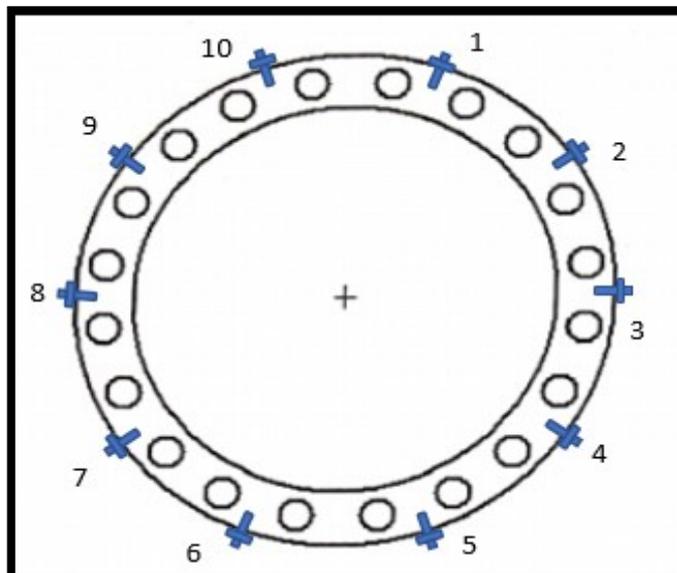


Figura 4: Distribuição dos bicos injetores (círculos menores) no combustor e das sondas de EGT (cruzes em azul).

A uniformidade do processo de combustão nesta câmara anular é diretamente influenciada pela distribuição da vazão de combustível, portanto a temperatura da chama não será exatamente a mesma em cada uma das células. O manual do fabricante do motor [2] não descreve um procedimento específico estabelecendo a ordem em que os bicos devem ser instalados. Dessa forma, o processo de montagem era passível de aprimoramentos. A intervenção proposta visa melhor distribuir as *fuel nozzles* levando em consideração a diferença de vazão medida durante a operação do motor em banco de testes, buscando equalizar as temperaturas ao redor da circunferência do combustor. A partir de um motor escolhido como ponto de partida, cada bico injetor de combustível tem sua vazão medida e um mapeamento da seção é então realizado na oficina de montagem. Acredita-se que os injetores de maior vazão podem ser instaladas de forma alternada às de menor vazão. Pretende-se assim, intervir sobre a montagem dos injetores de modo resultar na menor não uniformidade na distribuição de temperatura.

O processo de medição da vazão de combustível consiste em instalar o bico injetor em um receptáculo, juntamente com uma linha de suprimento de fluido de teste. Ao pressurizar o conjunto, a vazão é medida a cada patamar de pressão, até o limite indicado pelo fabricante. Os valores usados para o mapeamento evidenciado na Figura 5 são obtidos com pressão de operação típica ~ 6900 kPa [3].

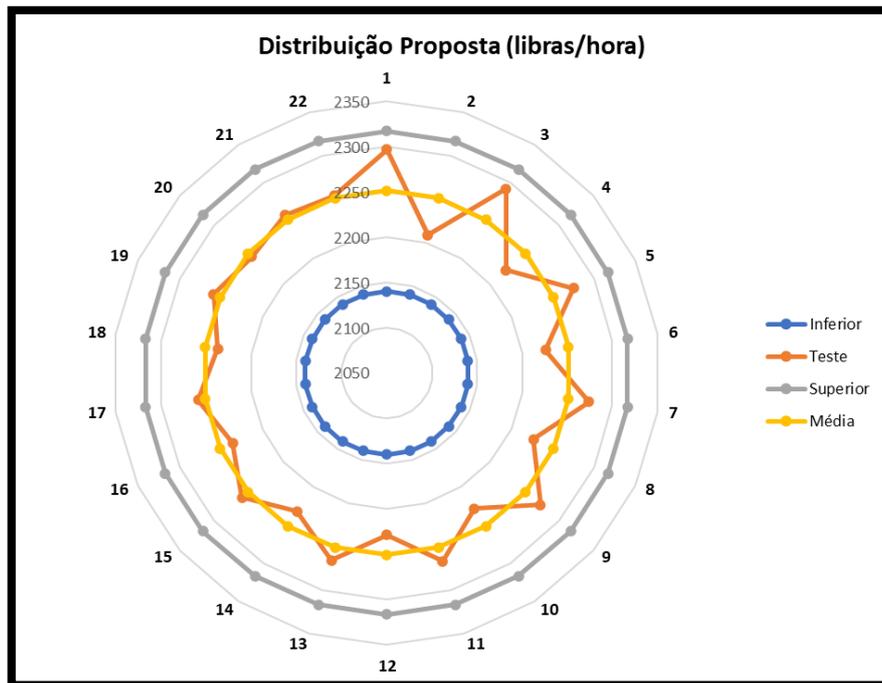


Figura 5: Distribuição das vazões mássicas (lb/h) das fuel nozzles.

Nesta figura, a distribuição pode ser vista com a variação da vazão de combustível medida no sentido horário. Conforme o círculo é formado, as variações entre pontos consecutivos tende a decair. Os limites inferior e superior de operação indicados pelo fabricante são colocados para garantir a funcionalidade de todos os bicos instalados e diminuir a influência de potenciais *outliers*.

1.3 Objetivos

O objetivo geral deste projeto é analisar o impacto efetivo, na operação da turbina, de um novo método de distribuição de bicos injetores. Para alcançar este objetivo geral, os seguinte objetivos específicos são desenvolvidos:

- 1) Acompanhar o processo de montagem realizado na empresa quanto aos bicos injetores de combustível dentro do combustor.
 - a) Estudar a nova distribuição implementada no 1º semestre de 2019.
- 2) Desenvolver a metodologia de análise termodinâmica.
 - a) Definir hipóteses que permitam modelar o sistema da turbina.

- b) Definir os parâmetros de análise.
- 3) Coletar dados de teste para análise.
- a) Coletar dados anteriores e posteriores à intervenção.
 - b) Realizar tratamento dos dados para comparação.

Assim sendo, encerra-se aqui este capítulo de introdução, onde vimos brevemente o contexto, motivação e objetivos para este projeto. O capítulo de metodologia pode ser encontrado a seguir, onde será descrita a formulação teórica do funcionamento do motor e o procedimento de teste para aquisição de dados. Os resultados serão mostrados em gráficos comparativos dos parâmetros de teste e eficiência modular no capítulo 3. Por fim, as conclusões acerca deste projeto estarão pontuados no capítulo 4.

2. METODOLOGIA

Neste capítulo será brevemente descrito o comportamento de uma turbina aeronáutica. Primeiro, será realizada a identificação do ciclo termodinâmico. Em seguida, esta análise será particularizada para cada módulo e de parâmetros de teste. Por fim, serão descritos o procedimento de teste e o material de instrumentação utilizados.

2.1. Ciclo Termodinâmico Ideal

Um motor aeronáutico pode ser modelado, em sua forma mais simples, como uma máquina térmica de ciclo aberto conforme representação na Figura 6. Como podemos perceber, um fluido de trabalho entra no ciclo, sendo o ar neste caso, e passa por um processo de compressão. Uma vez comprimido, o ar é misturado com combustível e subsequentemente queimado na câmara de combustão, resultando numa mistura de produtos de combustão. Este fluido em alta pressão e temperatura se expande na turbina, a qual converte a energia em trabalho de eixo. Finalmente, a mistura é expandida à atmosfera pelo bocal de saída, que não está representado na figura por simplicidade.

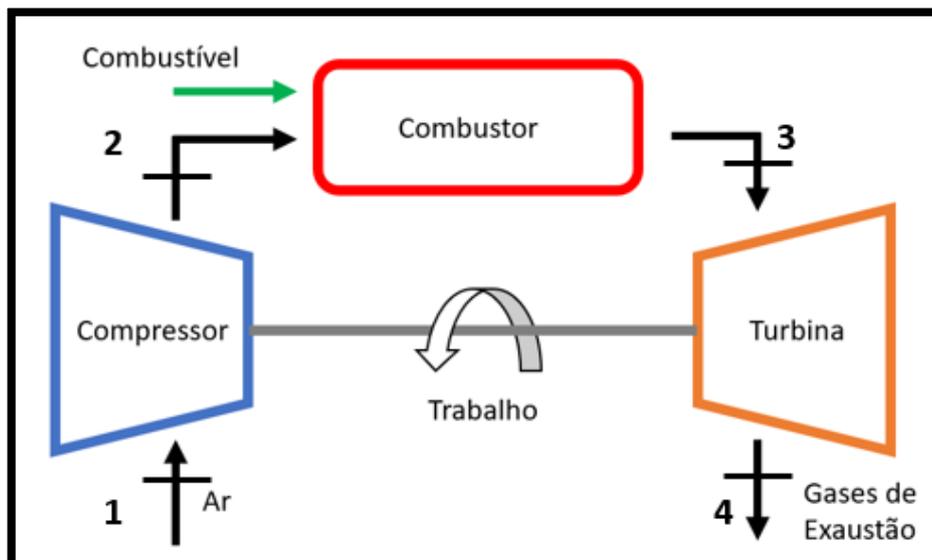


Figura 6: Modelagem básica de uma máquina térmica de ciclo aberto.

De modo geral, existem diferentes ciclos possíveis sob os quais uma máquina térmica pode operar. Não obstante, sabe-se [2] que os motores GENx estudados operam de modo esquemático e simplificado num ciclo Brayton. Representado na Figura 7, o Ciclo Brayton tem sua compressão isentrópica (1-2), admissão de calor isobárica (2-3), expansão isentrópica (3-4) e rejeição de calor isobárica (4-1). Tais características tornam este ciclo ideal, uma vez que admite-se nenhuma perda de energia ocorre na compressão e expansão. Em função do ciclo ser aberto, parte da energia adquirida na combustão é rejeitada ao ambiente com os gases de escape.

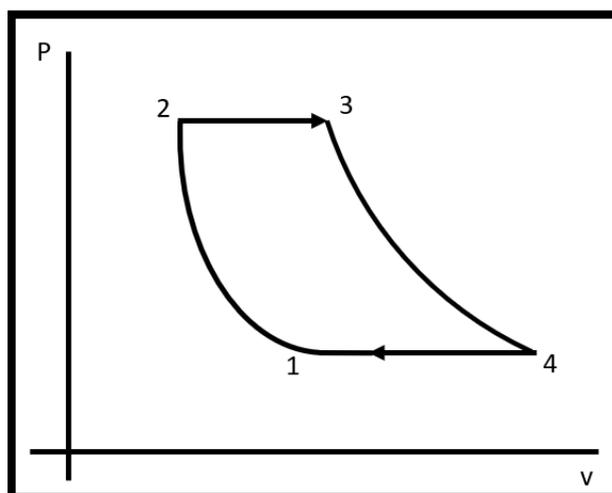


Figura 7: Diagrama Pressão x volume específico do ciclo Brayton.

Conforme detalhado no capítulo de introdução deste manuscrito, um dos objetivos deste trabalho é estudar o comportamento termodinâmico da turbina. Tendo em vista o ciclo termodinâmico do motor, é possível iniciar uma modelagem global da transferência de energia aplicando-se a 1ª Lei da Termodinâmica:

$$\Delta\dot{U} = \dot{Q} - \dot{W}. \quad (1)$$

A taxa de variação da energia interna no volume de controle $\Delta\dot{U}$ depende das parcelas de calor \dot{Q} fornecido e trabalho \dot{W} gerado. Ao aplicarmos a Eq. (1) a cada um dos módulos mostrados na Fig. 6, e utilizando uma análise do tipo volume de controle em regime permanente, é possível obter as seguintes relações:

$$\dot{W}_C = \dot{W}_{1-2} = \dot{m}(h_2 - h_1). \quad (2)$$

$$\dot{Q}_{CB} = \dot{Q}_{2-3} = \dot{m}(h_3 - h_2). \quad (3)$$

$$\dot{W}_T = \dot{W}_{3-4} = \dot{m}(h_3 - h_4). \quad (4)$$

A Eq. (2) se refere ao trabalho de compressão executada \dot{W}_C no processo 1-2, conforme a vazão mássica \dot{m} e as entalpias h_1 e h_2 nos pontos 1 e 2 nas Figuras 6 e 7. A Eq. (3), por sua vez, trata da energia térmica gerada dentro da câmara de combustão \dot{Q}_{CB} que é absorvida pelo fluido. Por fim, \dot{W}_T , o trabalho gerado na turbina, é dado pela Eq. (4). Com os três processos modelados, é possível realizar uma quantificação da eficiência termodinâmica do ciclo, dado pelo rendimento:

$$\eta = \frac{\text{Trabalho líquido gerado}}{\text{Calor fornecido}} = \frac{\dot{m}(h_3 - h_4) - \dot{m}(h_2 - h_1)}{\dot{m}(h_3 - h_2)}. \quad (5)$$

Portanto, para conhecer os valores de trabalho, calor e consequentemente rendimento, é necessário obter as entalpias do fluido de trabalho em pontos específicos: entradas e saídas dos principais módulos do motor. Todavia, antes de se iniciar uma análise mais detalhada de cada módulo do motor, é necessário realizar uma descrição funcional de cada módulo.

2.2. Módulos do Motor

Tendo em mente o funcionamento geral da turbina, podemos descrever o processo individual dos principais módulos que a constituem:

- *Bellmouth*: difusor.
- Módulo do *Fan*: *Low Pressure Compressor*.
- Módulo do *Core*: *High Pressure Compressor* e câmara de combustão.
- Módulo da *High Pressure Turbine*.
- Módulo da *Low Pressure Turbine*.

- Bocal de descarga.

É importante destacar a existência da *Accessory Drive System*, caixa de acessórios, onde os acessórios ficam alocados. Embora nem todos estes acessórios impactem de forma direta no desempenho do motor (gerador de energia para a aeronave, por exemplo), o pleno funcionamento da turbina só pode ser obtido com uma boa performance de cada um destes componentes.

2.2.1. Bellmouth

O *bellmouth* (boca de sino) tem seu nome em função de sua geometria. Este elemento tem como objetivos laminar o escoamento admitido pelo motor e, durante operação em aeronaves, fornecer uma superfície aerodinâmica favorável ao escoamento externo. Os *bellmouths* utilizados em Banco de Provas, Figura 8, não precisam se preocupar com o segundo objetivo, em função da estrutura robusta de suporte ao motor e do ambiente controlado da célula de teste.



Figura 8: Célula de teste de um Banco de Provas com bellmouth instalado.

2.2.2. Fan & Booster

O *Fan* é o segundo módulo que o ar admitido atravessa após ser ingerido pelo motor. Ele é responsável pela maioria do empuxo gerado: cerca de 80~85%. Pela 2ª Lei de Newton, a força, no caso o empuxo, é diretamente proporcional à aceleração da massa. Ainda que as velocidades no bocal (850 ~ 900 m/s) [2] sejam maiores que as do fluxo secundário (330 ~380 m/s), a vazão mássica de ar descarregada à atmosfera no fluxo de *bypass*, Figura 9, é maior que a vazão expandida no bocal de saída.

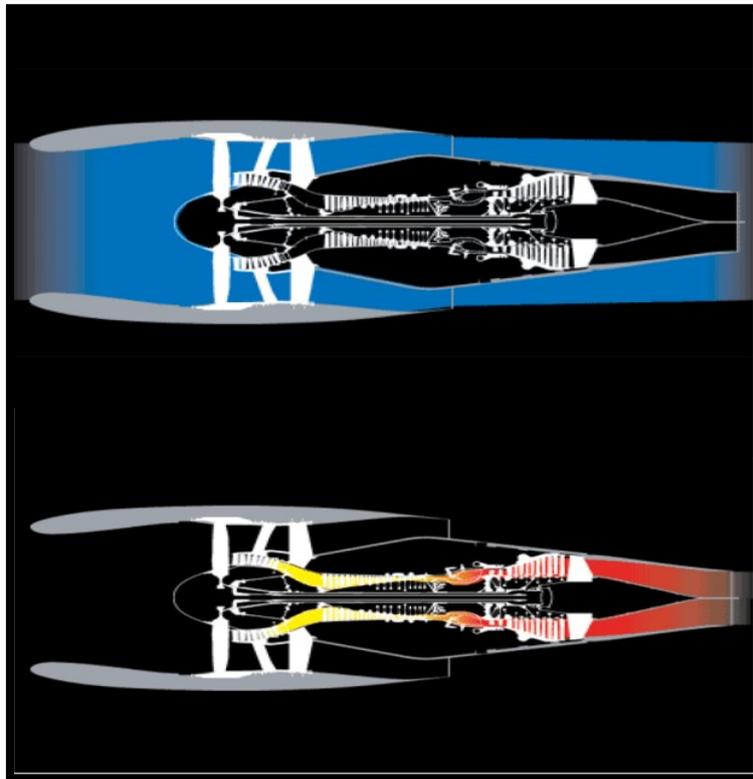


Figura 9: Fluxos de ar de *bypass* (em azul) e primário do motor (em vermelho).

O ar é movimentado pelas *fan blades*, as quais giram acopladas ao rotor do *LPC*, por sua vez conectado ao eixo principal *N1*, podendo atingir velocidades de 2500 rpm [2].

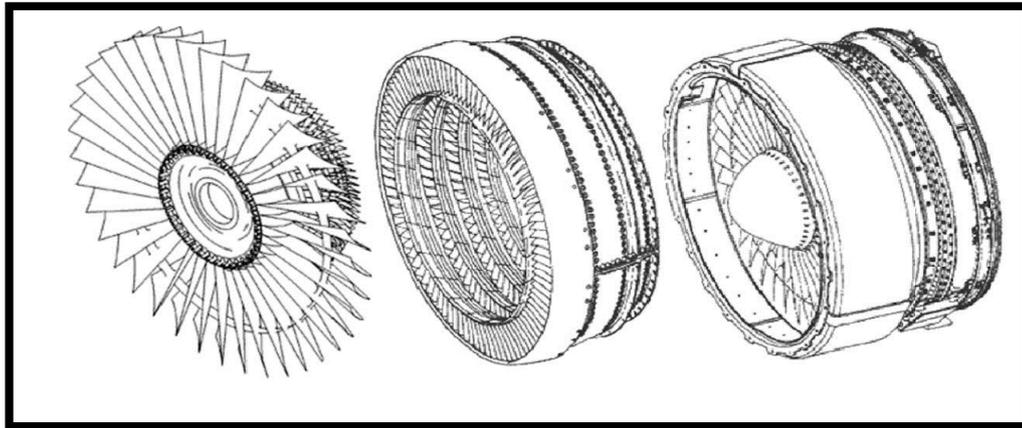


Figura 10: Em ordem o rotor do LPC, estator do LPC e módulo do Fan [4].

A Figura 10 mostra a sequência de rotores e estatores que comprimem o ar à medida que este flui através do módulo, cada par formando um estágio de compressão. A parte rotora possui liberdade de movimento circunferencial, tendo como função principal realizar trabalho mecânico sobre o escoamento, acelerando o fluido. A parte estatora, por outro lado, se mantém inerte. Suas funções: direcionar o fluxo para a direção ideal de bordo de ataque da seção seguinte e converter a energia cinética dos gases em pressão, comprimindo cada vez mais o ar. O módulo é constituído da união da parte rotora com a estatora e itens estruturais como a *fan case* (compartimento do primeiro estágio das *fan blades*).

A maior parte do escoamento, no entanto, é descarregado à atmosfera para gerar o empuxo. Isto implica que apenas uma parcela da vazão mássica admitida é ingerida pelo *HPC*. O escoamento de ar dentro dos próprios módulos também sofre perdas propositalmente para o sistema de refrigeração do motor, denominado ar parasita. Este nome vem da característica de distribuição do fluxo por cavidades internas.

2.2.3. Core

Este módulo está situado diretamente após o *Fan* e é formado pelo eixo secundário do motor *N2*, o *HPC* e a câmara de combustão. Aqui é gerado o torque necessário para o funcionamento da caixa de acessórios. O *Integrated Drive Generator (IDG)*, por exemplo, é um gerador de energia elétrica para a aeronave que depende da atuação de *N2*.

Conforme mencionado na seção *Fan & Booster*, a compressão do ar é realizada pela sequência de seções rotoras e estatoras, cada par formando um estágio de compressão, mostrado esquematicamente na Figura 11. Para atingir as pressões extremamente elevadas, o eixo de *N2* pode atingir valores de 14000 rpm.

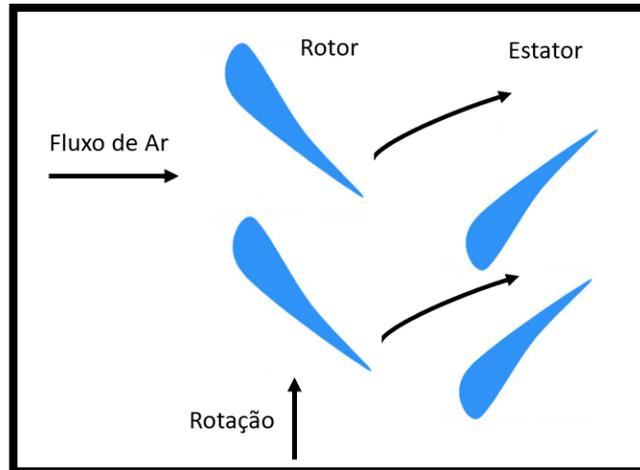


Figura 11: Representação simplificada de um estágio de compressão.

A Figura 12 ilustra o módulo do *Core*. Na parte fronteira observa-se o *HPC* com cada estágio de compressão identificado pelas válvulas externas ao longo da superfície externa. Estas válvulas são chamadas de válvula estatora variável (*VSV*) e válvulas de *bypass* variável (*VBV*). Durante a operação do motor, as *VSV*'s e *VBV*'s podem respectivamente abrir e fechar (de 0 a 100%), regulando o fluxo de ar para uma configuração ótima. O controle de curso dessas válvulas impacta diretamente em parâmetros de performance, uma vez que impactam diretamente o escoamento de ar. Conseqüentemente, esse curso será calibrado toda vez que a turbina passar por uma rotina de manutenção. A seção intermediária pertence aos estágios finais do *HPC*. A câmara de combustão é identificada pelos bicos injetores de combustível.

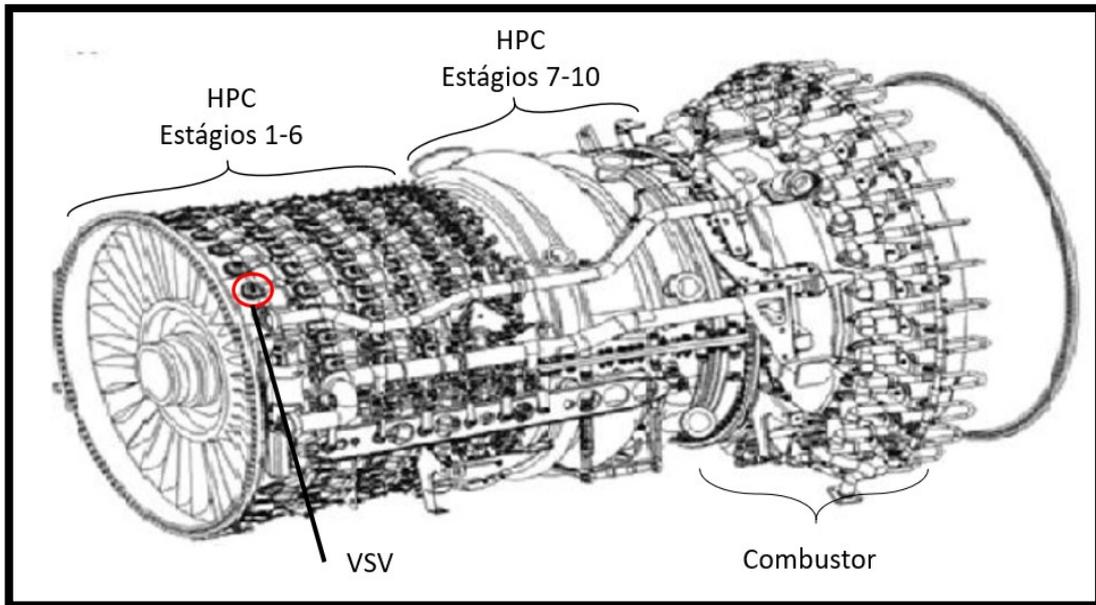


Figura 12: Módulo do Core [4].

2.2.3.1. Câmara de Combustão

Logo atrás do *HPC* na Figura 9 nós temos a câmara de combustão. Nesta seção ocorre a mistura do ar admitido com o combustível injetado. Este é nebulizado pelos bicos injetores em pequenas gotículas, de maneira à atingir uma homogenização da mistura de maneira rápida para a queima em sequência. A mistura é então queimada, liberando energia térmica para ser convertida na turbina.

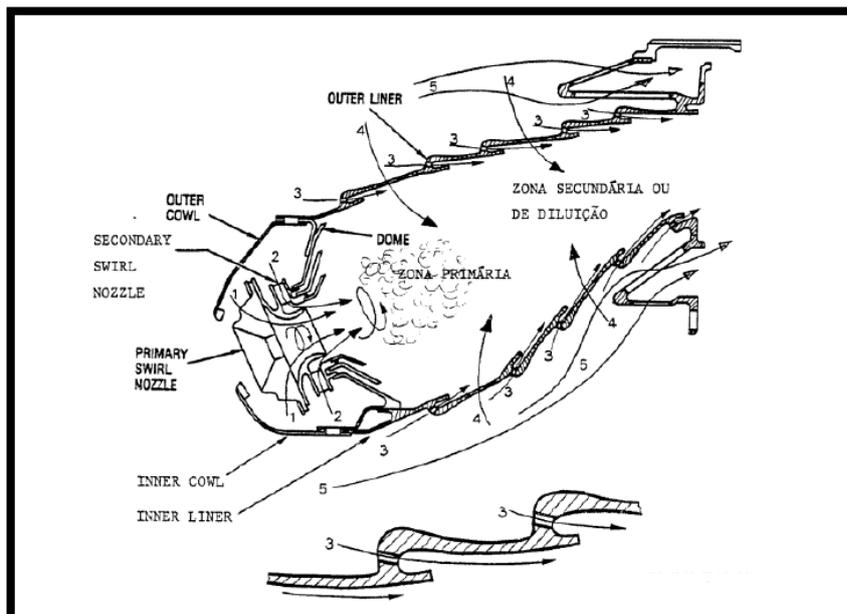


Figura 13: Fluxos de ar da Câmara de Combustão [5].

A Figura 13 mostra uma seção transversal na qual estão indicados os fluxos de ar dentro da Câmara de Combustão. Podemos identificar cada parcela pelos números:

- 1) Ar Primário para Combustão.
- 2) Ar Secundário para Combustão.
- 3) Ar de Refrigeração (Parasita).
- 4) Ar de Diluição.
- 5) Ar de *Bypass* para refrigeração da *HPT*.

A estrutura do módulo tem o objetivo de alcançar as melhores condições possíveis para a combustão da mistura ar-combustível. Seguindo o caminho do fluxo primário: vindo *HPC*, o ar passa por um *swirler*, um objeto que tem por função rotacionar o fluxo em espiral, ao mesmo tempo em que o combustível é nebulizado. Isso contribui para a homogeneização da mistura em escala microscópica. A medida que o escoamento desacelera, graças à rápida expansão da seção transversal, o gradiente de pressão no escoamento tende a inverter o seu sentido. Este fenômeno cria uma zona de recirculação, aumentando o tempo de residência (tempo de manutenção da gota de combustível na câmara).

A zona secundária, também conhecida como zona de diluição, é rica de subprodutos da combustão da zona primária. A estequiometria determina a relação ótima de ar e combustível necessários para obter total combustão dos reagentes. Porém, esta relação nem sempre é desejável de se obter na prática, o que implica na existência de subprodutos com energia interna passível de aproveitamento. A zona de diluição realiza uma nova mistura com uma parcela de ar, de maneira a promover condições propícias a uma propagação de chama, aumentando a razão de ar-combustível.

Finalmente, existem duas parcelas de ar parasitas que realizam funções fundamentais. A primeira é de proteção da câmara em si: furos adequadamente posicionados ao longo da carcaça anular do módulo permitem passagem ao fluxo de ar vindo do *HPC*, com uma temperatura mais baixa do que a característica do processo de combustão, formando uma camada protetora em volta das paredes [6]. Essa proteção é fundamental para a vida útil do módulo, que não suportaria as altas

temperaturas de combustão. A segunda parcela visa diluir os produtos de combustão, no final da zona de diluição, reduzindo as temperaturas e protegendo as *nozzles* (bocais) da *HPT*.

2.2.4. High Pressure Turbine (HPT)

A turbina de alta pressão tem função de transformar a energia fornecida pela combustão em trabalho de eixo. De maneira inversa ao compressor, o escoamento dos produtos de combustão realiza trabalho mecânico sobre as pás. A parte estatora, em função de seu perfil convergente, acelera o fluxo para o estágio seguinte, reduzindo a pressão a cada estágio. A Figura 14 mostra a geometria das *nozzles* e como seu contato com os suportes não permite perdas não intencionais de fluxo.

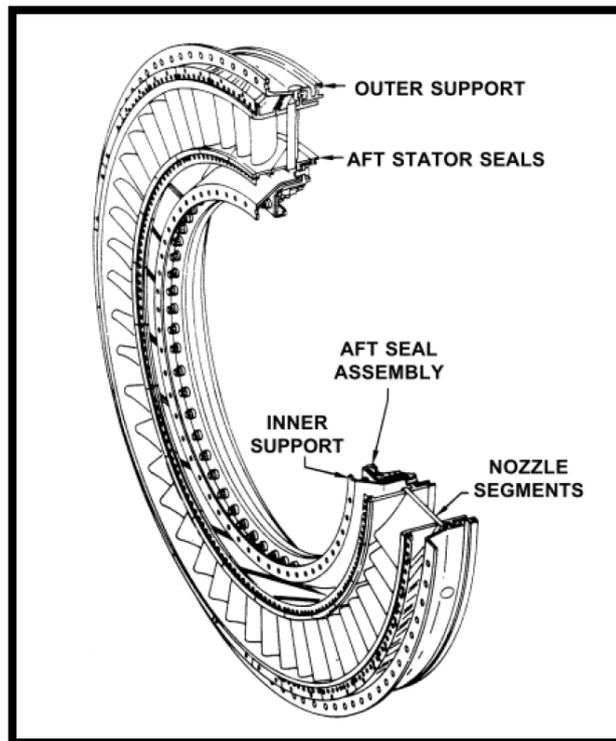


Figura 14: Vista da seção de nozzles da HPT [5].

É importante destacar que apenas uma parcela de energia será transferida do fluido de trabalho: o suficiente para mover o eixo N2, e, pelo eixo estar conectado ao *HPC* e à caixa de acessórios, atuá-los também. Outra parcela de energia será retirada pelo módulo subsequente: a *LPT*.

2.2.5. Low Pressure Turbine (LPT)

Neste módulo, parte da energia remanescente será convertida em trabalho de eixo. Seu funcionamento é igual ao da *HPT*: seções de estatores e rotores que aceleram o escoamento com queda de pressão à cada estágio. A energia cinética é transformada em torque ao escoar sobre as pás da *LPT*, que utiliza o trabalho de eixo para realizar a rotação do conjunto *Fan* e *Booster*. A Figura 15 expõe a sequência de expansão na seção transversal e a folga existente nas seções rotoras. Essa folga é necessária para que em regime de decolagem, quando o motor está em seu maior nível de trabalho, os esforços sobre as pás não causem roçamento contra a superfície interna do módulo com suas deformações.

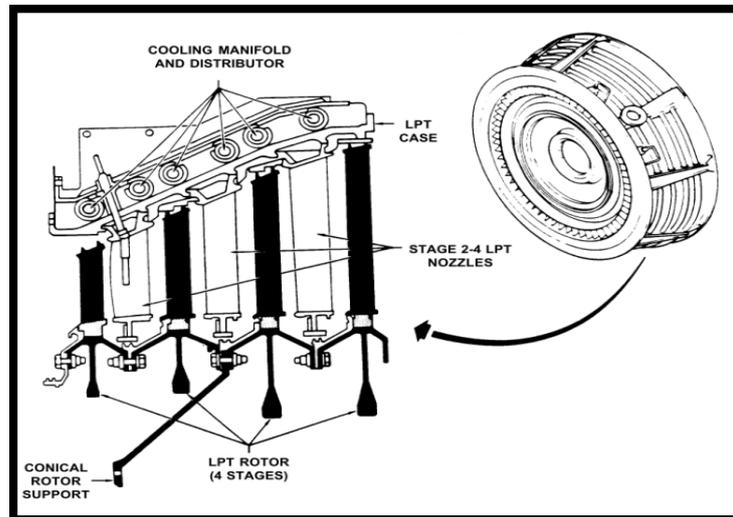


Figura 15: Seção em corte da LPT [5].

Este módulo apresenta uma importante temperatura de monitoramento de performance do motor: leitura de *EGT* (temperatura dos gases de exaustão). Essa temperatura é um dos principais estimadores de vida útil do motor. Quanto maior for essa leitura, mais rápido a *LPT*, *HPT* e câmara de combustão se deterioram. Devido a alta temperatura na câmara de combustão e na *HPT*, não existem sondas ou instrumentos que suportem as condições durante um ciclo completo de vôo. Isso significa que medições relativas aos gases de exaustão serão obtidas a partir do ponto mais próximo da saída do combustor disponível, mais especificamente no 2º estágio da *LPT*.

2.2.6. Bocal de Descarga

O bocal de descarga é o último elemento em contato com o fluxo primário de ar do motor. O modelo GENx-1B apresenta um conjunto formado pela descarga externa e um cone interno. O perfil convergente acelera a vazão descarregada pela *LPT*, gerando a parcela remanescente de 15~20% de empuxo a jato. Para o modelo GENx-1B se utilizam um bocal externo para o fluxo primário de ar e um cone interno para o fluxo de ar parasita, evitando o contato entre fluxos diferentes na seção de descarga da turbina.

2.3. Modelagem Termodinâmica dos Módulos do Motor

A partir da familiarização qualitativa dos principais módulos do motor, pode-se realizar uma modelagem termodinâmica de cada um destes. Da mesma forma como na seção anterior, a modelagem acompanhará o fluxo do fluido de trabalho. Portanto, tomemos como ponto de partida a visão em corte do *bellmouth*, mostrado esquematicamente pela Figura 16.

2.3.1. Bellmouth

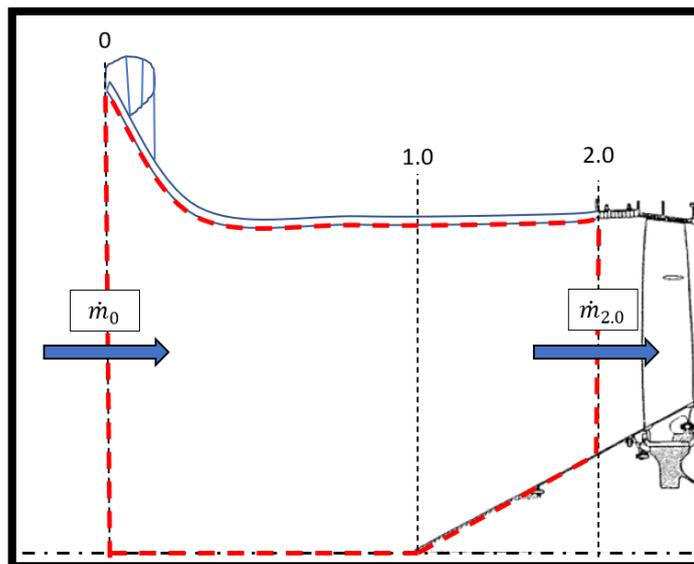


Figura 16: Diagrama de balanço de massa na seção do bellmouth.

A vazão mássica de admissão da turbina \dot{m}_0 passa pelo *bellmouth* sem sofrer adições ou perdas, sofrendo apenas sob uma variação de área transversal. Consequentemente, aplicando a Lei de Conservação de Massa ao volume de controle do centro do *bellmouth* até sua superfície interna e assumindo regime permanente:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{2.0} \quad (6)$$

A vazão de saída na seção 2.0, $\dot{m}_{2.0}$, será igual à vazão admitida. Ao levar em consideração perdas por atrito com a superfície e quaisquer imperfeições na geometria deste módulo, é de interesse ressaltar que esta parcela de perdas influencia no resultado final de balanço energético. Ainda assim, Mattingly, Heiser e Pratt [6] admitem que a variação das entalpias entre a estação 0 e 2.0 é nula.

2.3.2. Compressores

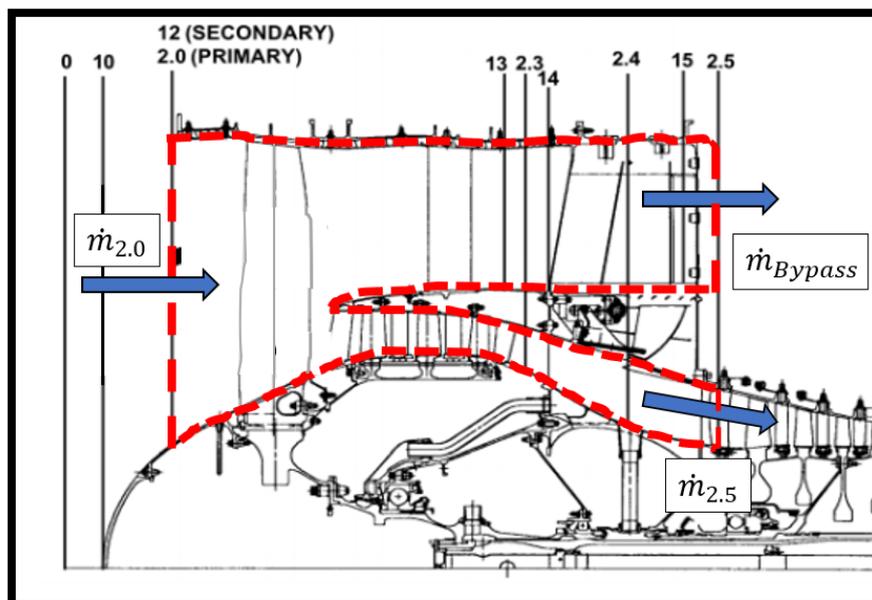


Figura 17: Diagrama de balanço de massa do módulo do Fan & Booster. Adaptado [5].

A vazão mássica $\dot{m}_{2.0}$ é dividida em duas parcelas: $\dot{m}_{2.5}$, vazão de admissão pelo LPC e \dot{m}_{Bypass} , ar de *Bypass*. Cada modelo de motor possui uma razão de *Bypass* (β), que exprime a porcentagem de vazão que ingressa no compressor:

$$\beta = \frac{\dot{m}_{Bypass}}{\dot{m}_{LPC}} = \frac{\dot{m}_{Bypass}}{\dot{m}_{2.5}}. \quad (7)$$

Aplicando a Lei de Conservação de Massa no volume de controle da Figura 17 sobre as superfícies do motor da estação 2.0 à estação 2.5 e assumindo regime permanente, podemos obter a seguinte equação:

$$\dot{m}_{2.0} = \dot{m}_{2.5} + \dot{m}_{Bypass}. \quad (8)$$

É interessante rearrumar a Eq. (7) com a razão da Eq. (6), de modo a trabalharmos com a vazão de ar que circula nos módulos internos do motor, $\dot{m}_{2.5}$:

$$\dot{m}_{2.0} = \dot{m}_{2.5} + \beta * \dot{m}_{2.5} \rightarrow \dot{m}_{2.5} = \frac{\dot{m}_{2.0}}{(\beta+1)}. \quad (9)$$

Dada a natureza desse módulo e do próximo (*HPC*), podemos determinar o rendimento de compressão através de comparação entre o processo real e o ideal (isentrópico). A Figura 18 permite visualizar essa comparação graficamente.

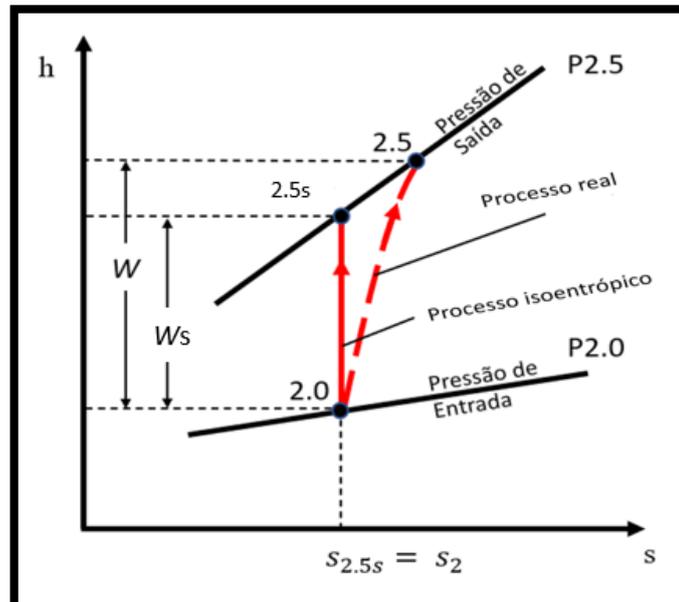


Figura 18: Gráfico entalpia (h) x entropia (s) da compressão no Fan.

Os pontos 2.0 e 2.5, bem como as pressões P2.0 e P2.5, são respectivamente entrada e saída do *Fan* e denotam pontos do processo real. O ponto 2.5s representa a saída do *Fan* com compressão isentrópica, o que não acontece na realidade. É de interesse notar que o trabalho relacionado ao processo de compressão ideal W_s é menor do que o processo real W . Ao aplicar a 1ª Lei da Termodinâmica para os processos da Figura 14 em regime permanente, é possível escrever:

$$\overline{\eta}_{Fan} = \frac{W_s}{W} = \frac{(h_{2.5s} - h_{2.0})}{(h_{2.5} - h_{2.0})}. \quad (10)$$

A Eq. (9) determina o rendimento isentrópico do *Fan*, $\overline{\eta}_{Fan}$, a partir das entalpias $h_{2.0}$, $h_{2.5}$ e $h_{2.5s}$ dos pontos 2.0, 2.5 e 2.5s. Essa equação seria válida para um compressor de um único estágio de compressão. Todavia, os módulos de compressão do GENx-1B totalizam 15 estágios. Como consequência, há um aumento da compressão quando o fluido atravessa os módulos. À medida que a entropia aumenta, existe uma proporcional redução do rendimento isentrópico. Esse fenômeno pode ser explicado pelo aumento de temperatura causado pela fricção, resultando em um trabalho maior necessário para compressão no estágio seguinte.

Para descrever essa situação, utilizaremos o conceito de rendimento politrópico, assumindo que o rendimento isentrópico de um estágio se mantém constante ao longo do compressor. Assim, η_{Fan} representando o rendimento do módulo do *Fan* é dado por:

$$\eta_{Fan} = \frac{dT_s}{dT} = cte. \quad (11)$$

A variação infinitesimal de temperatura pelo processo isentrópico é dT_s . A variação infinitesimal de temperatura pelo processo real é dT .

A relação isentrópica Pressão-Temperatura pode ser expressa como:

$$\frac{T_{2.5}}{T_{2.0}} = \left(\frac{P_{2.5}}{P_{2.0}} \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}, \quad (12)$$

onde γ é o expoente politrópico do fluido, $T_{2.5}$, $T_{2.0}$, $P_{2.5}$ e $P_{2.0}$ as respectivas temperaturas e pressões nos pontos 2.0 e 2.5. Simplificando a Eq. (10) e integrando do ponto de admissão 2.0 ao ponto de saída 2.5:

$$\eta_{Fan} = \frac{\ln(P_{2.5}/P_2)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}}{\ln(T_{2.5}/T_2)}. \quad (13)$$

Seguindo o caminho da parcela $\dot{m}_{2.5}$, o próximo módulo é o *HPC*.

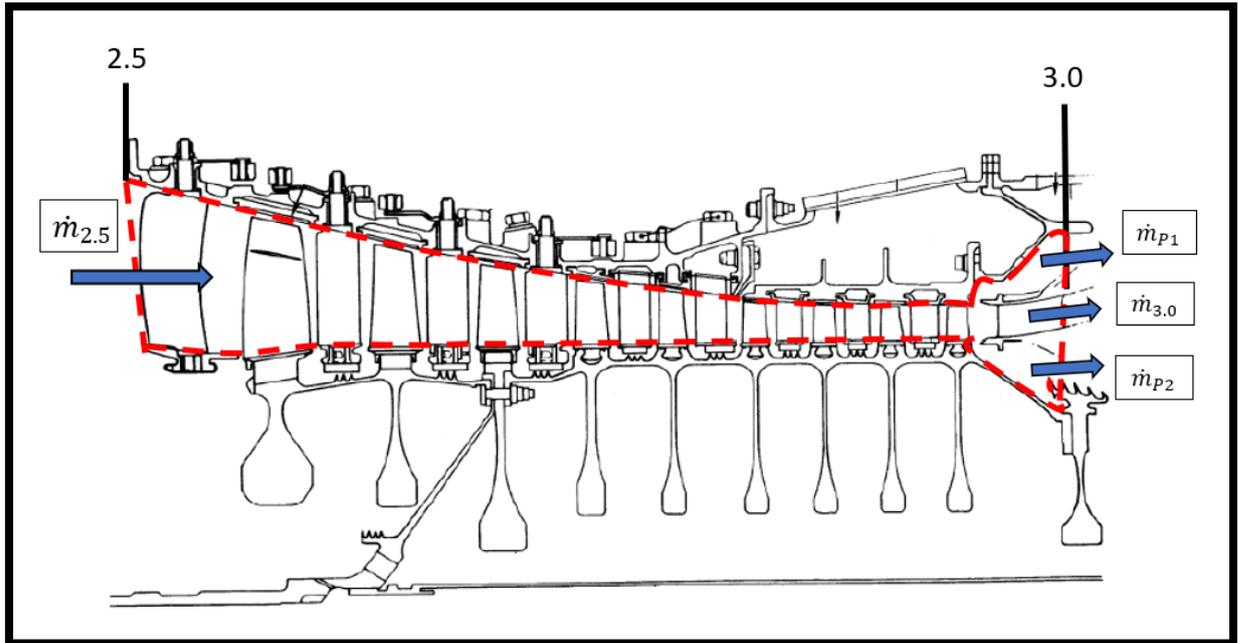


Figura 19: Diagrama de balanço de massa do *HPC*. Adaptado [5].

No caso do módulo do *HPC*, nós temos mais uma divisão de fluxo, conforme a Figura 15. A estação 3.0 se refere à saída do *HPC*, logo a vazão mássica total nesse ponto será $\dot{m}_{3.0}$, ao passo que as parcelas \dot{m}_{p1} e \dot{m}_{p2} se referem a fluxos de ar parasita, previamente mencionados na seção 2.2.1. Aplicando a Lei de Conservação de Massa no volume de controle tracejado em vermelho na Figura 15:

$$\dot{m}_{2.5} = \dot{m}_{3.0} + \dot{m}_{p1} + \dot{m}_{p2}. \quad (14)$$

Com o intuito de simplificação da modelagem, ir-se-á admitir que as parcelas de ar parasita são negligenciáveis em relação a do compressor:

$$\frac{\dot{m}_{P1} + \dot{m}_{P2}}{\dot{m}_{3.0}} \approx 0. \quad (15)$$

Assim, nosso novo balanço de massa no *HPC* é

$$\dot{m}_{2.5} = \dot{m}_{3.0}. \quad (16)$$

O rendimento do *HPC*, η_{HPC} , pode ser calculado da mesma forma que o *LPC*, assumindo um rendimento politrópico:

$$\eta_{HPC} = \frac{\ln(P_{3.0}/P_{2.5})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\ln(T_{3.0}/T_{2.5})}, \quad (17)$$

onde $P_{3.0}$ e $T_{3.0}$ são a pressão e temperatura na saída do compressor.

2.3.3. Combustor

Mais adiante nós temos o módulo da câmara de combustão, representado esquematicamente na Figura 20:

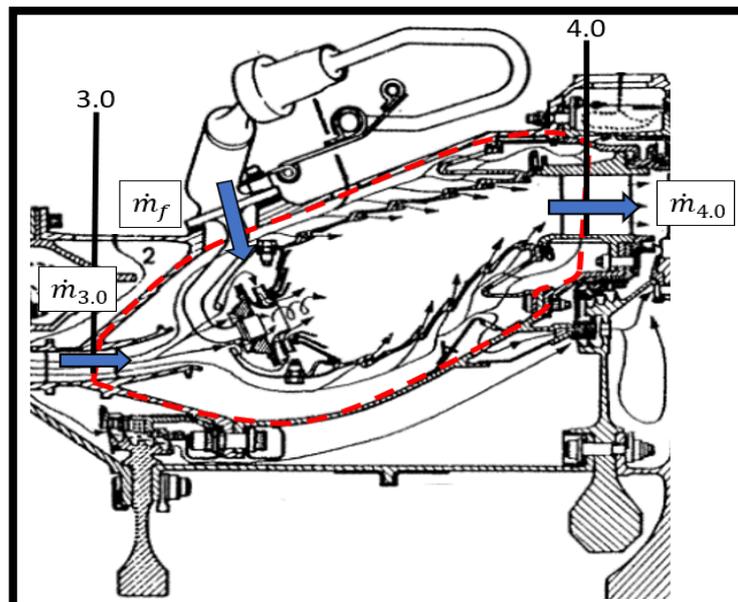


Figura 20: Diagrama de balanço de massa do módulo do combustor. Adaptado [5].

Ao analisarmos o módulo da câmara de combustão, percebemos de imediato que existe uma soma de fluxos, ao invés de uma divisão:

$$\dot{m}_{3,0} + \dot{m}_f = \dot{m}_{4,0}. \quad (18)$$

A vazão mássica proveniente do *HPC* é misturada ao fluxo de combustível nebulizado \dot{m}_f , resultando na mistura ar-combustível $\dot{m}_{4,0}$. O balanço de energia é dado por:

$$\dot{m}_{3,0} * h_{3,0} + \dot{m}_f * h_f = \dot{m}_{4,0} * h_{4,0}. \quad (19)$$

O cálculo de entalpias deverá ser obtido a partir da equação de estado termodinâmica

$$h = \int_{T_{ref}}^{T_4} \bar{c}_p dT + \sum y_i h_i^\circ. \quad (20)$$

$$\bar{c}_p = \sum y_i c_{p,i}. \quad (21)$$

As entalpias dependem de uma parcela de entalpia de formação h_i° , dada uma fração de massa de cada um dos compostos químicos presentes y_i , bem como da variação de temperatura com calor específico à pressão constante da mistura \bar{c}_p . Consideraremos a temperatura de referência, T_{ref} , como sendo a mesma utilizada no cálculo de entalpias de formação: 298K [6].

Tomando apenas a parcela \dot{m}_{HPC} , podemos considerar que o fluido de trabalho é o ar atmosférico. Portanto, podemos assumir uma proporção molar para suas substâncias principais: 79% N_2 e 21% O_2 (em termos mássicos equivalente a 76,70% N_2 e 23,30% O_2).

$$\overline{c_{p,ar}} = y_{O_2} c_{p,O_2} + y_{N_2} c_{p,N_2} = 0.767 c_{p,N_2} + 0.233 c_{p,O_2}. \quad (22)$$

Da mesma forma, por serem substâncias puras, a entalpia de formação dessa parcela pode ser admitida como zero:

$$\sum y_i h_i^\circ = y_{O_2} h_{O_2}^\circ + y_{N_2} h_{N_2}^\circ = 0. \quad (23)$$

A parcela de combustível \dot{m}_f , por sua vez, é formado por misturas de hidrocarbonetos. Para o estudo em questão e simplificação dos cálculos, abordaremos essa parcela conforme a literatura [4], tomando como molécula genérica C_xH_y representativa de combustíveis de aviação. Para este estudo, iremos trabalhar com o combustível *JetFuel A*, com o qual representaremos através da molécula $C_{12}H_{23}$ [4]. Desse modo, por não ser uma substância pura, sua entalpia terá uma parcela de entalpia de formação:

$$\sum y_i h_i^\circ = y_{C_{12}H_{23}} h_{C_{12}H_{23}}^\circ. \quad (24)$$

Para uma combustão total do combustível, temos a seguinte equação estequiométrica:



Podemos encontrar, portanto, a parcela $h_{4,0}$ com suas devidas proporções, bem como a temperatura final T_4 . Para realizar os cálculos devidos de entalpias, utilizaremos a Tabela 1.

Tabela 1: Entalpias de formação de substâncias a 298 K. Adaptada [4].

Entalpia de formação Δh° 298 K	
Substância	kJ/kg
Jet A	-355.834
Dióxido de carbono	-393.515
Oxigênio	0
Nitrogênio	0
Água (vapor)	-241.825

2.3.4. Turbinas

Continuando o escoamento, a parcela de ar resultante $\dot{m}_{4,0}$ é admitida pela turbina de alta pressão, conforme a Figura 21:

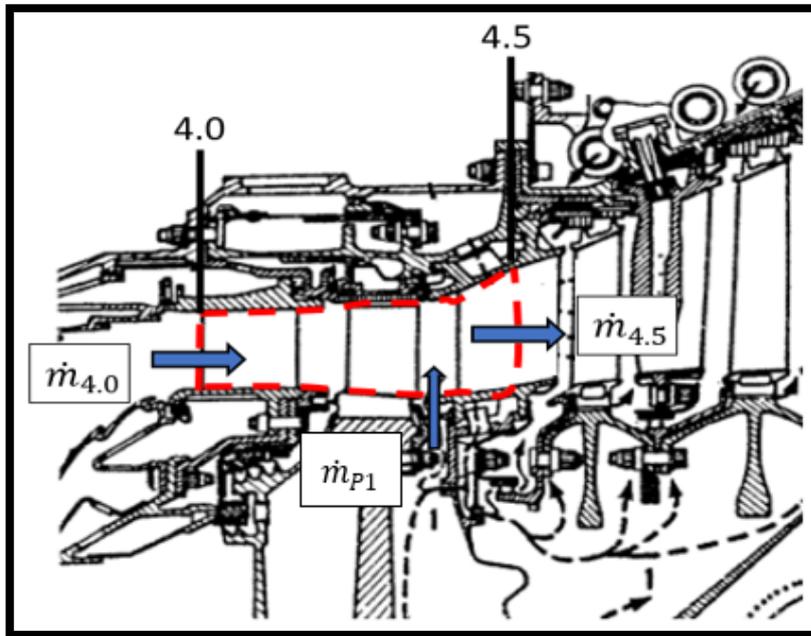


Figura 21: Diagrama de balanço de massa da HPT. Adaptado [5].

Nesse módulo existe a volta de uma das parcelas de ar parasita \dot{m}_{p1} proveniente do HPC. A diferença de temperatura das duas parcelas permite a formação de uma camada protetora para o material nas seções rotoras e estatoras. Pelas mesmas razões mencionadas no parágrafo da Eq. (13), será admitido que esta parcela pode ser negligenciada frente à vazão de fluxo primário. Analisando o volume de controle da turbina de alta pressão:

$$\dot{m}_{4.0} + \dot{m}_{p1} \cong \dot{m}_{4.0} = \dot{m}_{4.5} . \quad (26)$$

A figura 22 mostra o penúltimo passo que o escoamento percorre pela turbina até sua descarga à atmosfera, através da LPT. O fluxo primário recebe uma fração da outra parcela de ar parasita \dot{m}_{p2} , igualmente distribuída pelos estágios de expansão. Novamente, esta parcela será negligenciada frente à vazão de massa $\dot{m}_{4.5}$.

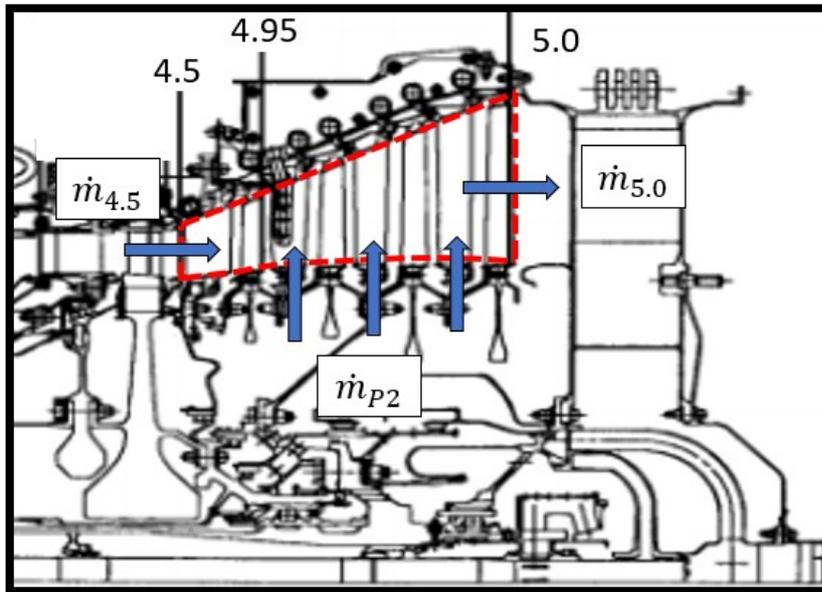


Figura 22: Diagrama de balanço de massa da LPT. Adaptado [5].

O balanço final da vazão mássica, portanto, é escrita como:

$$\dot{m}_{4.5} + \dot{m}_{P2} \cong \dot{m}_{4.5} = \dot{m}_{5.0}. \quad (27)$$

Para o cálculo do rendimento das turbinas, algumas hipóteses e simplificações deverão ser feitas, uma vez que a proposta deste trabalho é analisar o comportamento termodinâmico da turbina frente a um processo a ser alterado. A expansão nas turbinas será admitida como politrópica, da mesma forma que a modelagem dos compressores se deu. Assim, tem-se as seguintes relações:

$$\eta_{HPT} = \frac{\ln(T_{4.5}/T_{4.0})}{\frac{(\alpha-1)}{\ln(P_{4.5}/P_{4.0})} \alpha}. \quad (28)$$

$$\eta_{LPT} = \frac{\ln(T_{5.0}/T_{4.5})}{\frac{(\alpha-1)}{\ln(P_{5.0}/P_{4.5})} \alpha}. \quad (29)$$

T4.5, T5.0, P4.5 e P5.0 são as respectivas temperaturas e pressões dos pontos 4.5 e 5.0. É imprescindível notar que existe uma diferença entre os expoentes politrópicos

α e γ , dado que são propriedades do fluido e a vazão $\dot{m}_{4,5}$ trata de uma mistura de ar com produtos de combustão.

Assim como não existem sensores capazes de medir temperaturas na saída do combustor, a entrada da *LPT* ainda se mantém muito quente (>1000 °C). Todavia, existem sensores no 2° estágio, nos fornecendo uma temperatura de referência. Portanto, se partirmos do princípio de expansão politrópica onde o salto entálpico por módulo de expansão se mantém constante, o rendimento da turbina como um todo pode ser igual ao rendimento de todos os estágios exceto um:

$$\eta_{LPT} = \frac{\ln(T_{5.0}/T_{4.5})}{\ln(P_{5.0}/P_{4.5})^{\frac{(\alpha-1)}{\alpha}}} = \frac{\ln(T_{5.0}/T_{4.95})}{\ln(P_{5.0}/P_{4.95})^{\frac{(\alpha-1)}{\alpha}}} \quad (30)$$

2.3.5. Bocal de descarga

A Figura 23 apresenta um esquema simplificado de funcionamento do bocal de descarga, onde a massa de ar é acelerada à atmosfera em razão da redução de área transversal. Este fenômeno, como apontado na seção 2.2.6., é responsável pela parcela de empuxo à jato do motor.

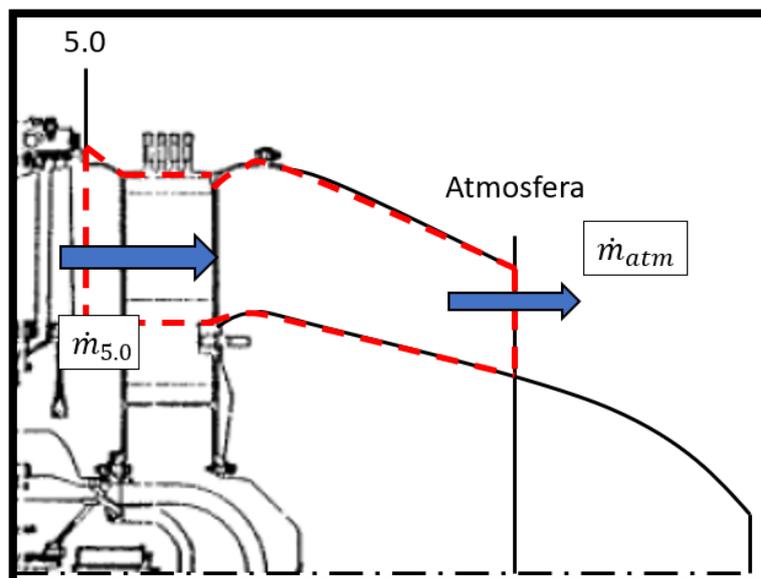


Figura 23: Balanço de massa no bocal de descarga externo.

Similarmente ao *bellmouth*, não há adição de vazão na seção do bocal externo. Portanto, toda massa de produtos de reação que é descarregada pela *LPT* na seção 5.0 é subsequentemente lançada à atmosfera. Assim, o balanço é:

$$\dot{m}_{5.0} = \dot{m}_{atm} , \quad (31)$$

onde \dot{m}_{atm} é a vazão absorvida pela atmosfera proveniente do motor. De maneira similar ao *bellmouth*, o bocal de descarga também está sujeito à imperfeições de geometria e perdas por atrito do gás com sua superfície. A eficiência politrópica deste componente expressa por Mattingly, Heiser e Pratt [6] depende de uma estação localizada na saída do bocal. Como esta estação não dispõe de sensoriamento no escopo deste projeto, esta quantificação não será abordada.

2.4. Procedimento de Teste

A fase de teste do motor é crucial para garantia de desempenho do produto final, uma vez que nesta simula-se o comportamento do mesmo em asa. Para garantir uma simulação representativa, a estrutura de um Banco de Provas é desenvolvida para atender todas as necessidades. Em termos estruturais, o seu formato pode ser em “L”, “U” (evidenciado na Figura 24), ou uma mistura dos dois. As condições locais e o tipo de motor melhor determinarão qual configuração deverá ser utilizada.

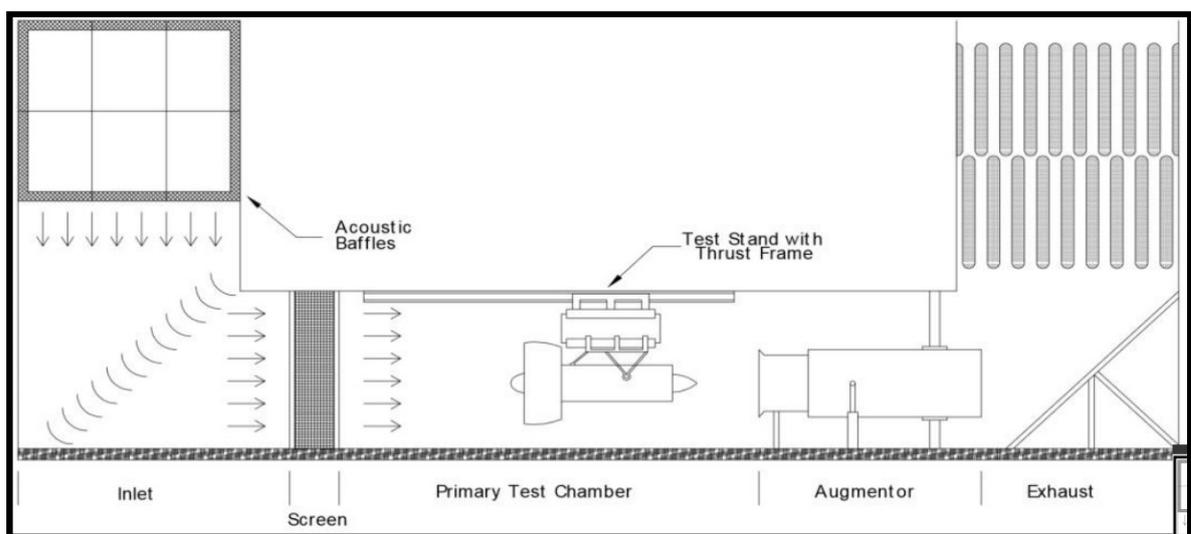


Figura 24: Representação esquemática de um Banco de Ensaio de formato “U”.

Embora o formato possa variar na estrutura física, todos apresentam elementos fundamentais: uma estrutura para tornar o escoamento de ar o mais laminar possível; uma camada de filtro de objetos sólidos passíveis de serem ingeridos pelo motor; o *Thrust Frame* responsável pelo acoplamento de um simulador de pilone de avião (denominado *adapter*), onde há uma célula de carga suficiente para medir o empuxo gerado pela turbina; uma estrutura de tratamento do escoamento de saída para evitar recirculação; um sistema de exaustão com abafadores de som. Todo esse conjunto tem por finalidade permitir uma simulação de vôo de maneira segura, controlada e silenciosa.

O procedimento de teste é iniciado com a preparação do motor, onde são instalados componentes essenciais para o teste: *bellmouth*; bocal de descarga; *adapter*; tampões para sangrias de ar comprimido pelo motor, mas que não tem funcionalidade em teste; termopares; sensores de pressão. Estes equipamentos, denominados de escravos, substituem os originais do motor para que todos os parâmetros sejam medidos conforme o processo de correlação.

Quando uma turbina é monitorada em teste, muitos parâmetros lidos estão sujeitos à influências ambientais (temperatura, umidade, pressão ...) e locais (estrutura do Banco de Ensaio, ferramental, instrumentação...). De modo a garantir uma coesão entre as instalações distribuídas pelo mundo, foi determinado um ponto de referência: a instalação situada em Peebles (Ohio, E.U.A.). Para que o motor seja aprovado, ele deve apresentar os mesmos resultados em um teste idêntico em um dos Bancos de teste situados em Peebles. Portanto, um motor é escolhido para ser testado nos dois bancos e servir de ferramenta de calibração. Ele será preparado com os equipamentos escravos do Banco a ser correlacionado, chamado *Engine Dress Kit*, e testado nas duas células de teste. Após a comparação dos resultados, é emitido um documento: a Carta de Correlação. A Figura 25 traz um dos gráficos produzidos que são parte integrante desta Carta e são usados como certificação da célula de teste frente a qualquer órgão aeronáutico regulador (FAA, ANAC).

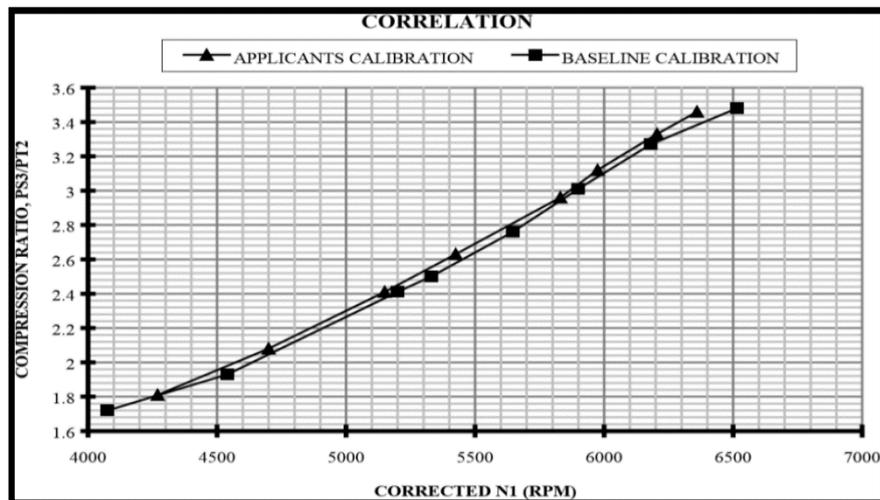


Figura 25: Curva de uma Carta de Correlação.

Nesta figura está traçada a relação entre a razão adimensional de compressão (P3.0/P2.0) e a rotação de $N1$ em rpm de ambos testes. É possível perceber que as curvas são muito próximas, porém não são idênticas, justificando a necessidade de normalização de resultados de teste.

Uma nova correlação será necessária quando:

- Houver introdução de um novo modelo de motor em um Banco de Provas existente.
- Ocorrer uma mudança estrutural, intencional ou não, em um Banco de Provas.
- Ocorrer uma alteração no *Engine Dress Kit*.

Tendo em mente todo o investimento de capital e tempo envolvido, uma nova correlação para um mesmo modelo de motor deve ser evitada. Então, o mesmo *EDK* deverá ser usado para todos os motores testados, incluindo os sensores escravos (termopares e sensores de pressão).

Em seguida à preparação de teste, os acessórios e o motor são abastecidos com óleo de lubrificação e a turbina é instalado no túnel de vento, acoplando o *adapter* ao *Thrust Frame*.

A padronização do ciclo de teste é outro passo para garantir a exatidão dos resultados: o motor é comandado por uma manete de potência e mantido em regimes

específicos (*Minimum Idle*, *Approach Idle*, *Maximum Continuum* e *Take Off*) por alguns minutos em cada um. Estes regimes são definidos como:

- 1) *Minimum Idle (M.I.)*: regime de baixa potência, utilizado para estabilizar o motor antes de acelerá-lo até *Approach Idle* ou antes de encerrar o teste.
- 2) *Approach Idle (A.I.)*: regime de aproximação, utilizado pela aeronave em aproximação da pista de pouso.
- 3) *Maximum Continuum (M.C.)*: regime de cruzeiro da aeronave, simula a real condição de trabalho do motor pela maior parte do voo.
- 4) *Take Off (T.O.)*: regime de decolagem, considerado o mais crítico pelo nível de estresse do motor.

Geralmente, os regimes de *Take Off* e *Max. Cont.* (decolagem e regime de cruzeiro) são os críticos para análise do desempenho do motor. Isso se justifica pois são os dois regimes de maior potência, quando a turbina se encontra no maior nível de potência. Discrepâncias do comportamento ideal serão mais facilmente evidenciadas nesses momentos.

Todos parâmetros medidos (temperaturas, pressões, rotações, vazões e vibrações) são coletados em tempo real, porém apenas um valor é registrado para representar o comportamento naquele regime: no momento do *save manual*. Por regulação, a rotação do eixo principal deve estar em até 10 rpm do valor padrão daquele regime para realização da gravação dos dados. Os dados são armazenados em cada um dos regimes mencionados, tanto na aceleração quanto na desaceleração.

Finalmente, quando o ciclo de teste se encerra e a inspeção do motor é concluída, a turbina tem seu sistema de óleo e combustível preservado com um óleo específico. Desse modo, os sistemas são protegidos contra deterioração e impurezas por um período de até 365 dias.

2.5. Instrumentação e Controle

A instrumentação termodinâmica disponível para avaliação do motor está listada a seguir. Na Figura 26 são indicadas as principais estações termodinâmicas

de um motor, válida para o modelo a ser estudado da linha GENx. As especificações técnicas dos modelos se encontram com a empresa fabricante *Unison Industries* [7].

- T2 / PS2: Sensor de temperatura / pressão do fluxo de ar primário.
- T25: Sensor de temperatura / pressão da entrada do compressor.
- T3 / PS3: Sensor de temperatura / pressão da saída do compressor.
- T49: Sensor de temperatura / pressão do 2° estágio da LPT (EGT).

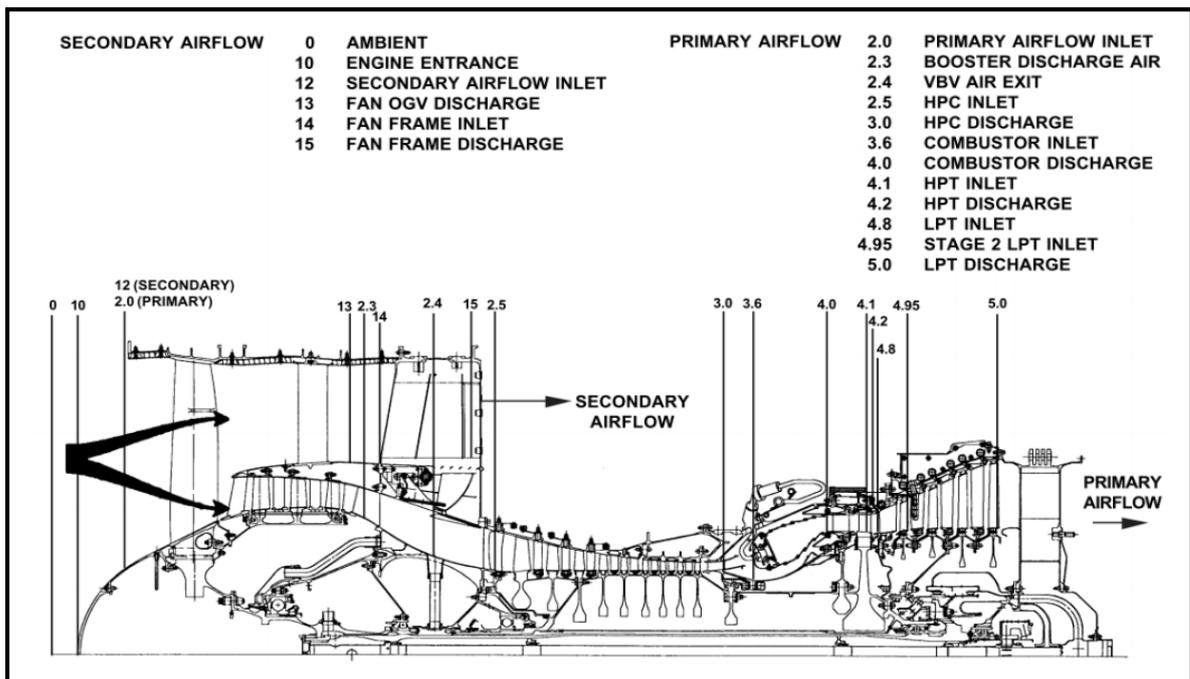


Figura 26: Esquema representativo das principais estações aerodinâmicas [5].

Uma estação que proveria uma medição de interesse fundamental é a 4, onde está situada a saída da câmara de combustão. Entretanto, dadas as condições de operação do módulo, a temperatura é alta demais para ser monitorada de forma similar àquela similar nas demais estações. Para uma estimativa dessa temperatura, será utilizada a modelagem desenvolvida na seção 2.3.3..

Paralelamente às medidas realizadas pelos sensores do motor, é preciso conhecer as condições do ambiente, que caracterizam a vazão mássica de ar a ser ingerida. Umidade, temperatura e pressão são medidas disponíveis à estrutura do Banco. Estas propriedades do ar serão importantes para correções de cálculos de desempenho apresentadas na seção 2.6.

Além do sensoriamento de pressão e temperatura, o Banco de Provas dispõe de um controle de rotação de ambos os eixos (N1 e N2), vazão de combustível consumido durante operação e acelerômetros de vibração nos rolamentos. Como os parâmetros de pressão e temperatura são pertinentes à operação da turbina como um todo, existe um componente responsável pelo controle geral do motor: a *ECU* (*Electronic Control Unit*), nos motores *Fadec*; no caso de motores *PMC*, de controle puramente mecânico, o controle é feito pelo *MCU*. Por exemplo, se a temperatura do escoamento de ar estiver se aproximando do limite superior, a *ECU* comanda a abertura de um sistema de válvulas de sangrias, refrigerando a zona afetada. De maneira similar, caso a vazão de combustível não esteja sendo suficiente, a rotação do núcleo, N2, aumentará, exigindo mais potência do motor para compensar.

Pelo lado do Banco de Provas, o controle do sistema provem da sala de comando, um sistema integrado ao *Adapter*, que por sua vez se comunica com a *ECU*. Nessa sala um operador é responsável pelo controle da manete de potência e de combustível, similar ao *cockpit* de um avião. As leituras de todo o motor são mostradas no painel, incluindo possíveis falhas (mal funcionamento de acessórios ou peças). Como consequência, o operador deve ser capaz de discernir situações de risco ao motor e, caso necessário, desligá-lo instantaneamente. Um exemplo de situação é a de *stall*: o eixo principal começa a girar em uma velocidade onde as pás do *fan* não conseguem admitir um fluxo maior de ar. A vazão mássica passa a gerar um torque inverso e o eixo desacelera rapidamente em pleno regime de alta potência. Como o sentido do fluxo é controlado pela diferença de pressão, o ar comprimido na câmara de combustão vai na direção da entrada do *fan*, trazendo a chama consigo e queimando todo o sistema interno do motor. Logo, quando o operador vê a possibilidade de *stall*, é seu dever reduzir a zero a potência da turbina e forçar uma redução de rotação.

Por fim, é importante evidenciar o controle de calibração existente no Banco: todos os instrumentos de medição são controlados pelo setor de Calibração da empresa. Nas vésperas do vencimento do certificado, o instrumento é enviado para a matriz, ou uma equipe vem até o equipamento (em caso de impossibilidade de transporte, como um *Adapter*). Dependendo da natureza do equipamento, o período de validade pode variar de 6 a 12 meses, sendo imprescindível esta validade estar evidenciada no próprio equipamento, ou em um quadro geral de controle.

2.6. Cálculo de Desempenho de Teste

Certos parâmetros lidos devem ser corrigidos por fatores considerados como as principais fontes de interferência no resultado final. Nesta seção iremos definir como os parâmetros enumerados na seção 1.1 serão corrigidos conforme preconizado no manual de operações do motor [2]. Os parâmetros medidos de interesse neste manuscrito passíveis de correção são:

- 1) Rotação do eixo principal ($N_{1,obs}$). [rpm]
- 2) Empuxo (FN_{obs}). [lbs]
- 3) Rotação do eixo do *core* ($N_{2,obs}$). [rpm]
- 4) Temperatura na estação 4.95 (EGT_{obs}). [°F]
- 5) Vazão de combustível (WF_{obs}). [pph]
- 6) Consumo específico (SFC). [pph/lbs]

Cabe ressaltar que, em função da confidencialidade dos dados tratados nas seções 2.6.1 a 2.6.3, as tabelas das quais os fatores de correção se originam não podem ser disponibilizadas neste manuscrito. Não obstante, essas tabelas podem ser encontradas no manual utilizado como referência [2]. Para encontrar os valores, utiliza-se a rotação de $N1$ corrigida, N_1K , em rpm, como dado de entrada.

2.6.1. Fatores Ambientais

Algumas variáveis operacionais principais de um motor são normalizadas, ou corrigidas empregando, para este fim, funções da temperatura total e pressão total na entrada do motor. Este processo é chamado de normalização para um dia padrão. Os parâmetros básicos são normalizados como segue:

$$\theta = \frac{T_{2.0} + 273,15}{288,15}, \quad (31)$$

onde θ é uma razão entre a temperatura $T_{2.0}$, em Celsius, medida na seção 2.0, e a temperatura absoluta, em Kelvin, da Organização Internacional de Normalização, ISO

(International Standards Organization), ao nível do mar, em uma atmosfera de referência em um dia padrão. Este valor é uma constante 288,15 K. No que diz respeito à pressão, tem-se

$$\delta = \frac{P_{2.0}}{14,696} \quad (32)$$

δ é razão entre $P_{2.0}$, a pressão absoluta total, em psia, medida na seção 2.0, e a pressão absoluta, em psia, ISO a nível do mar, em uma atmosfera de referência, em um dia padrão. Este valor também é uma constante 14,696 psia.

A umidade também exerce influência sobre os parâmetros de teste. De uma maneira geral, não existem correlações semelhantes ao processo de pressão e temperatura totais. O coeficiente de influência vem de cartas psicométricas ilustradas na Figura 27. Constantes podem ser encontradas nos manuais dos fabricantes do motor [2], onde o fator de correção adimensional H_X (X representando um índice genérico, ex: H_{N1} referente à rotação de $N1$) pode ser extraído diretamente a partir do valor de umidade medida no exterior da célula de teste em grãos de água por libra de ar seco (1 grão ~ 0.0648 g).

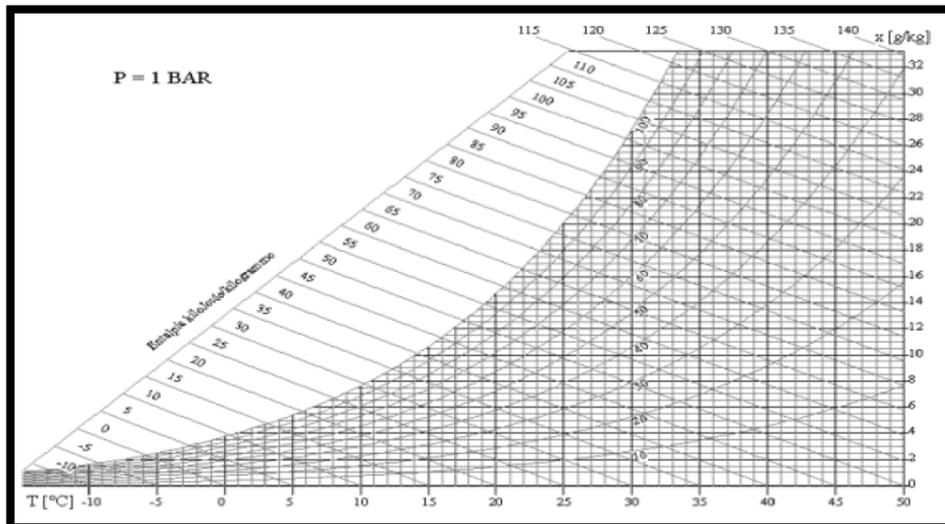


Figura 27: Carta psicométrica [4].

2.6.2. Fatores de Instrumentação e Instalação do Banco

Além dos fatores ambientais, existem coeficientes que devem ser levados em consideração, referentes aos equipamentos do Banco de Provas. O primeiro destes fatores é o fator de correlação adimensional FM_X (X representando um índice genérico, ex: FM_{EGT} referente à temperatura de EGT), relacionado às curvas presentes na Carta de Correlação (Figura 27).

Outro fator instrumental é o ajuste de equipamento de teste, representado por PA_X (X representando um índice genérico, ex: PA_{FN} referente ao empuxo FN) e é adimensional. Os equipamentos escravos podem variar de uma instalação para outra em termos de tolerância dimensional de fabricação e estrutura dos materiais. Essas diferenças são corrigidas por este fator.

A última correção vem do fenômeno de condensação de vapor d'água sobre a *inlet* do Banco de Provas (Figura 24). O parâmetro adimensional C_X (X representando um índice genérico, ex: C_{N2} referente à rotação de $N2$) será utilizado para compensar este fenômeno.

2.6.3. Limites Operacionais

Os parâmetros de teste EGT e $N2$ possuem limites superiores de operação: $N2_{MAX}$ e EGT_{MAX} . Para determinar esses limites, os fabricantes determinaram uma rotação $N1_{FLAT}$ e temperatura $T2.0_{FLAT}$, em °F, de referência consideradas críticas, a partir das quais o motor está em regime de *hot day*. Logo, para $N2$ e EGT se aplicam mais um fator de correção adimensional:

$$\theta_{HD} = \frac{T2.0_{FLAT} + 459,67}{518,67}. \quad (33)$$

A constante 459,67 é uma conversão de unidades de temperatura de °F para °R. A constante 518,67 é uma normalização similar à feita para θ , mas a temperatura se encontra em °R.

Conforme mencionado no início da seção 2.6, os valores das correções são retirados de tabelas usando a rotação corrigida de $N1$ como parâmetro de entrada. Dado que os limites operacionais para $N2$ e EGT foram determinados a partir de uma rotação de referência, existe uma diferença entre os parâmetros medidos a cada teste e esta referência. Esta variação denomina-se DER_X (X representando um índice genérico, ex: DER_{FN} referente ao empuxo), e é uma medida absoluta.

2.6.4. Rotação de $N1$

A rotação do eixo primário é medida por um sensor de revolução no módulo do *Fan* e é utilizada para determinar fatores de correção dos demais parâmetros. Assim, sua correção é [2]:

$$N_1 K = \frac{N_{1OBS} * H_{N1} * C_{N1}}{\theta^{(X_{N1})}}, \quad (34)$$

onde N_{1OBS} é a rotação medida em rpm, H_{N1} o coeficiente de umidade, C_{N1} o coeficiente de condensação da *inlet* e X_{N1} o expoente adimensional de θ determinado pelo fabricante.

2.6.5. Empuxo

O empuxo tem como o seu limite um valor mínimo, FN_{MIN} , a partir do qual o motor está qualificado para uso em uma aeronave. Se o empuxo estiver com uma margem percentual a partir de 2% superior a este mínimo, o motor é configurado para operar propositalmente de maneira limitada. Uma tomada denominada J15 é instalada na *ECU* com um esquema elétrico interno que varia de acordo com o nível de margem de empuxo (tabelado pelo fabricante de 0 a 7%+), chamado de *N1 Level Modifier*. Em testes, esta tomada é instalada com nível 0 e, ao final do roteiro de performance, é modificada de níveis 1 a 6. O J15 aumenta a rotação de $N1$ lida pela *ECU* com uma correção, o que faz o motor operar em regime de *TO* em rotações mais baixas. Ainda que fisicamente o motor seja capaz de atingir rotações de 2500 rpm, quando o piloto da aeronave posicionar a manete no ponto máximo na decolagem, a turbina não

ultrapassará 2400 rpm, por exemplo. Uma vantagem dessa limitação é que a rotação de N_2 e, em função da vazão mássica de ar admitida diminuir, a temperatura de combustão e, conseqüentemente, EGT também diminuem. Desse modo, a correção de empuxo é:

$$FNK = \left[\left(\frac{FN_{OBS} * H_{FN} * FM_{FN} * PA_{FN}}{\delta} \right) + DER_{FN} \right] * FN_{MOD}, \quad (35)$$

FN_{OBS} é o empuxo lido diretamente da célula de carga em libras, H_{FN} o coeficiente de umidade, FM_{FN} o coeficiente da Carta de Correlação, PA_{FN} o coeficiente de equipamento escravo, DER_{FN} o fator derivativo e FN_{MOD} a correção do $N1$ Modifier.

É habitual trabalhar com as discrepâncias relativas dos parâmetros, ou seja:

$$FN_{MAR} = \left(\frac{FNK - FN_{MIN}}{FN_{MIN}} \right) * 100. \quad (36)$$

2.6.6. Rotação de N_2

Diferentemente do empuxo, a rotação de N_2 tem um limite superior. Se a rotação exceder seu limite, as forças atuantes nas palhetas do HPC e da HPT provocarão deformações excessivas, causando danos por atrito e vibrações. Seu valor é lido por um sensor similar ao de N_1 , mas dessa vez localizado no *Core*.

$$N_2K = \left[\left(\frac{N_2_{OBS} * H_{N_2}}{\theta^{(X_{N_2})}} \right) - N2_{ADJ} \right] * C_{N_2} * FM_{N_2} * PA_{N_2} + DER_{N_2}, \quad (37)$$

onde $N2_{OBS}$ é a rotação medida em rpm, H_{N_2} o coeficiente de umidade, C_{N_2} o coeficiente de condensação da *inlet*, X_{N_2} o expoente adimensional de theta determinado pelo fabricante, FM_{N_2} o coeficiente da Carta de Correlação, PA_{N_2} o coeficiente de equipamento escravo, DER_{N_2} o fator derivativo e $N2_{ADJ}$ um coeficiente de correção por histerese das VSV 's (seção 2.2.2.). Conforme descrito na seção 2.6.3., é preciso considerar ainda o fator de *hot day*:

$$N_2 K_{HD} = N_2 K * \theta_{HD}^{(X_{FLAT})}, \quad (38)$$

X_{FLAT} é um expoente similar a X_{N2} , considerando agora a rotação corrigida $N1K_{HD}$ conforme a Eq. (39).

$$N_1 K_{HD} = N_1 K * \theta_{HD}^{(X_{N1})}. \quad (39)$$

Por fim, assim como para o empuxo, os valores são analisados em termos relativos:

$$N2_{MAR} = \left(\frac{N_2 K_{HD} - N2_{MAX}}{N2_{MAX}} \right) * 100. \quad (40)$$

2.6.7. Temperatura de *EGT*

Se a temperatura for maior que o limite, a taxa de deterioração dos módulos será maior que a admissível, diminuindo a vida útil da turbina. As correções partem da temperatura medida na estação 4.95:

$$EGTK = \left[\left(\frac{(T_{4.95} + 459,67) * H_{EGT}}{\theta^{(X_T)}} \right) - EGT_{ADJ} \right] * C_{EGT} * FM_{EGT} * PA_{EGT} + DER_{EGT} - 459,67. \quad (41)$$

H_{EGT} o coeficiente de umidade, C_{EGT} o coeficiente de condensação da *inlet*, X_T o expoente adimensional de θ determinado pelo fabricante, FM_{EGT} o coeficiente da Carta de Correlação, PA_{EGT} o coeficiente de equipamento escravo, DER_{EGT} o fator derivativo e EGT_{ADJ} o coeficiente de correção por histerese das *VSV's*. A constante 459,67 é uma conversão de °F para °R que deve ser feita antes das correções, tendo o valor final de *EGT* em °F.

A margem de *EGT* é dada em °C, logo é preciso converter o valor de *EGTK* antes de aplicar a Eq. (42):

$$EGT_{MAR} = EGT_{MAX} - EGTK. \quad (42)$$

2.6.8. Vazão de combustível e SFC

A vazão de combustível não é considerada como item passível de reprovação do motor, mas pode ser vista como um fator de qualidade operacional. Considerando que a vazão será levada em conta para cálculos de performance desenvolvidos na seção 2.3.2., uma correção precisa ser aplicada:

$$WFK = \left[\frac{WF_{OBS} * H_{WF} * C_{WF} * \left(1 - \frac{WF_{ADJ}}{100}\right) * \left(\frac{LHV}{18400}\right) * FM_{WF} * PA_{WF}}{\delta * \theta^{X_F}} \right] + DER_{WF} \quad (43)$$

WF_{OBS} é a vazão medida em pph (pints/hora), H_{WF} o coeficiente de umidade, C_{WF} o coeficiente de condensação da *inlet*, X_F o expoente adimensional de theta determinado pelo fabricante, FM_{WF} o coeficiente da Carta de Correlação, PA_{WF} o coeficiente de equipamento escravo, DER_{WF} o fator derivativo, WF_{ADJ} o coeficiente de correção por histerese das VSV's e LHV o poder calorífico do combustível em BTU/lb.

A margem relativa de vazão é dada por:

$$WF_{MAR} = \left(\frac{WF_{MAX} - WFK}{WF_{MAX}} \right) * 100, \quad (44)$$

onde WF_{MAX} é um valor esperado de consumo operando nas condições de referência. Por fim, o último parâmetro importante de eficiência que pode ser aproveitado da vazão de combustível é o consumo específico *SFC*: a vazão mássica de combustível, em pph, gerado por unidade de força, lbs:

$$SFC = \frac{WFK}{FNK}. \quad (45)$$

Assim se encerra o capítulo de metodologia, onde o motor e seus módulos foram brevemente analisados em relação ao seu funcionamento. Foram analisados, também, seu ciclo termodinâmico e os volumes de controle relativos ao escoamento do fluxo primário de ar. Finalmente, foram enumeradas as fontes de possíveis alterações nos resultados de teste.

2.7. Análise de Incertezas

Ao se trabalhar com dados experimentais, é importante levar em consideração a combinação de incertezas envolvidas nos testes. Existem duas classificações: Tipo A (em relação à própria variação natural dos resultados) e Tipo B (em relação ao aparato experimental e suas resoluções / calibrações). Em função da sensibilidade das informações de parte dos sensores utilizados, as incertezas serão determinadas a partir da parcela do Tipo A:

$$u_{\text{padrão}} = u_{\text{Tipo A}} \cdot \quad (46)$$

Para determinar essa parcela de incerteza $u_{\text{Tipo A}}$, leva-se em consideração o desvio padrão da amostra de resultados e o número de amostras. Portanto, tem-se:

$$u_{\text{Tipo A}} = \frac{\sigma}{\sqrt{N}}, \quad (47)$$

onde σ é o desvio padrão e N, o número de amostras.

3. Resultados e discussões

Neste capítulo serão apresentados e discutidos os resultados dos cálculos desenvolvidos na modelagem matemática, considerando uma amostra de 5 motores afetados pela intervenção, denominado de **grupo teste** e um grupo denominado **controle** de 5 motores que foram testados antes da intervenção que resulta na nova distribuição. As turbinas escolhidas apresentam nível de *workscope* igual de restauração de performance, e também foram submetidas ao procedimento de teste descrito neste manuscrito. Os dados experimentais podem ser encontrados no Anexo I.

Em primeiro lugar, é necessário verificar o impacto da intervenção na operação dos módulos do motor. Para realizar esta avaliação, foram dispostos na Figura 28 os resultados de eficiência determinada a partir das Eqs. (13) e (17), porém utilizando a entrada do *Fan* (estação 2.0) e a saída do *HPC* (estação 3.0). Isso se deve à falta de um sensor de pressão na estação 2.5. O primeiro impacto a ser observado no comportamento do motor é uma pequena redução (0,5%) na eficiência no compressor da turbina. Ao analisar o desvio padrão das amostras, verifica-se que o mesmo é superior a esta redução (0,7%). Portanto, esta redução de eficiência pode ser justificada pela própria variação natural de ensaios.

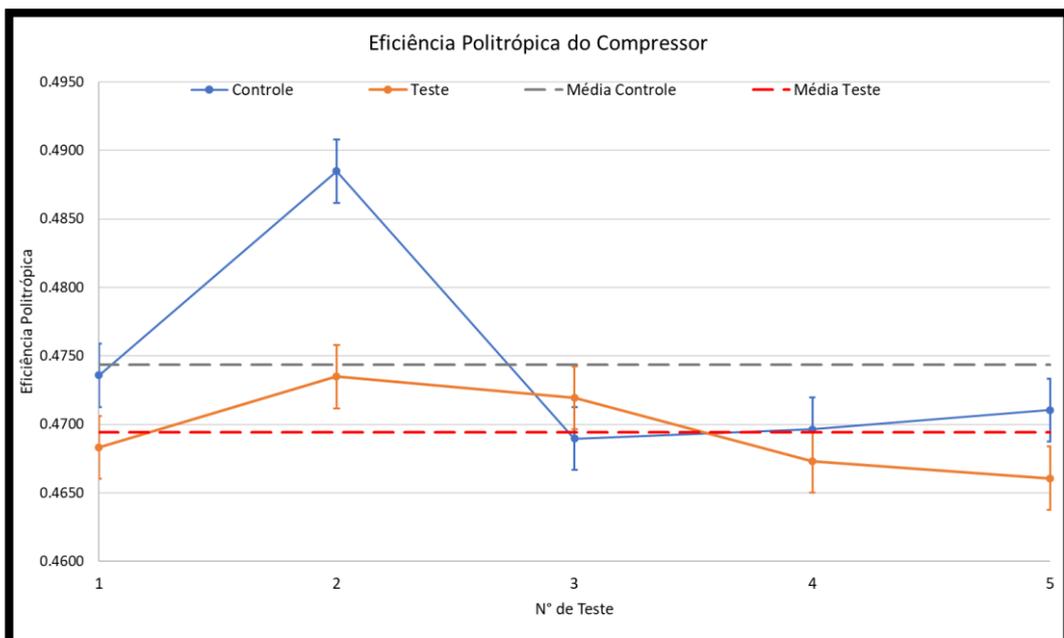


Figura 28: Comparação da eficiência politrópica (%) do compressor por teste.

Em função da falta de sensoriamento de pressão na estação 4.9, não foi possível evidenciar o comportamento das turbinas de alta e baixa pressão. Como o funcionamento de ambos os módulos têm impacto direto na temperatura de *EGT*, a falta deste sensor deve ser remediada o quanto antes. Desse modo, será possível afirmar que não houve interferência nos resultados finais de temperaturas.

Em sequência à avaliação modular, é importante verificar se houve êxito na diminuição das temperaturas do combustor e *EGT* como pretendido. As temperaturas da Figura 29 foram estimadas a partir das Eqs.(19) e (20) e representam a temperatura média de combustão em torno do combustor. Um impacto positivo observado neste projeto foi a diminuição desta temperatura, denominada T4.0. Essa diminuição ajuda a preservar o módulo do combustor e, observando a Figura 30, influenciou em uma menor medição de temperatura pelas sondas de *EGT*.

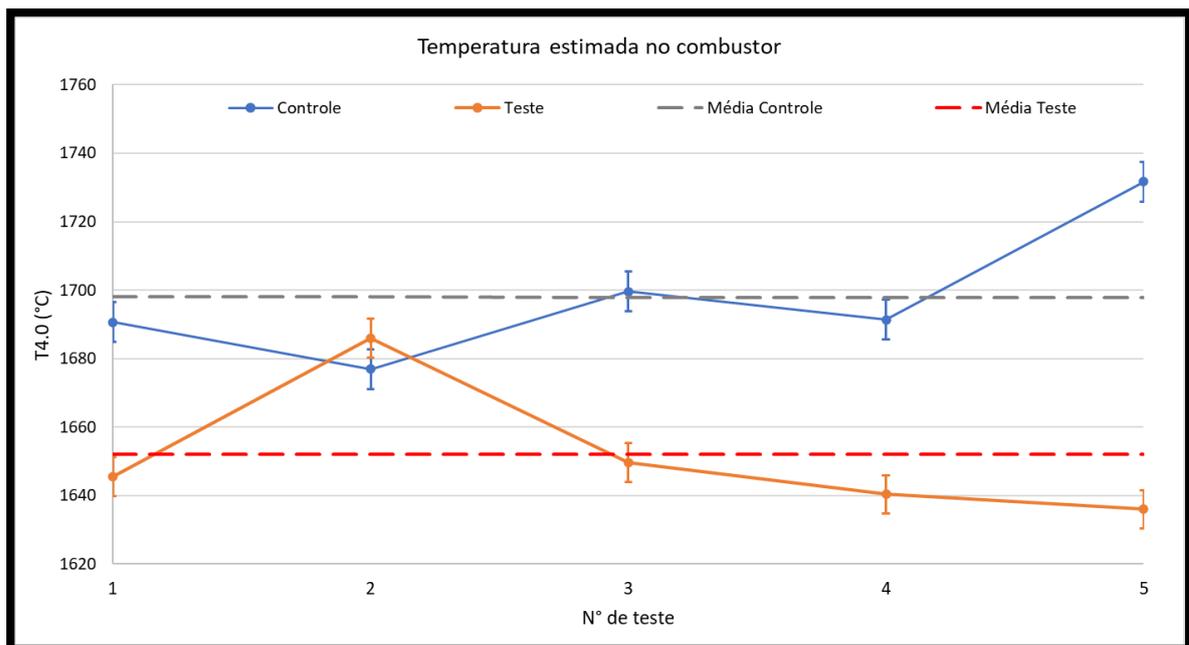


Figura 29: Comparação da estimativa da temperatura T4 (°C) por teste.

Nesta figura, um motor de do grupo de controle e do grupo teste são comparados para colocar em evidência a dispersão de medições de *EGT*. Como afirmado, em média as temperaturas medidas foram menores após a intervenção. Além disso, é possível perceber que a dispersão das medições do motor do grupo de teste foi menor. Desse modo, pode-se inferir que há uma homogeneização de temperaturas na entrada da *LPT* e, por consequência, na seção do combustor.

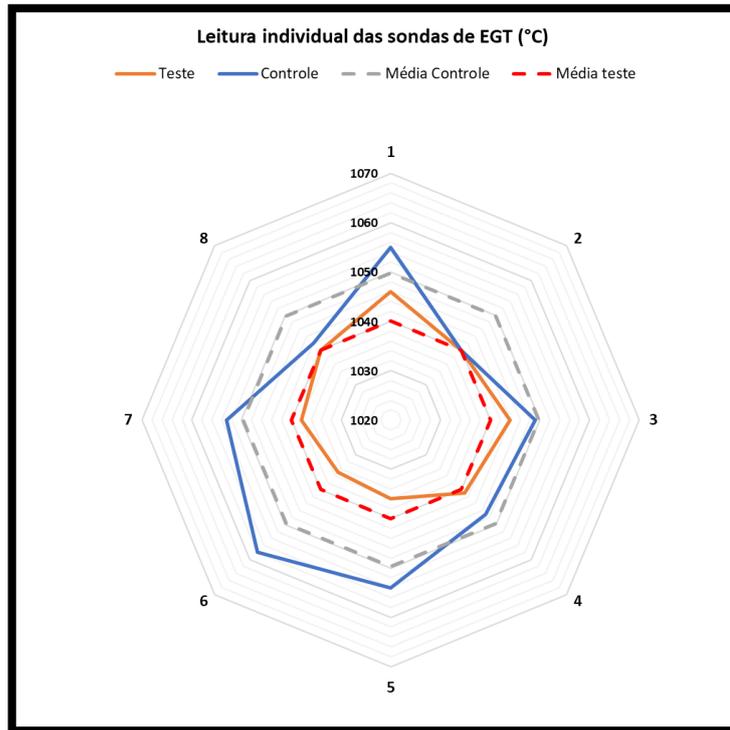


Figura 30: Comparação das leituras individuais de EGT (°C).

Para explicar a origem deste comportamento, é necessário analisar, também, a variação na vazão total de combustível dos motores afetados. O impacto observado na vazão total de combustível, Figura 31, é de um aumento no consumo do motor (determinado empregando-se a Eq. (44), um menor valor de WF_{MAR} implica em maior vazão corrigida). Recapitulando o conceito de riqueza da mistura combustível/ar [6]:

$$\Phi = \frac{\frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{ar}}}{0.0685}, \quad (46)$$

onde Φ é a riqueza, \dot{m}_f a vazão mássica de combustível, \dot{m}_{ar} a vazão mássica de ar e 0.0685 é a razão de ar combustível estequiométrica para a molécula hipotética $C_{12}H_{23}$ de combustível *Jet A1*. Quanto mais próximo de um for Φ , maior será a temperatura de chama. O aumento percebido na Figura 31, no entanto, é negligenciado pelo aumento de \dot{m}_{ar} observada nos motores do grupo de teste, cujos dados experimentais podem ser encontrados no Anexo I). Em termos relativos, \dot{m}_{ar} é

cerca de 100 vezes maior que \dot{m}_f , portanto as variações na vazão mássica de ar induzem efeitos de redução na temperatura T4.0.

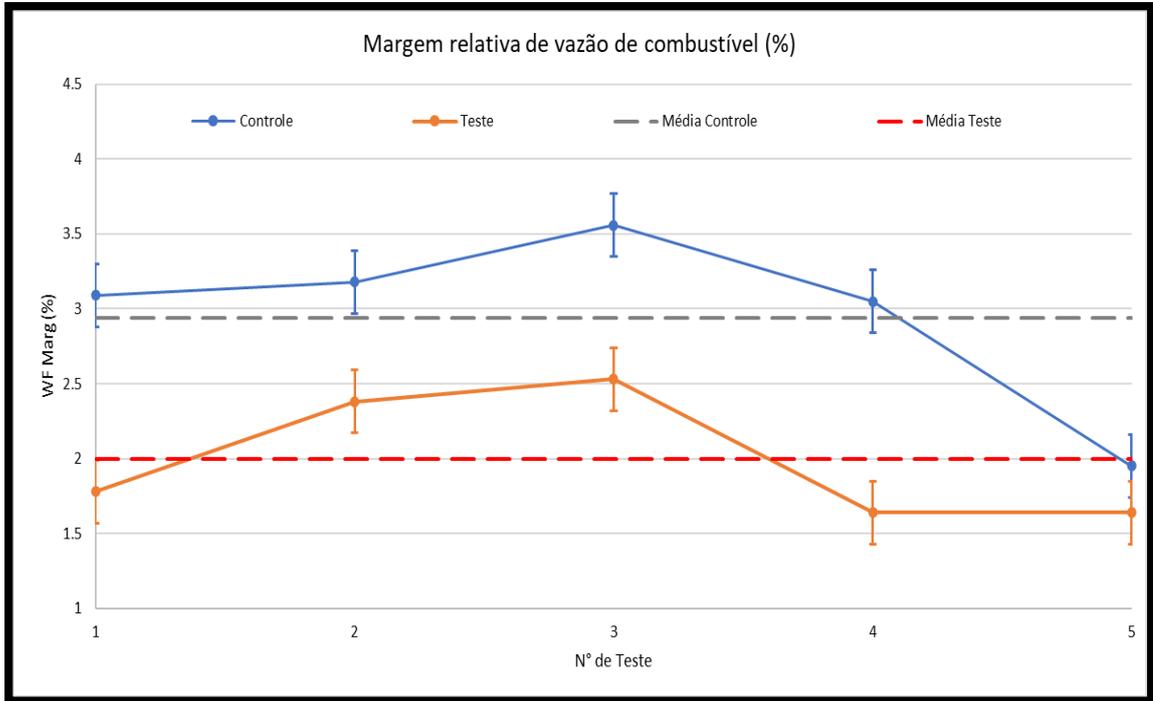


Figura 31: Comparação da margem relativa de vazão de combustível (%) por teste.

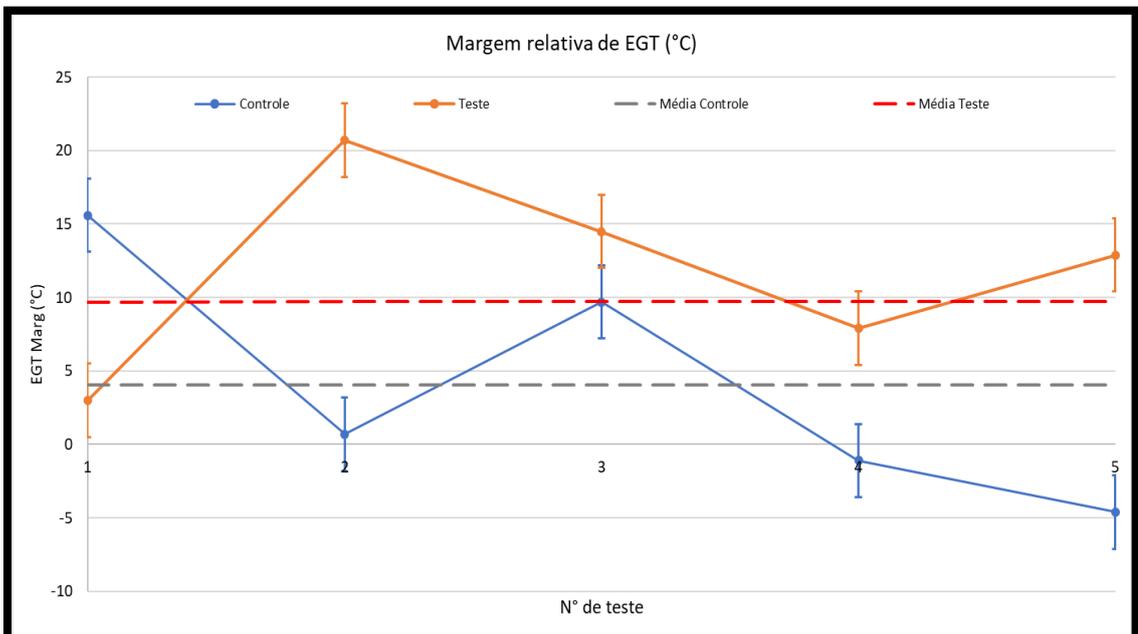


Figura 32: Gráfico comparativo da margem relativa de EGT (°C) por teste.

Os valores de margem relativa da *EGT* mostrados na Figura 32 foram obtidos seguindo as Eqs. (41) e (42), utilizando a média das medições individuais das sondas de *EGT*. O grupo teste apresentou uma redução de aproximadamente 7 °C em relação à temperatura máxima de operação de *EGT*. É importante ressaltar que nenhum dos cinco motores afetados pela intervenção apresentou risco de reprovação por valor marginal negativo. Isto não ocorreu no grupo de controle, onde os dois últimos motores se encontravam com valores de EGT_{MAR} negativos. Esta mudança de comportamento é extremamente benéfica às partes interessadas, uma vez que evita o retrabalho por parte da empresa de manutenção, bem como garante uma longevidade maior às turbinas das companhias aéreas.

Antes de comparar os impactos positivos e negativos, é necessário certificar que os demais parâmetros de teste enunciados na seção 2.6. não trarão riscos ao funcionamento dos motores afetados.

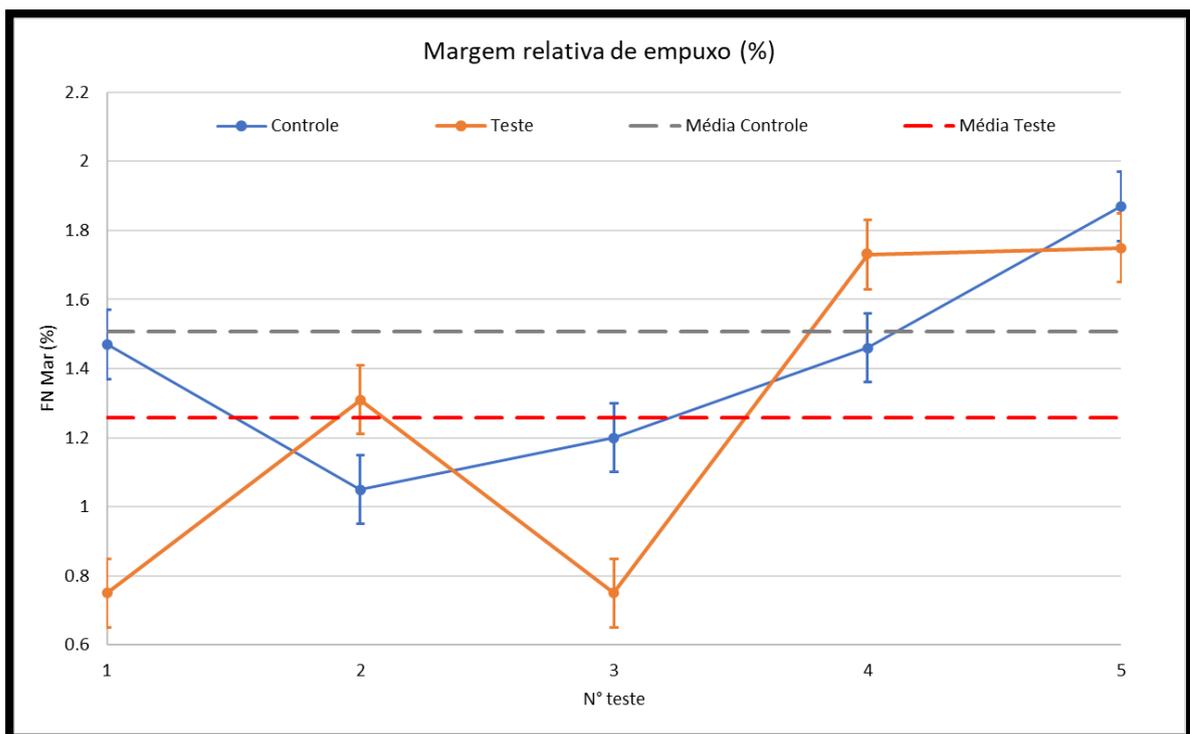


Figura 33: Comparação da margem relativa de empuxo (%) por teste.

Conforme mostrado na Figura 33, foi observada uma queda no empuxo relativo antes e após a intervenção, quando comparadas as médias das amostras (1,51% e 1,26%). Acredita-se que esta redução é contrária ao aumento da vazão mássica de ar admitida dos motores de teste, conforme a 2ª Lei de Newton. Todavia, este parâmetro

$m_{3,0}$ é fornecido pela *ECU* do motor, fugindo do controle de aparato experimental do Banco de Provas. Portanto, não é possível afirmar uma explicação experimental, resultando em uma investigação posterior a este projeto. Não obstante, dado que os motores afetados não apresentaram risco de reprovação por empuxo, com o menor valor observado de 0,74% superior ao empuxo mínimo requerido, esta redução pode ser considerada como aceitável.

Este mesmo raciocínio pode ser estendido à rotação de *N2* da Figura 34. A rotação relativa de *N2* mostrou uma redução média de 1,91% a 1,73%, o que implica que o eixo está girando mais rápido. Essa rotação, quando superior ao limite de operação, pode causar deformações excessivas nas palhetas do *HPC*, em função da força centrípeta atuante nas mesmas. Essas deformações, por consequência, causam danos internos no módulo pelo atrito e podem causar vibrações maiores que os níveis de tolerância de operação. Portanto, é importante que os motores afetados tenham apresentado valores relativos superiores a 1%, dado que esta referência é muito utilizada como uma garantia de segurança operacional. Desse modo, os impactos observados na Figura 34 são considerados como aceitáveis de forma semelhante ao que ocorreu com o empuxo.

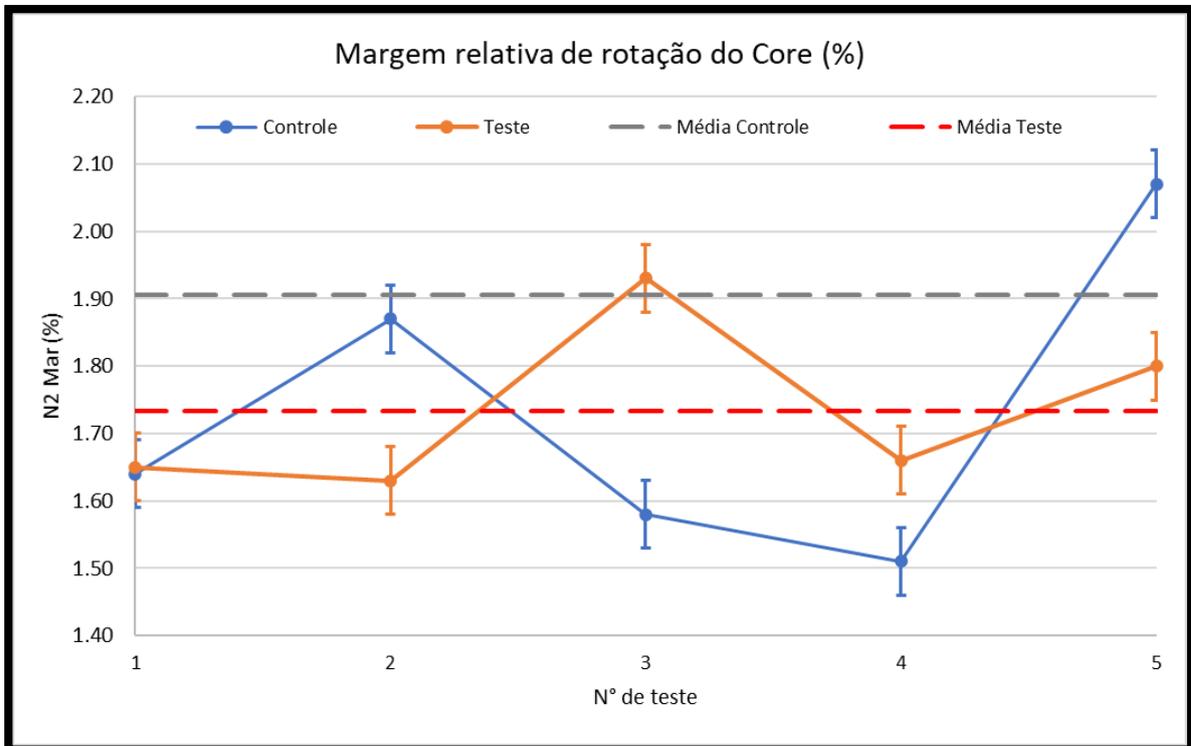


Figura 34: Comparação da margem relativa de rotação de *N2* (%) por teste.

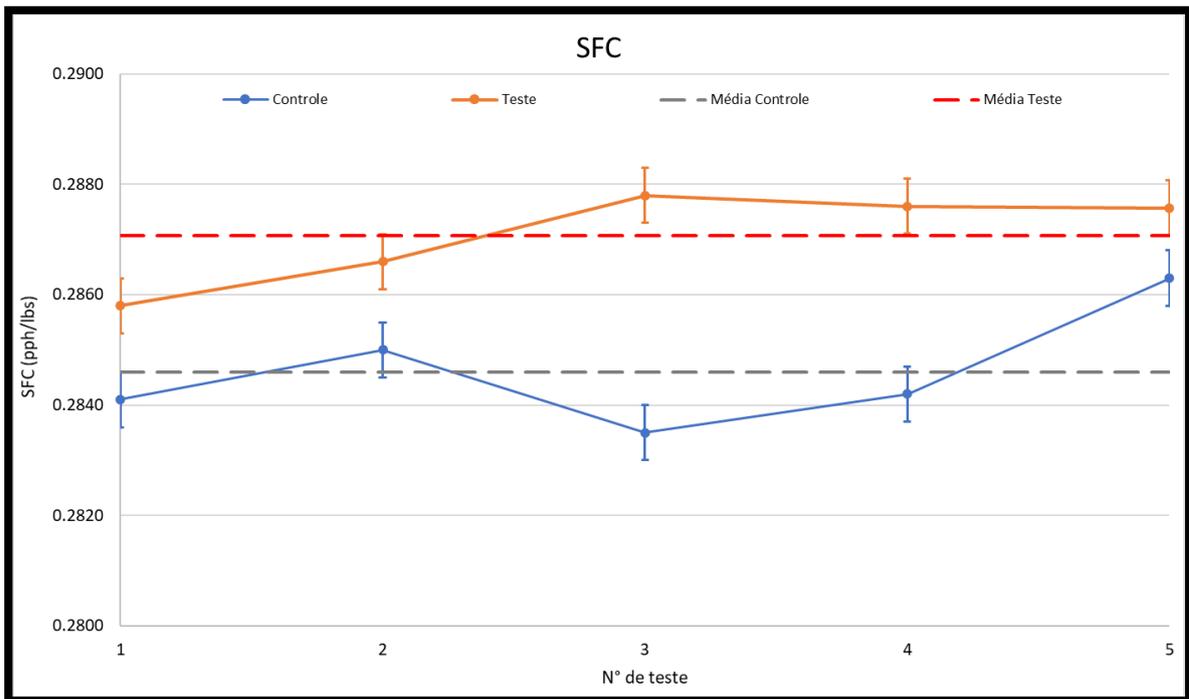


Figura 35: Comparação do SFC por teste.

Cabe ressaltar que um resultado negativo deste projeto foi o aumento de *SFC* observado. Isto ocorreu porque houve redução de empuxo e um aumento na vazão de combustível. Embora esse indicador não seja motivo de rejeição de motor [2], é percebido como um coeficiente de eficiência do motor, que exprime a vazão de combustível necessária para gerar uma unidade de empuxo. Este aumento também pode ser interpretado como um aumento no custo de operação da turbina, reduzindo a economia gerada pelo ganho de margem de *EGT*.

4. Conclusões e Perspectivas

Este projeto propôs a melhorar a qualidade de manutenção provida ao modelo GEnx-1B, aumentando a vida útil dos motores e reduzir custos de operação de companhias aéreas que trabalhem com este modelo. Os resultados obtidos neste projeto sugerem que

- 1) Houve um aumento médio de 7 ± 2 °C de *EGT* relativo na amostra de teste após intervenção.
- 2) Nenhum dos motores do grupo de teste apresentou possibilidade de rejeição.
- 3) Há um aumento médio no consumo específico dos motores do grupo de teste.
- 4) A falta de instrumentação dificultou a análise modular proposta.

Em termos de impactos efetivos do projeto, pode-se afirmar que a redistribuição de *fuel nozzles* proposta para o GEnx-1B é efetiva para ganhos de uniformidade de distribuição e redução de *EGT*, evitando possíveis rejeições de motores e aumentando a longevidade das turbinas para as companhias aéreas. Não obstante, o aumento de vazão de combustível consumida pelo motor, ainda que negligenciável frente aos processos termodinâmicos aqui dispostos, reflete em um aumento de custo de operação por tempo de voo. Cabe, portanto, às partes interessadas (companhia aérea e de manutenção), discutirem o que é mais rentável para o futuro dos motores.

No que diz respeito aos Bancos de Provas, se mostrou evidente a necessidade de instrumentação completa para uma avaliação da termodinâmica das turbinas testadas. Por mais que as temperaturas em certas estações, como a 4.0 com temperaturas da ordem de 1700 °C, não permitam medição direta com os sensores disponíveis no mercado, as estações 2.5, 4.9 e 5.0 podem e devem ser usados para obtenção de dados para estudo.

5. Bibliografia

- [1] G. E. COMPANY, "The GENx Commercial Aircraft Engine," GE Aviation, 2019. [Online]. Available: <https://www.geaviation.com/commercial/engines/genx-engine>. [Acesso em 12 Junho 2020].
- [2] G. E. COMPANY, GENx-1B Engine Shop Manual: GEK 112865, U.S.A., 2020.
- [3] G. E. COMPANY, GENx-1B Component Maintenance Manual 73-10-11: GEK 114077, U.S.A., 2017.
- [4] V. C. ANDRÉ, *Investigação sobre a queda de empuxo apresentado pelos motores aeronáuticos CF6-80C2, no Banco de Provas do Rio de Janeiro, em decorrência da selagem deteriorada da capota*, Rio de Janeiro: Universidade Federal do Rio de Janeiro, 2014.
- [5] P. M. A. RIBEIRO, *Análise de Performance da Família de Motores de Avião CFM56*, Lisboa: Instituto Superior de Engenharia de Lisboa, 2012.
- [6] J. D. MATTINGLY, W. H. HEISER e D. T. PRATT, *Aircraft Engine Design*, Reston, V.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [7] Unison, Unison Industries, 2020. [Online]. Available: <https://www.unisonindustries.com/sensors-switches>. [Acesso em 03 Junho 2020].

Anexo I: Resultados de teste do Banco de Provas de 3 Rios

Tabela 2: Resultados de teste para os dois grupos de motores.

	N1k	FN Margin	N2 Margin	EGT Margin	WFk	WF Margin	SFC
Grupo Controle							
N° Motor	rpm	%	%	°C	pph	%	pph/lbs
1	2508	1.47	1.64	15.6	22787	3.09	0.2841
2	2506	1.05	1.87	0.7	22764	3.18	0.2850
3	2507	1.20	1.58	9.7	22676	3.56	0.2835
4	2509	1.46	1.51	-1.1	22796	3.05	0.2842
5	2506	1.87	2.07	-4.6	23055	1.95	0.2863
Grupo Teste							
N° Motor	rpm	%	%	°C	pph	%	pph/lbs
1	2506	0.75	1.65	3.0	23096	1.78	0.2858
2	2506	1.31	1.63	20.7	22953	2.38	0.2866
3	2508	0.75	1.93	14.5	22919	2.53	0.2878
4	2507	1.73	1.66	7.9	23128	1.64	0.2876
5	2508	1.75	1.80	12.9	23129	1.64	0.2876

Tabela 3: Medições de teste para estimativa da temperatura no combustor.

m _{i_3.0}	m _{i_3.0}	m _{i_f}	m _{i_4.0}	Φ	ΔT	T4
Grupo Controle						
lbs/s	kg/s	kg/s	kg/s	-	K	°C
251.4	114.0	2.87	116.9	0.36756	2841.7	1691
249.2	113.0	2.87	115.9	0.37043	2856.2	1677
251.1	113.9	2.86	116.8	0.36621	2834.9	1700
253.6	115.0	2.87	117.9	0.36452	2826.5	1691
250.6	113.7	2.90	116.6	0.37307	2869.7	1732
Grupo Teste						
lbs/s	kg/s	kg/s	kg/s	-	K	°C
266.0	120.7	2.91	123.6	0.35210	2766.3	1646
255.9	116.1	2.89	119.0	0.36373	2822.6	1686
265.1	120.2	2.89	123.1	0.35059	2759.1	1650
266.6	120.9	2.91	123.8	0.35179	2764.8	1640
267.3	121.2	2.91	124.2	0.35089	2760.6	1636

Tabela 4: Medições de teste para cálculo do rendimento do compressor.

T2	T2	P2	P2	T3	T3	P3	P3	n compressor
Grupo Controle								
°C	K	psi	kPa	°C	K	psi	kPa	-
17.2	290.4	10.492	72.34	646.0	919.2	649.66	4479.25	0.4736
17.8	291.0	10.6802	73.64	618.8	891.9	650.40	4484.35	0.4885
18.7	291.9	10.3898	71.64	661.3	934.5	657.94	4536.34	0.4690
19.5	292.7	10.4344	71.94	660.9	934.1	644.55	4444.02	0.4696
20.5	293.7	10.389	71.63	661.0	934.2	638.64	4403.27	0.4710
Grupo Teste								
°C	K	psi	kPa	°C	K	psi	kPa	-
21.3	294.5	10.2846	70.91	671.4	944.6	655.79	4521.51	0.4683
21.5	294.7	10.4459	72.02	659.2	932.4	640.64	4417.06	0.4735
27.8	301.0	10.3919	71.65	682.2	955.4	637.00	4391.96	0.4719
19.5	292.7	10.3147	71.12	667.6	940.8	657.94	4536.34	0.4673
18.5	291.7	10.2927	70.97	667.2	940.4	659.45	4546.75	0.4661