

XX Seminário de Pesquisas em Engenharia Mecânica
www.uff.br/petmec

1/2021

**MODELAGEM TERMODINÂMICA DE TURBINAS A GÁS
APLICADAS A PROPULSÃO AERONÁUTICA¹**

Rennan Silva da Costa¹
Engenharia mecânica
Email: ¹rennancosta@id.uff.br.

¹ Trabalho desenvolvido na disciplina Trabalho de Conclusão de Curso III em Engenharia Mecânica, sob a orientação da Prof. Isabella Florindo.

Resumo: A importância que os motores a jato tiveram no desenvolvimento da nossa sociedade global ao longo da segunda metade do século XX e atualmente é inegável. O trabalho apresentado busca revisar e aprofundar os conceitos termodinâmicos empregados no projeto do maquinário de motores Turbojatos, Turbofans e Turboélices. Através de códigos computacionais foi obtido resultados para as propriedades termodinâmicas ao longo desses motores além de cálculos para os seus parâmetros de performance e como esses são afetados pelos dados de entrada. Finalmente foram analisadas as irreversibilidades geradas em cada componente.

Palavras-chave: Turbinas a gás, modelagem termodinâmica, análise de exergia, motores a reação, aviação.

1. INTRODUÇÃO

O presente estudo busca explorar o nicho existente no estudo de motores a jatos na literatura nacional, revisando os ciclos empregados em motores Turbojatos, Turbofans, Turboeixos e turboélices, criando um modelo simplificado capaz de calcular propriedades ao longo das estações de trabalho, em regime permanente e em cada tipo de unidade de potência e também introduzir ferramentas de análise mais complexas que possam ser utilizadas e no entendimento das irreversibilidades geradas em um sistema propulsor e como esses podem ser otimizados.

2. A TURBINA A GÁS

Grande parte dos motores modernos são turbinas a gás, que através do calor obtido pela queima de combustíveis em uma câmara de combustão, energia química é convertida em energia cinética útil. Essa energia cinética pode se dar na forma de um jato de ar impelindo uma aeronave ou girando um eixo conectado a uma carga que pode ser um gerador elétrico, o compressor de um oleoduto, o rotor de um helicóptero ou a hélice de um barco [1].

A turbina mais simples, o turbojato, é basicamente um tubo aberto em ambos os lados, onde o ar passa continuamente. Primeiramente o

ar entra por um difusor, é comprimido, em um compressor axial ou centrífugo, e em seguida misturado e aquecido em uma câmara de combustão. Finalmente o ar é expandido através de uma turbina e o produto da combustão é acelerado e expelido em um bocal, produzindo empuxo. Esse processo é conhecido como o ciclo Brayton, definido idealmente por quatro estágios distintos: Compressão isentrópica, combustão isobárica, expansão isentrópica através da turbina e do bocal no caso de um ciclo aberto ou a rejeição de calor isobárica no caso de um ciclo fechado

3. A TURBINA A GÁS COMO MOTOR AERONÁUTICO

Motores aeronáuticos se baseiam nos princípios descrito pela terceira lei de Newton, que afirma que para toda força agindo num corpo existe uma reação, assim ao se forçar um fluido em uma direção, uma reação igual no sentido contrário é obtida, em forma de empuxo, empurrando o motor e o veículo fixado a ele. São muitas as variações do ciclo Brayton e de outros ciclos empregados como motores aeronáuticos, mas nesse artigo a análise e resultados focadas somente nos tipos mais comuns não-recíprocos, não-nucleares empregados na aviação de asa fixa civil e militar: Turbojato, Turbofan, turboélice.

3.1. Turbojato

O turbojato se trata do ciclo mais antigo e simples ainda em utilização. Seu desenvolvimento ocorreu ao mesmo tempo na Alemanha e Grã-Bretanha durante a década de 30. No núcleo de toda turbina a gás, e conseqüentemente de todo turbojato está o que é chamado de gerador de gás. Esse é constituído de três componentes principais: Compressor, queimador e turbina. Sendo assim, um motor turbojato é basicamente esse bloco constituinte envolto de sistemas de entrada e saída de ar. Este ciclo é caracterizado pelas altas velocidades e temperaturas do fluxo de exaustão. São motores eficientes em elevadas velocidades e altitudes, mas em baixas altitudes, velocidades e em situações específicas são dependentes de pós combustores para aumento de empuxo, o que aumenta em muito o consumo de combustível. Embora esse seja um conceito que tenha se mostrado promissor e uma fonte de energia mecânica poderosa e confiável no passado, é um ciclo que se mostra extremamente ineficiente e barulhento para os padrões

modernos, dando espaço para novas variações. Em regimes supersônicos e hipersônicos a necessidade de se comprimir e expandir o ar mecanicamente se torna desnecessária, o que permite que compressores e turbinas sejam eliminados dando origem aos motores conhecidos como ramjets e scramjets.

3.2. Turbofan

A solução proposta para essas ineficiências é utilizar o excedente energético no fluxo de exaustão ao se acrescentar uma turbina de baixa pressão que possa movimentar um Fan capaz de impulsionar ar adicional por fora do núcleo do motor através de um duto de Bypass. Motores com alta razão de bypass, ou BPR, podem extrair 80.000 cavalos de potência do fluxo principal e utilizá-los para dar um leve incremento de pressão a uma grande massa de ar. [1]

Motores com alto BPR trabalham sobre o princípio que um pequeno aumento na velocidade do fluxo livre pode produzir duas vezes mais empuxo para a mesma quantidade de combustível queimado. Além disso, as baixas temperaturas e velocidades do fluxo que não passam pelo gerador de gás e as pressões e velocidades reduzidas da saída da turbina de baixa pressão possibilitam um estrondo muito menor em relação ao habitual produzido por turbojatos. Podemos ver na figura 5 essa diferença de arranjo utilizados desde os primeiros turbojatos até os grandes Turbofans presentes na aviação comercial. [1]

Contudo, a área frontal associada a grandes fans e a baixa velocidade de saída não se adequa aos regimes supersônicos associados à aviação militar. Uma solução mais apropriada para isso é aumentar o número de estágios do fan, a razão de compressão e reduzir a razão de bypass. O fluxo pode passar posteriormente por um misturador e pós combustor. Possibilitando assim uma forma eficiente de se atingir velocidades de até 3 vezes a velocidade do som como visto em motores de baixa razão de bypass.

3.3. Turbo-eixos e Turboélices

Turbinas a gás podem expandir o seu fluxo ao máximo para que toda a saída de potência possa ser transferida a um eixo para que possa movimentar uma carga. Essa carga pode ser uma caixa de engrenagem que vai

movimentar uma hélice. Nesse caso, o motor passa a se chamar turboélice.

A carga também pode ser o rotor de um helicóptero, um eixo ligado a um gerador, a hélice de uma embarcação ou um compressor de um oleoduto. Neste outro caso, o motor passa a se chamar turboeixo e pode ser combinado em múltiplos ciclos térmicos para maximizar a eficiência. Turbinas utilizadas na propulsão naval e geração energia podem ser aero-derivadas, ou seja, são adaptadas de um design já existente e utilizado para propulsão aeronáutica ou podem ser designs feitos do zero e otimizados para a sua aplicação.

Turboélices, ao contrário de turbojatos, se destacam pela alta eficiência propulsiva e geral em regimes muito abaixo da barreira sônica e em baixas altitudes; portanto, são muito empregados na aviação executiva e regional, além de serem largamente empregados na aviação militar em missões de proximidade, ataque leve e transporte de carga. Contudo, conforme velocidades e altitudes aumentam, e os elementos de asa empregados nas hélices desses motores passam a operar em regimes supersônicos perdendo sua capacidade de gerar sustentação, esses sistemas se tornam incapazes de gerar propulsão. Assim, os relegando a aplicações de relativa baixa altitude e velocidade.

4. Implementação numérica e computacional

O algoritmo utilizado para se calcular as propriedades termodinâmicas foi um algoritmo de marcha simples pelos pontos termodinâmicos do ciclo utilizando os parâmetros de entrada, balanços de massa e balanços de energia, além das relações isentrópicas entre pressão e temperatura aliadas ao conceito de eficiência politrópica para se calcular temperatura, pressão, entalpia e entropia em cada ponto. Uma vez calculadas todas as propriedades e a razão ar-combustível, os parâmetros de performance TSFC (Consumo específico de combustível), NDST (Empuxo específico normalizado) e eficiências térmica, propulsiva e geral também foram calculados.

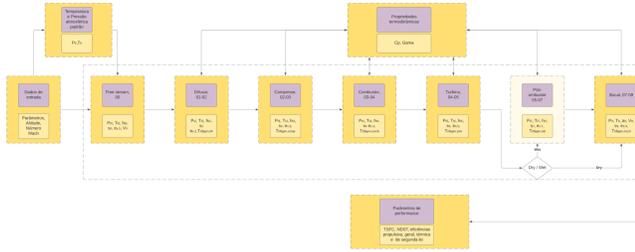


Figura 1. Diagrama modelo termodinâmico Implementado para um motor turbojato

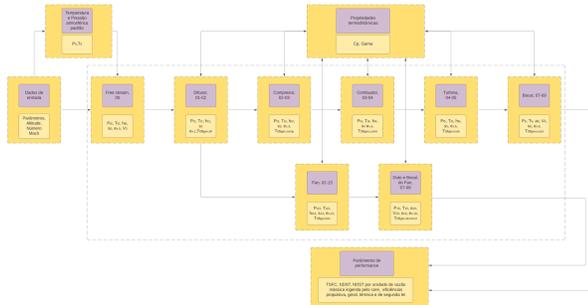


Figura 2. Diagrama modelo termodinâmico Implementado para um motor turbofan

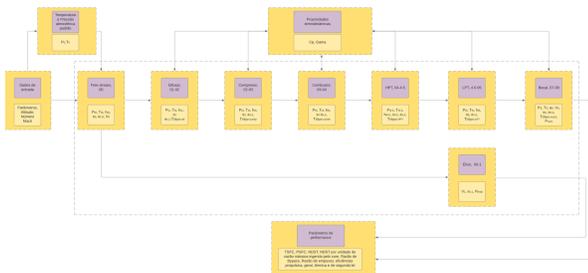
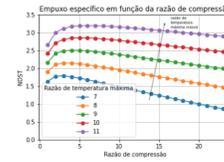
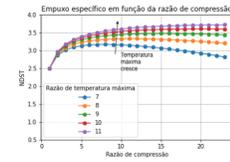


Figura 3. Diagrama modelo termodinâmico implementado para um motor turboélice.

5. Resultados



(a) Pós combustor desligado



(b) Pós combustor ligado



(c) Pós combustor desligado



(d) Pós combustor ligado

Figura 4. Resultados para NDST e TSFC em um Turbojato em cruzeiro a 10.000m e Mach 2,0 .

Na figura 4 pode-se observar a variação do principal parâmetro de consumo de combustível e o principal parâmetro de empuxo para um motor turbojato em função do principal parâmetro de design em um motor turbojato, a razão de compressão. Cada curva plotada é para uma razão diferente de temperatura máxima no combustor pela temperatura no fluxo livre. Fica evidente que o ponto mínimo de empuxo gerado e o ponto de máximo consumo é no modo ramjet, quando a compressão mecânica é eliminada. Também fica claro que o aumento da razão de compressão até uma razão ótima representa redução de consumo de combustível e aumento de empuxo, a partir desse ponto de compressão consumos passam a subir e empuxos a cair gradativamente.

O efeito do aumento da temperatura no combustor principal é distinto dependendo se o pós combustor se encontra ligado ou desligado. Com o reaquecimento desligado é intuitivo pensar que temperaturas maiores exigem mais combustível, contudo o reaquecimento ligado inverte esse padrão. Assim, temperaturas maiores no pós combustor principal exigem menor consumo energético do motor. Isso se dá pois quanto maior a temperatura no combustor principal menor será a necessidade de se injetar combustível na etapa de reaquecimento para atingir a demanda energética.

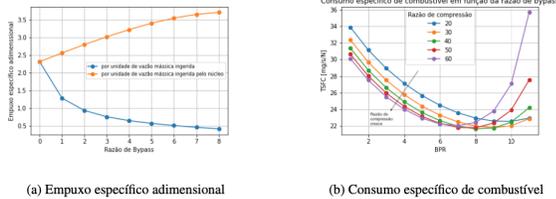


Figura 5. Resultados para NDST e TSFC em um Turbofan em cruzeiro a 10.000m e Mach 0,88.

Em motores Turbofan o parâmetro de design de interesse passa a ser a razão de bypass, pode-se ver que maiores razões de bypass causam menores consumos de combustível.

O efeito da razão ótima de compressão é novamente observado. Razões de compressão em excesso aliadas a BPRs altos levam a explosão do consumo de combustível, como se observa na linha roxa no gráfico de consumo específico da Figura 5.

O efeito contra intuitivo agora se dá no empuxo específico adimensional. BPRs maiores levam a empuxos específicos adimensionais menores, mas deve se lembrar que essa parâmetro é normalizado pela vazão mássica total de ar ingerida pelo motor que tende a aumentar. Ao se normalizar somente pela vazão mássica que passa pelo core (compressor, combustor e turbinas), a linha laranja no gráfico, observa-se que o empuxo só aumenta com o crescente BPR.

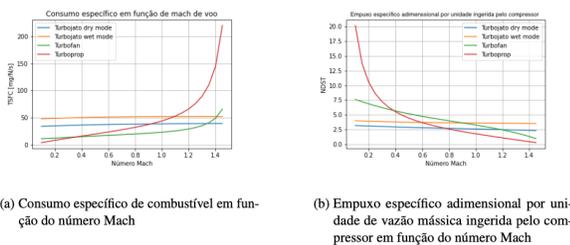


Figura 6. Resultados para NDST e TSFC e para motores variados em função do número Mach de Voo.

Ao analisar-se diferentes motores em diferentes velocidades de voo, os turboélices se destacam por seu alto desempenho econômico e propulsivo porém conforme a velocidade aumenta esse desempenho se deteriora rapidamente. Turbofans High Bypass apresentam o mesmo

comportamento, porém isso ocorre de forma mais gradual o que permite que esses motores sejam a escolha ideal em regimes transônicos. Turbojatos apresentam o menor empuxo inicial e o maior consumo de combustível inicial, mas esses parâmetros permanecem relativamente estáveis a medida que a barreira do som é quebrada. Esse comportamento se reflete nos gráficos de eficiências.

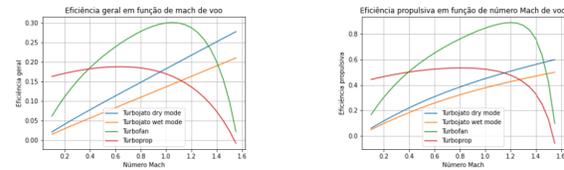


Figura 7. Resultados para NDST e TSFC e para motores variados em função do número Mach de Voo.

6. Conclusões

O presente trabalho teve como objetivo analisar a variação de propriedades termodinâmicas ao longo dos ciclos mais comuns empregados na aviação, além de calcular a exergia termo-mecânica ao longo desses ciclos e analisar as irreversibilidades gerada em cada componente.

- Constata-se a partir deste estudo que diferentes ciclos empregados atendem a diferentes aplicações de aeronaves, não existindo um motor melhor que outro mas sim um motor que atende à determinado regime de voo e missão.
- Dentre os motores analisados, motores turbojatos apresentam o maior consumo de combustível e menor eficiência propulsiva a baixas velocidades. Aumentar a razão de compressão reduz o seu consumo, mas na ausência de um fan, um pós combustor ou outro método para aumentar o empuxo a taxa de expansão necessária para mover um compressor maior pode comprometer a performance propulsiva desse motor.
- Adotar um bypass, ou seja separar os fluxos e permitir que o fluxo energizado na turbina seja expandido para mover um fan que permitirá que uma massa de ar maior será acelerada passando por fora

do compressor, câmara de combustão e turbinas é uma forma de reduzir o consumo de combustível. Demonstramos que o consumo de combustível é inversamente proporcional ao aumento da razão de bypass.

REFERÊNCIAS

- [1] ROLLS-ROYCE . (2005), The jet engine. *WILEY*. 5th Edition.
- [2] FAROKHI, S. (2014), Aircraft propulsion *WILEY*, 2nd ed.
- [3] COHEN, H.; ROGERS, G.; SARAVANAMUTTOO, H. Gas Turbine Theory. 4th. ed. [S.l.]: Longman, 1996.