

WHITE PAPER

Acoplamento termoaerodinâmico de turbinas de potência a núcleos aeroderivados (geradores de gás)

*Como selecionar e pré-dimensionar uma turbina livre para um gerador de gás
aeronáutico*

GT2 Tecnologia

Acoplamento termoaerodinâmico de turbinas de potência a núcleos aeroderivados (geradores de gás)

Como selecionar e pré-dimensionar uma turbina livre para um gerador de gás aeronáutico

Resumo

Turbinas a gás de dois eixos são amplamente utilizadas em geração de energia e acionamento mecânico. Em muitas arquiteturas aeroderivadas, o núcleo do motor, gerador de gás, fornece gases quentes e pressurizados para uma turbina de potência mecanicamente independente. Embora essa independência permita que a turbina livre opere na rotação mais adequada ao gerador, compressor ou bomba acionados, o acoplamento entre os dois componentes continua sendo fortemente termoaerodinâmico. Este artigo apresenta, de forma didática, como é conduzido o estudo de matching entre o núcleo e a turbina de potência, quais são as principais equações de projeto e quais condições de contorno devem ser consideradas desde o pré-dimensionamento até as análises off-design.

Palavras-chave: turbina a gás; aeroderivada; gerador de gás; turbina de potência; free power turbine; matching; turbomáquinas.

1. A configuração: independência mecânica, acoplamento aerotermodinâmico

Em uma turbina a gás de dois eixos, o núcleo gerador de gás contém o compressor, a câmara de combustão e a turbina que fornece o trabalho necessário ao próprio compressor. A jusante desse conjunto está a turbina de potência, ou free power turbine, conectada à carga externa. Como não há ligação mecânica rígida entre os dois eixos, a rotação da turbina de potência pode ser escolhida em função da aplicação.

Essa característica é particularmente atraente em máquinas aeroderivadas. O núcleo pode ser derivado de um motor aeronáutico operando em rotações elevadas, mantendo altos níveis de eficiência, enquanto a turbina livre pode ser projetada para acionar um gerador síncrono, um compressor ou uma bomba. A independência, porém, é apenas mecânica. A pressão existente na interface entre o núcleo gerador de gás e a turbina de potência funciona como contrapressão para o gerador de gás e altera sua vazão, sua razão de pressão e a posição de operação dos compressores e turbinas do core.

Por isso, selecionar uma turbina de potência apenas pela potência nominal não é suficiente. O projeto correto exige um estudo de matching que trate o conjunto como um sistema acoplado.

2. O que o gerador de gás deve fornecer ao projetista

O ponto de partida é definir um plano de interface na saída do núcleo. Para cada condição de operação, devem ser conhecidos, no mínimo, a vazão mássica dos gases, a pressão total, a temperatura total e o ângulo médio de escoamento:

$$\dot{m}_4, P_{t4}, T_{t4} \text{ e } \alpha_4.$$

Também são importantes a composição dos gases, as distribuições radiais de pressão e temperatura, o swirl residual, o Mach, os perfis de velocidade, as vazões de bleed e cooling e as perdas no duto de transição.

O projeto não deve ser feito para um único ponto. É necessário construir um envelope de operação com condições de carga nominal e parcial, dias quentes e frios, variação de pressão ambiente, partidas, rejeição de carga e demais condições relevantes. Em outras palavras, a turbina deve ser compatível não apenas com um ponto de projeto, mas com a região do mapa em que o gerador de gás efetivamente trabalhará.

3. A condição central: capacidade de engolimento de gases

A primeira condição de compatibilidade é a continuidade de massa:

$$\dot{m}_{PT} = \dot{m}_{GG,out}$$

Entretanto, turbinas são normalmente comparadas por vazão corrigida, ou flow capacity:

$$\dot{m}_c = \dot{m} \frac{\sqrt{T_t/T_{ref}}}{P_t/P_{ref}}$$

Em forma não normalizada, é comum utilizar:

$$Q = \frac{\dot{m}\sqrt{T_t}}{P_t}$$

Essa variável representa a capacidade da turbina de admitir escoamento para uma determinada condição total de entrada. No casamento entre um gerador de gás e uma turbina livre, a capacidade da turbina deve ser compatível com a capacidade requerida pelo core.

Se a área efetiva da turbina for pequena demais, a contrapressão na saída do gerador de gás aumenta. Isso pode reduzir a vazão do compressor, deslocar sua linha de operação na direção do surge e modificar a distribuição de trabalho entre os spools. Se a turbina for excessivamente grande, a pressão na interface pode cair demais e a máquina operar com incidências e relações de expansão pouco favoráveis.

Assim, uma das variáveis mais importantes de todo o estudo é:

$$Q_{PT} \approx Q_{GG}$$

na região desejada de operação.

4. Equações termodinâmicas fundamentais

Conhecidas as condições totais na entrada da turbina de potência e a pressão de descarga, pode-se estimar a expansão disponível. Para uma aproximação de gás ideal:

$$T_{t5s} = T_{t4} \left(\frac{P_{t5}}{P_{t4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

A eficiência total-total da turbina é:

$$\eta_{tt} = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t5s}}$$

A potência entregue ao eixo é:

$$P_{shaft} = \eta_m \dot{m}_g (h_{t4} - h_{t5})$$

Quando o calor específico é tratado como aproximadamente constante:

$$P_{shaft} \approx \eta_m \dot{m}_g c_p (T_{t4} - T_{t5})$$

Em projeto real, é preferível trabalhar diretamente com entalpia e propriedades dependentes da temperatura e da composição dos gases.

A condição de descarga merece atenção. A pressão imposta pelo sistema não é somente a atmosférica. Dutos, silenciadores, difusores, chaminés e, em ciclos combinados, o HRSG produzem perda de carga. Portanto:

$$P_{back} = P_{amb} + \Delta P_{duct} + \Delta P_{silencer} + \Delta P_{HRSG} + \dots$$

Essa contrapressão participa diretamente do matching e tem que ser considerada nos cálculos.

5. Da potência requerida ao projeto dos estágios

Depois de definida a queda total de entalpia a ser extraída, inicia-se o pré-dimensionamento aerodinâmico. A equação de Euler para turbomáquinas estabelece:

$$\Delta h_0 = U (C_{\theta, in} - C_{\theta, out})$$

onde U é a velocidade periférica da pá e C_{θ} é a componente tangencial da velocidade absoluta.

A relação vetorial entre as velocidades absoluta, relativa e periférica é:

$$\vec{W} = \vec{C} - \vec{U}$$

Essas relações formam os triângulos de velocidade de cada estágio e determinam os ângulos de entrada e saída do estator e do rotor.

Dois parâmetros adimensionais são particularmente úteis:

$$\phi = \frac{C_x}{U}, \text{ o coeficiente de fluxo;}$$

$$\psi = \frac{\Delta h_0}{U^2}, \text{ o coeficiente de carregamento.}$$

Uma estimativa preliminar do número de estágios pode ser obtida de:

$$n_{stages} \approx \frac{\Delta h_{PT}}{\psi U^2}$$

A equação mostra o compromisso básico do projeto. Aumentar U reduz o número de estágios, mas aumenta tensões centrífugas, Mach relativo, requisitos de material e restrições de rotor dinâmica. Portanto, rotação, diâmetro e quantidade de estágios precisam ser escolhidos conjuntamente.

Outro parâmetro importante é o grau de reação:

$$R = \frac{\Delta h_{static,rotor}}{\Delta h_{static,stage}}$$

Ele determina como a expansão estática se distribui entre rotor e estator e influencia fortemente os triângulos de velocidade e o comportamento off-design.

6. Dimensionamento da área anular e rotação

A área de passagem decorre da continuidade:

$$\dot{m} = \rho A C_x$$

logo:

$$A = \frac{\dot{m}}{\rho C_x}$$

Para uma turbina axial:

$$A = \pi (r_t^2 - r_h^2)$$

onde r_t e r_h são, respectivamente, os raios de ponta e de cubo.

A escolha da rotação depende da carga. Em geração elétrica com acoplamento direto, a velocidade síncrona é:

$$N_s = \frac{120f}{N_p}$$

Para 50 Hz e dois polos, $N_s = 3.000$ rpm; para 60 Hz, $N_s = 3.600$ rpm. Se houver gearbox, a turbina pode operar em rotação bem superior, reduzindo diâmetro e eventualmente o número de estágios.

Em acionamento mecânico, a situação é diferente. A rotação pode ser escolhida para compatibilizar a característica da turbina com a curva do compressor ou da bomba. Nesse caso, a solução deve satisfazer simultaneamente o equilíbrio de potência e o equilíbrio de vazão entre gerador de gás, power turbine e carga.

7. Como o matching é resolvido

O processo completo pode ser formulado como um sistema de equações não lineares. O gerador de gás fornece relações do tipo:

$$\dot{m}_4 = f_1(N_{GG}, TIT, P_{back})$$

$$P_{t4} = f_2(N_{GG}, TIT, P_{back})$$

$$T_{t4} = f_3(N_{GG}, TIT, P_{back})$$

A turbina de potência, por sua vez, é representada por um mapa:

$$PR_{PT} = f(N_c, \dot{m}_c)$$

e

$$\eta_{PT} = g(N_c, \dot{m}_c)$$

A solução deve satisfazer, simultaneamente:

$$F_1 = \dot{m}_{GG} - \dot{m}_{PT} = 0$$

$$F_2 = W_{GGT} - W_C - W_{aux} = 0$$

$$F_3 = W_{PT} - W_{load} = 0$$

Em um gerador de gás com mais de um spool, existe uma equação de equilíbrio de potência para cada eixo.

O resultado não é apenas um ponto de operação da turbina livre. É um ponto de equilíbrio do motor completo. Por isso, uma power turbine ligeiramente menos eficiente isoladamente pode produzir um conjunto mais eficiente se sua capacidade de escoamento posicionar o core em uma região mais favorável.

8. Critérios de otimização e limites

A melhor turbina de potência não é necessariamente a que apresenta a maior eficiência isolada. O objetivo deve ser maximizar a potência líquida ou a eficiência do conjunto, respeitando limites aerodinâmicos, térmicos, mecânicos e operacionais.

Entre as restrições mais importantes estão margem de surge do compressor, rotação máxima dos spools, temperatura limite dos gases e metais, Mach relativo, tensões centrífugas, incidência, folgas, vibração e limites de overspeed.

No escape, busca-se normalmente reduzir o swirl residual, porque energia cinética tangencial representa trabalho que deixou de ser recuperado. Também é desejável manter uma condição favorável à recuperação de pressão no difusor e ao sistema de exaustão ou HRSG.

9. Uma sequência prática de projeto

Um estudo de engenharia pode ser organizado em uma sequência relativamente objetiva:

- caracterizar o gerador de gás e seus mapas;
- definir o envelope de condições na interface;
- caracterizar a carga acionada;
- escolher uma faixa preliminar de rotação da turbina livre;
- estimar a relação de expansão e a queda de entalpia disponível;

- selecionar valores iniciais de U , ϕ , ψ e reação;
- estimar o número de estágios e a área anular;
- construir os triângulos de velocidade;
- aplicar modelos de perdas;
- gerar um mapa preliminar da power turbine;
- acoplar esse mapa ao modelo do gerador de gás;
- executar matching em design e off-design;
- refinar o projeto com throughflow, CFD, análise térmica, estrutural e rotor dinâmica.

A etapa decisiva é sempre iterativa. Alterações em garganta, área anular, rotação ou carregamento modificam a capacidade de escoamento da turbina e, portanto, a contrapressão percebida pelo core.

Conclusão

O acoplamento entre um núcleo aeroderivado e uma turbina de potência é um problema multidisciplinar de matching. A turbina livre precisa retirar a energia disponível com boa eficiência, operar na rotação adequada à carga e, ao mesmo tempo, apresentar a capacidade de escoamento correta para não deslocar o gerador de gás para uma região desfavorável.

A variável de capacidade $\dot{m}\sqrt{T_t}/P_t$ resume boa parte dessa interação, mas o projeto completo exige combinar continuidade, balanço de energia, equação de Euler, triângulos de velocidade, critérios de carregamento, modelos de perdas e restrições mecânicas. O resultado final deve ser avaliado no nível do sistema completo, e não apenas da turbina isolada.

Referências

- [1] NASA Glenn Research Center. Mass Flow Rate Through a Compressor/Turbine Passage. Compressible-flow relations and corrected flow concepts.
- [2] Glassman, A. J. Turbine Design and Application. NASA SP-290, Volumes I–III.
- [3] NASA. Aerodynamic Design of Axial-Flow Turbines and Free Power Turbines. NASA Technical Reports Server.
- [4] Saravanamuttoo, H. I. H.; Rogers, G. F. C.; Cohen, H.; Straznicky, P. V. Gas Turbine Theory. Pearson.
- [5] Walsh, P. P.; Fletcher, P. Gas Turbine Performance. Blackwell Science.
- [6] Dixon, S. L.; Hall, C. A. Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery. Butterworth-Heinemann.