

# ANÁLISE EXERGÉTICA E TERMOECONÔMICA DO TURBOFAN *ROLLS ROYCE AE-3007* EM UM VÔO TÍPICO DE AERONAVE COMERCIAL

**Cesare Tona**

cesare.tona@yahoo.it

**Paolo Raviolo**

paolo.raviolo@gmail.com

**Resumo.** Este trabalho objetiva caracterizar o desempenho global de um típico motor turbofan e de seus equipamentos. A análise usa a grandeza termodinâmica exergia que, baseando-se no balanço energético e entrópico, permite quantificar o potencial de trabalho e as irreversibilidades do sistema. A termoeconomia, que considera a exergia como única forma racional de alocação de custos aos produtos (empuxo e extrações), permite atribuir valores relacionados aos parâmetros termodinâmicos dos efeitos úteis. O estudo determina as eficiências exergéticas ao longo da missão, os equipamentos e a fase de vôo críticos em termos de destruição de exergia, bem como os custos dos fluxos internos e de saída. Usando a análise desenvolvida neste trabalho é possível avaliar, comparar e otimizar configurações alternativas de instalações de bordo que usam fluxos exergoeconômicos gerados pelo motor.

**Palavras chave:** exergia, termoeconomia, aeronave, turbofan

## 1. Introdução

As aeronaves são sistemas extremamente complexos formados por numerosos componentes como máquinas e estruturas que interagem entre si e com um sistema ambiental muito variável. Desde o nascimento da indústria aeronáutica, intensas pesquisas são conduzidas para melhorar o desempenho e a eficiência dos veículos e para diminuir o impacto ambiental.

Recentemente atribui-se uma grande importância ao desenvolvimento de novas técnicas de projeto e otimização baseadas sobre métodos exergéticos e de potencial de trabalho (no uso da segunda lei da termodinâmica) e no desenvolvimento de novas configurações "more electric". Estudos teóricos sobre estas configurações foram feitos por vários autores e empresas que manifestam os potenciais benefícios que podem ser obtidos através destes equipamentos considerados não convencionais (ENSIGN, 2007).

Está se desenvolvendo um estudo de configurações alternativas substituindo as convencionais em uma aeronave comercial de médio porte (50 passageiros). A idéia é projetar e substituir vários equipamentos pneumáticos, hidráulicos e mecânicos de bordo com correspondentes equipamentos elétricos para conduzir um estudo exergético e termoeconômico.

Este estudo, parte da pesquisa sobre a aeronave, é focado na análise do relativo sistema de propulsão. Os objetivos principais são os seguintes: com foco exclusivo no motor, o objetivo é caracterizar os aspectos globais e locais do seu funcionamento através de uma análise exergética. Pretende-se avaliar o desempenho do propulsor ao longo de sua missão determinando sua eficiência exergética, e definir as irreversibilidades de cada equipamento; com foco no estudo global da aeronave, o objetivo é quantificar exergeticamente os fluxos de ar extraídos nas várias fases de vôo e configurações do avião (incluídas as "more electric").

## 2. Descrição do sistema e modelagem

O perfil de missão usado para este estudo representa uma missão simplificada. Não é necessário considerar um perfil de missão articulado e complexo, porque a intenção é estudar as fases fundamentais em que as instalações estão funcionando. O perfil de missão considerado é mostrado na Fig. (1).

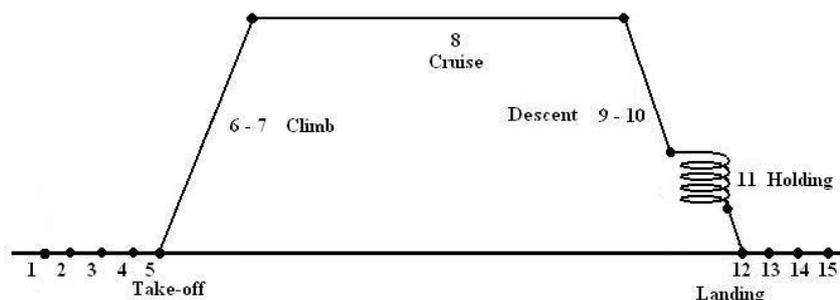


Figura 1. Perfil de missão usado para esta análise

Para modelar o motor usa-se o programa GSP (GSP DEVELOPMENT TEAM, 2004) que permite calcular todas as variáveis termodinâmicas das transformações que acontecem nos seus componentes. O motor é um clássico turbofan com fluxos misturados com grande "bypass", que possui dois eixos Fig. (2).

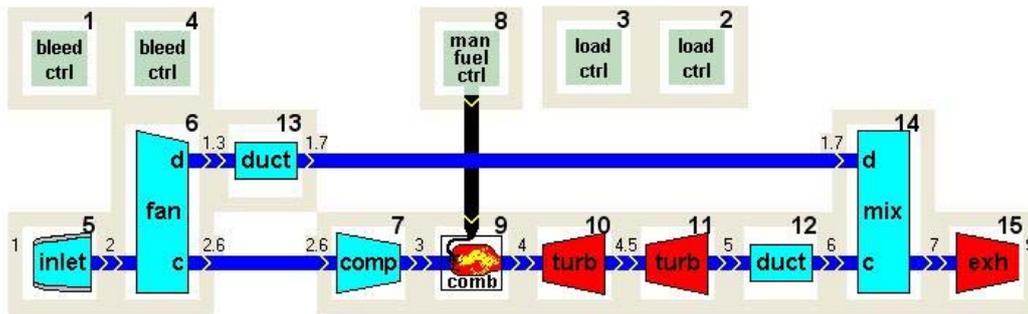


Figura 2. Modelo completo com sistemas de controle e extrações

Atenção particular é dada na modelagem do sistema de controle das extrações de ar, "bleed control". O modelo que está sendo criado precisa simular extrações variáveis no FAN e no compressor para as instalações de bordo nas diferentes fases de vôo, por iste motivo são incluídos dois "bleed control".

Em particular no compressor pode-se distinguir duas diferentes condições de extração devidas ao uso do equipamento anti-gelo ou não:

- anti-gelo ON : extração no 14° estágio do compressor;
- anti-gelo OFF : extração no 9° estágio do compressor.

O ponto de projeto é definido na condição de cruzeiro em uma altitude de 11.277 (m) e um Mach de vôo de 0,77.

Para avaliar os resultados comparam-se os valores obtidos com os dados de referência para o mesmo motor, e com um modelo matemático especificamente construído na fase de cruzeiro com o software MATLAB (MATHWORKS, 1994-2007).

### 3. Análise exergética

O objetivo da análise exergética é identificar as fases de maior gasto de potencial de trabalho, seja estudando as fases pontualmente que a missão completa (análise integral).

O estudo é dividido em duas partes fundamentais:

1. Modelo e balanço global do motor: neste modelo o motor é considerado um único sistema aberto. Desta forma é possível obter resultados válidos para o estudo geral do avião, que necessita das exergias associadas ao empuxo, ao ar extraído, às extrações de potência e ao fluxo de gás expulso;
2. Modelo e balanço local do motor: neste modelo o motor é estudado analisando seu funcionamento considerando todos os componentes que o formam. Cria-se desta maneira balanços locais para cada equipamento, permitindo a avaliação de seus desempenhos.

#### Hipóteses

Para conduzir os estudos exergéticos é necessário assumir as hipóteses seguintes:

- O ar e as misturas ar-combustível são considerados gases termicamente perfeitos;
- Os gases não são considerados caloricamente perfeitos: as variações do calor específico à pressão constante ( $c_p$ ) são dadas pelo software de modelagem do motor, GSP;
- O combustível considerado é querosene (JET A1) e sua formula é  $C_{12}H_{23}$ ;
- Desconsidera-se a exergia física do combustível;
- Todos os componentes do motor são considerados adiabáticos;
- Desconsidera-se nas análises os trocadores de calor (ar-combustível, combustível-óleo).

#### 3.1. Modelo e balanço global do motor

Por análise global do motor entende-se a caracterização do seu desempenho ao longo da missão, seja pontual ou integral. Pretende-se determinar a exergia destruída, perdida, útil e conseqüentemente a eficiência exergética do propulsor em cada fase.

Estudando um corpo em movimento em altitudes e condições diferentes como um avião ou seu motor, definir um ponto de referência não é simples e imediato. Por este motivo, inicialmente, efetua-se a análise global do propulsor usando dois referenciais diferentes concluindo que parece razoável relacionar todas as fases ao mesmo ponto, para que seja possível uma comparação baseada numa referência comum. Decide-se de considerar o sistema de referência físico e o estado termodinâmico de referência no solo.

Esquematiza-se o balanço como mostrado na fig. (3) e escreve-se:

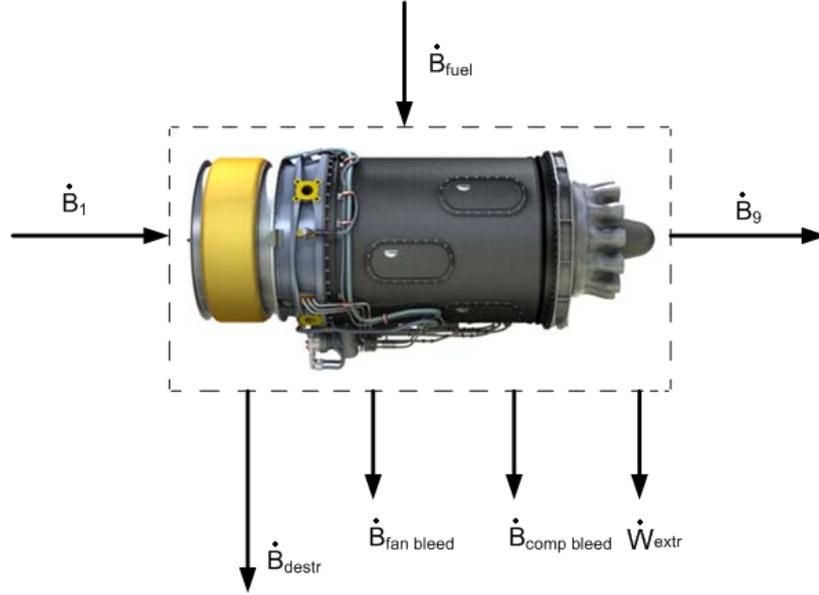


Figura 3. Esquema dos fluxos exergéticos do balanço global do motor

$$\dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} = \dot{B}_9 + \dot{W}_{extr} + \dot{B}_{comp bleed} + \dot{B}_{fan bleed} + \dot{B}_{destr} \quad (1)$$

Os vários termos são calculados da forma seguinte:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{B}_1 = \dot{B}_{fis_1} + \dot{B}_{quim_1} + \dot{B}_{cin_1} + \underbrace{\dot{B}_{pot_1}}_{=0} \\ \dot{B}_{fuel} = \phi H_f \dot{m}_{fuel} \\ \dot{B}_9 = \dot{B}_{fis_9} + \dot{B}_{quim_9} + \dot{B}_{cin_9} + \underbrace{\dot{B}_{pot_9}}_{=0} \\ \dot{W}_{extr} = \dot{W}_{hp} + \dot{W}_{el} \\ \dot{B}_{compr bleed} = \dot{B}_{fis_{compr bleed}} + \dot{B}_{quim_{compr bleed}} + \dot{B}_{cin_{compr bleed}} + \underbrace{\dot{B}_{pot_{compr bleed}}}_{=0} \\ \dot{B}_{fan bleed} = \dot{B}_{fis_{fan bleed}} + \dot{B}_{quim_{fan bleed}} + \dot{B}_{cin_{fan bleed}} + \underbrace{\dot{B}_{pot_{fan bleed}}}_{=0} \\ \dot{B}_{destr} = \dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} - \dot{B}_9 - \dot{W}_{extr} - \dot{B}_{compr bleed} - \dot{B}_{fan bleed} \end{array} \right. \quad (2)$$

onde:

$\dot{B}$ : fluxo exergético (W)

$\phi$ : coeficiente exergético (KOTAS, 1995)

$H_f$ : poder calorífico inferior (J/kg)

$\dot{W}$ : potência (W)

Analisando a exergia da vazão de saída do motor, pode-se distinguir uma parte útil e uma parte perdida:

$$\dot{B}_9 = \dot{B}_{util} + \dot{B}_{perdida} = \dot{B}_T + \dot{B}_{perdida} \quad (3)$$

Calcula-se o termo exergético do empuxo como:

$$\dot{B}_T = T V_{TAS} \quad (4)$$

Onde:

$T$ : empuxo (N)

$V_{TAS}$ : velocidade efetiva de vôo (m/s)

### 3.2. Modelo e balanço Local do Motor

A análise local estuda os fluxos exergéticos em cada componente principal para determinar suas eficiências e seu desempenho em relação ao do motor. Esta análise, a mais comumente direcionada em estudos exergéticos de propulsores, é muito importante porque permite identificar os componentes críticos sobre quais uma otimização seria mais proveitosa.

De um ponto de vista funcional, o estado e o sistema de referência são colocados no próprio motor, assim como mostrado na primeira análise global, e a exergia dos fluxos é calculada usando suas grandezas totais. Neste modelo, o fluxo de saída de um equipamento representa a entrada do seguinte.

### 3.3. Resultados da análise exergética

#### 3.3.1. Balanço global

A Figura (4) mostra a repartição exergética encontrada em todas as fases pontuais de vôo. Nota-se que, a soma do termo de exergia relativa do empuxo e das extrações (que inclui as extrações de potência e de ar do fan e do compressor), representa a eficiência exergética calculada da seguinte maneira:

$$\eta_b = \frac{\sum_i \dot{B}_i}{\sum_j \dot{B}_j} \quad (5)$$

Onde

$i$  representa os fluxos úteis de saída;

$j$  representa os fluxos de entrada.

Estas eficiências são resumidas na Tab. (1).

Tabela 1. Eficiência exergética em cada fase de vôo

Nº Fase	Descrição fase	Eficiência exergética (%)
1-OFF	<i>Take-off</i>	10,06
2-OFF	<i>Climb</i>	20,71
3-OFF	<i>Climb</i>	24,07
4-OFF	<i>Cruise</i>	26,46
5-OFF	<i>Descent</i>	20,37
6-OFF	<i>Descent</i>	13,94
7-OFF	<i>Holding</i>	16,34
8-OFF	<i>Landing</i>	5,87
1-ON	<i>Take-off</i>	10,55
2-ON	<i>Climb</i>	21,01
3-ON	<i>Descent</i>	14,86
4-ON	<i>Holding</i>	17,44
5-ON	<i>Landing</i>	8,14

Utiliza-se os termos ingleses, usados no padrão internacional aeronáutico

Conclui-se que:

- A fase de projeto e de maior duração no vôo é o cruzeiro. Nesta fase encontra-se a maior eficiência exergética, 26 (%), o que mostra, como esperado, que o ponto de projeto do motor é o mais eficiente (e também que o desempenho dos motores aeronáuticos é baixo);

- A eficiência exergética, menor do 10 (%) na fase de decolagem, cresce ao longo da missão até chegar ao valor máximo no cruzeiro. Depois diminui novamente até o pouso, onde assume o valor mínimo, 6 (%);

- A exergia perdida na saída é uma função da velocidade do avião e do empuxo. Este resultado introduz uma interessante e útil consideração: uma maior eficiência não é obtida primariamente através de uma maior eficiência do funcionamento do propulsor em si (nota-se que a exergia destruída pelo motor não varia proporcionalmente entre a decolagem e o cruzeiro), mas através uma constante diminuição da exergia perdida na saída devida às condições de vôo;

- Na análise das fases com o sistema anti-gelo em operação, nota-se que a exergia útil das extrações é

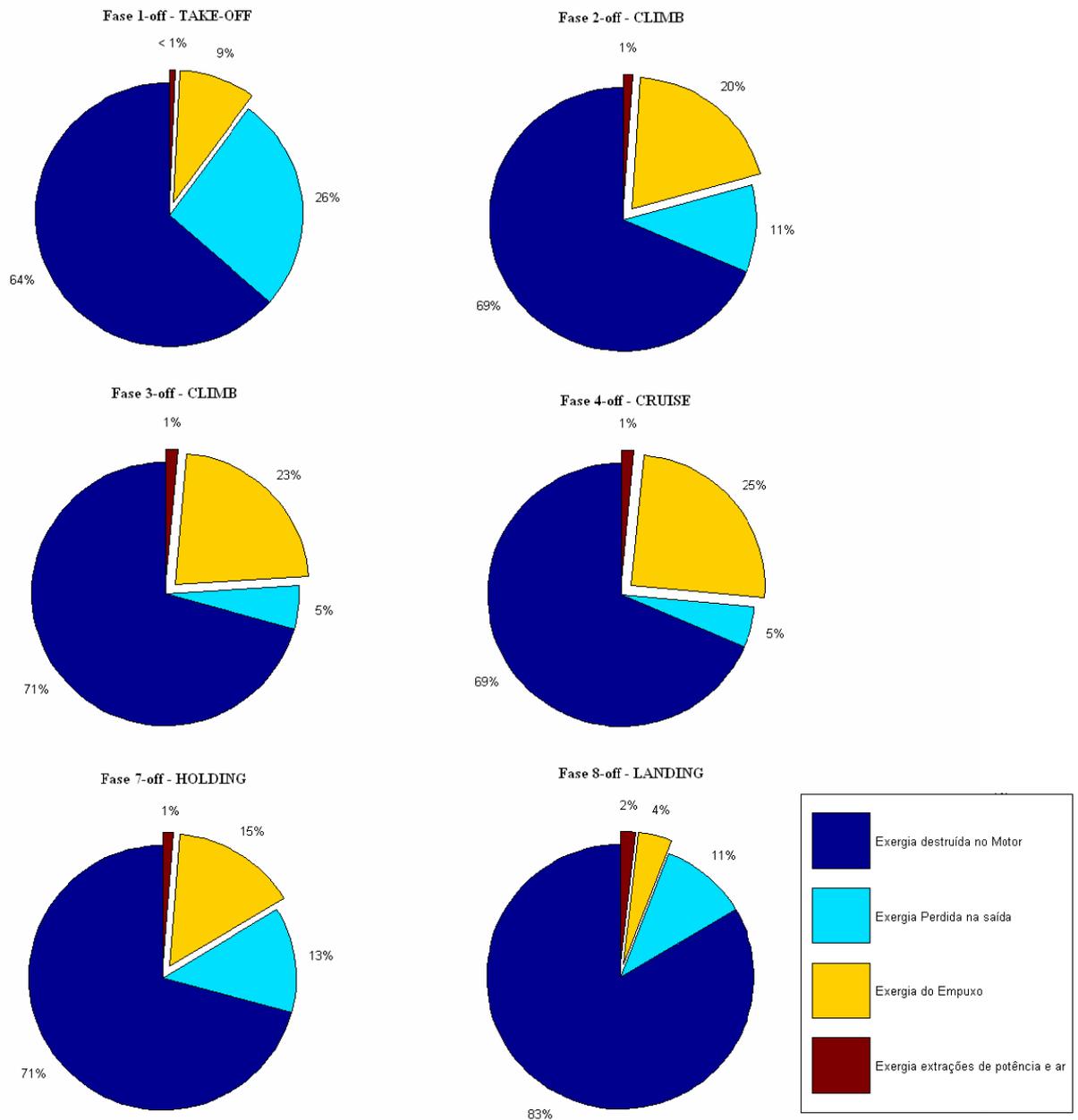


Figura 4. Repartições Exergéticas nas fases de vôo com “anti-ice OFF”

justamente maior, chegando até a ter o mesmo valor da exergia do empuxo.

É conduzida também uma análise integral da missão que considera as durações das fases. Este estudo permite relacionar, em todos os momentos do vôo, a exergia destruída pontualmente (proporcional ao empuxo e a vazão de combustível) à duração da fase, permitindo avaliar quais são os momentos críticos do vôo. O resultado é mostrado na Fig. (5), que define claramente que o cruzeiro, por ser a fase mais demorada do vôo, é a condição em que é destruída a maior quantidade de exergia.

### 3.3.2. Balanço local

Para cada fase de vôo, determinou-se a distribuição de irreversibilidades nos componentes internos do motor e a exergia perdida na saída. Na Fig. (6) é apresentado o resultado relativo ao total de exergia destruída e perdida de todas as fases de vôo. Através dos gráficos mostrados nota-se, como esperado, que os equipamentos que destroem a maior quantidade de exergia são aqueles onde ocorrem os processos mais irreversíveis, o combustor e o mixer. Dependendo da fase, eles são responsáveis entre 50 (%) e 66 (%) da destruição e perda total exergética. Além destes componentes, a perda exergética que ocorre na saída do motor é muito grande e é formada pela perda de exergia cinética, física e química. É importante evidenciar que a soma destes termos e aqueles relativos ao combustor e ao mixer, representa até 86 (%) do total de exergia destruída e perdida. O que se pretende mostrar através destes gráficos, é que a ordem de distribuição das irreversibilidades não varia ao longo da missão.

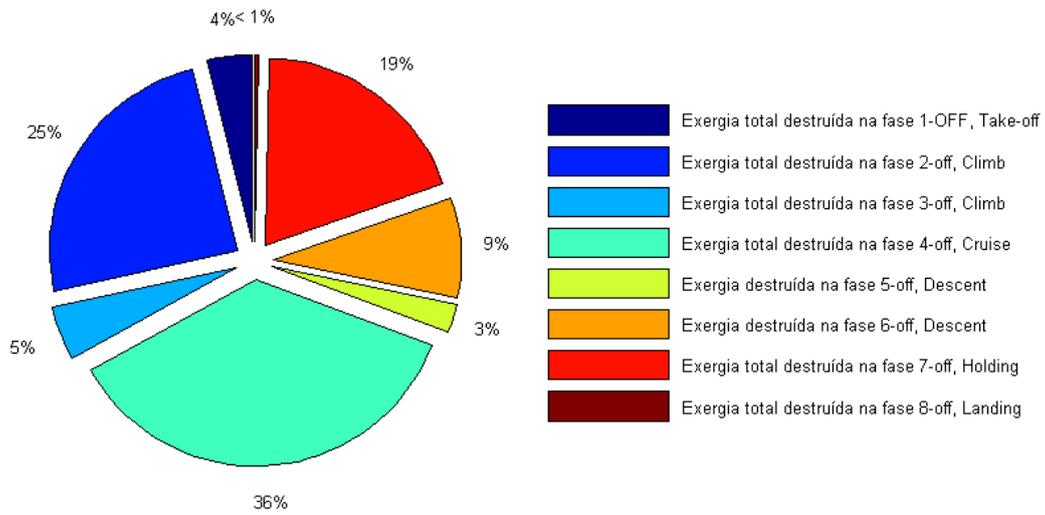


Figura 5. Exergia total destruída nas várias fases de voo

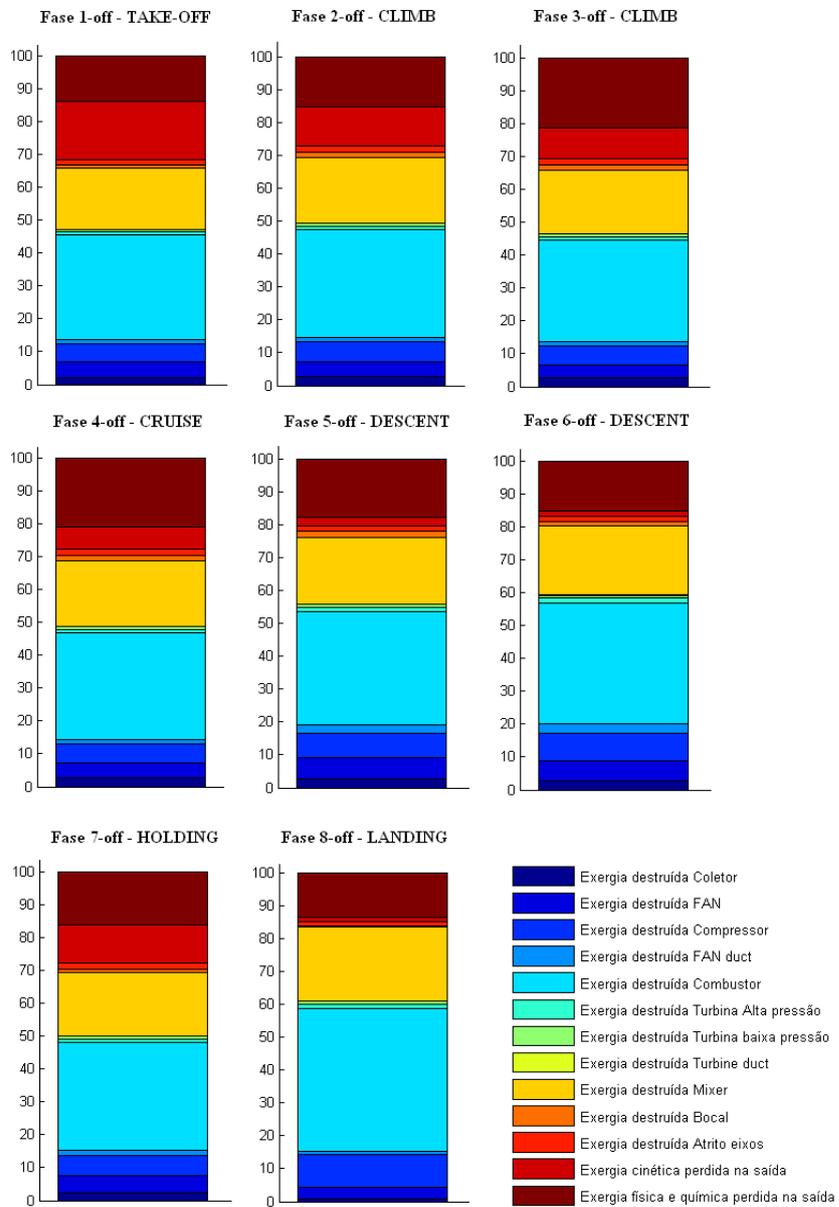


Figura 6. Exergias relativas destruídas e perdidas nas várias fases de voo com anti-ice off

Podem-se resumir e apresentar as seguintes conclusões:

- A exergia destruída pelo motor varia geralmente entre 70 e 80 (%) do total de exergia não útil ao propulsor, sendo ela inversamente proporcional ao valor do empuxo gerado. Nas fases com grande e médio empuxo o valor fica em torno de 70 (%), nas com empuxo pequeno pode alcançar até 85 (%);
- Os componentes do motor que destroem mais exergia são o combustor e o mixer em todas as fases de vôo;
- A avaliação de estudos de otimização sobre determinados equipamentos do motor precisa levar em consideração aspectos econômicos e tecnológicos. Com esta consideração pode-se concluir que não necessariamente os componentes mais irreversíveis são o foco de proveitosas análises futuras. Em particular, considerando as configurações “more electric”, parece importante verificar as variações do desempenho exergético dos equipamentos diretamente influenciados pelas extrações de ar e potência: o fan, o compressor e as turbinas.
- Os componentes das fases de compressão destroem mais exergia em relação aos das fases de expansão. Demonstram-se os conhecimentos sobre as irreversibilidades das máquinas de fluxo através do conceito de potencial de trabalho;
- A exergia cinética perdida na saída é diretamente proporcional ao empuxo (ou a velocidade relativa dos gases de saída). Quanto maior é a exergia cinética perdida, maior é o empuxo (ou maior é a velocidade relativa dos gases de saída).

Na Fig. (7) é mostrado o diagrama de Grassman que esquematiza, através de barras de largura proporcional aos respectivos fluxos exergético, as entradas, as saídas e as irreversibilidades ao longo das transformações no propulsor.

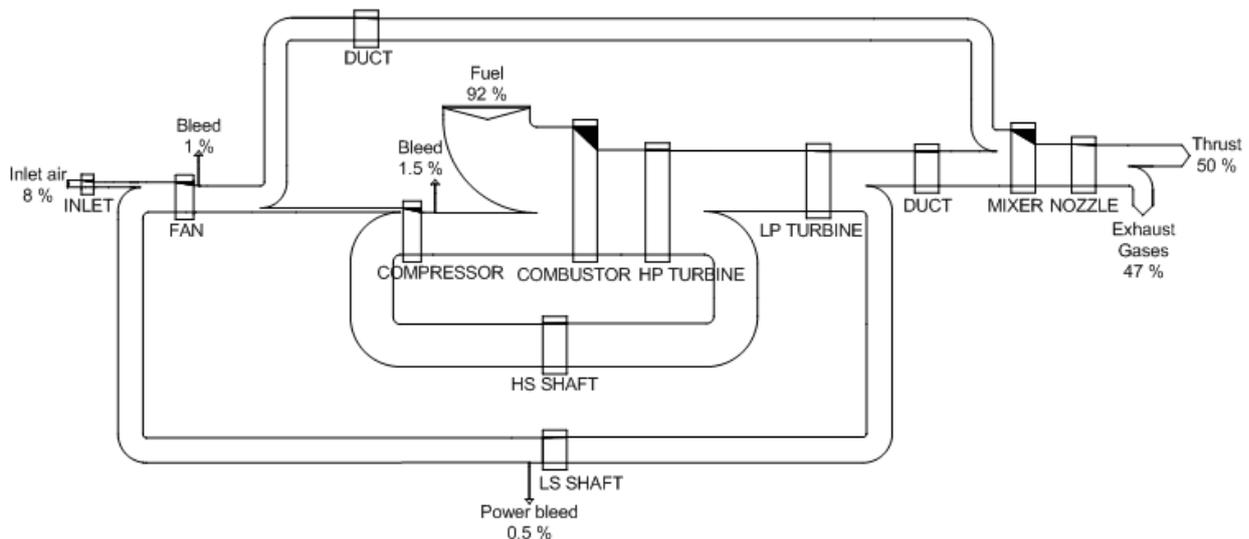


Figura 7. Diagrama de Grassman da fase de cruzeiro

#### 4. Análise termoeconômica

Usando os resultados obtidos no capítulo precedente, desenvolvem-se avaliações dos custos dos vários fluxos exergéticos do propulsor. Um importante aspecto da termoeconomia é que se pode relacionar a exergia aos custos de cada produto de um sistema térmico. A obtenção desta análise é subordinada à atribuição, para cada produto, do custo total necessário para produzi-lo;

Do ponto de vista da análise e otimização de sistemas de conversão de energia, a análise termoeconômica agrega, basicamente, dois conjuntos de equações aos balanços de massa, energia e exergia: os balanços de custo para cada equipamento/processo e os critérios de partição de custos para os equipamentos/processos em que há mais de um produto. Sendo conduzida estudando um sistema já construído e definido, pretende analisar as características e as ineficiências de funcionamento do propulsor em relação à eficiência exergética, levando em consideração os custos dos recursos utilizados e dos equipamentos.

São efetuadas duas análises distintas:

- Uma global do motor, considerando na entrada somente o fluxo de ar e combustível e na saída o empuxo, as extrações e o gás de descarga (esta análise é conduzida com o referencial no solo e no motor).
- Uma local, considerando separadamente todos os componentes do motor e seus fluxos de entrada e saída (conduzida somente com o referencial no motor).

Considerando o sistema de referência no motor, pode-se escrever o seguinte balanço global estacionário do motor:

$$\dot{C}_9 + \dot{C}_{fan\ bleed} + \dot{C}_{comp\ bleed} + \dot{C}_p + \dot{C}_{el} + \dot{C}_T = \dot{C}_{air,1} + \dot{C}_{fuel} + \dot{Z}_M \quad (6)$$

onde:

$$\dot{C}_9 = c_9 \dot{B}_9 \quad (7)$$

$$\dot{C}_{fan\ bleed} = c_{fan\ bleed} \dot{B}_{fan\ bleed} \quad (8)$$

$$\dot{C}_{comp\ bleed} = c_{comp\ bleed} \dot{B}_{comp\ bleed} \quad (9)$$

$$\dot{C}_{hp} = c_{hp} \dot{W}_{hp} \quad (10)$$

$$\dot{C}_{el} = c_{el} \dot{W}_{el} \quad (11)$$

$$\dot{C}_{air,1} = c_{air,1} \dot{W}_{air,1} \quad (12)$$

$$\dot{C}_{fuel} = c_{fuel} \dot{B}_{fuel} \quad (13)$$

$$\dot{Z}_M = a(Z^{CI} + Z^{OM}) \quad (14)$$

$$\dot{C}_T = c_T \dot{B}_T = c_T TV_{TAS} \quad (15)$$

Analisando detalhadamente todos os termos das expressões acima:

- Os fluxos exergéticos  $\dot{B}_9$ ,  $\dot{B}_{fan\ bleed}$ ,  $\dot{B}_{comp\ bleed}$ ,  $\dot{B}_{air,1}$ ,  $\dot{B}_T$  e  $\dot{B}_{fuel}$  são conhecidos através da análise exergética mostrada precedentemente;
- As potências extraídas ( $\dot{W}_{hp}$  e  $\dot{W}_{el}$ ) são conhecidas porque são dados do motor;
- Os termos de empuxo (T) e de velocidade da aeronave ( $V_{TAS}$ ) necessários para o cálculo do fluxo exergético útil (parte do fluxo de saída)  $\dot{B}_T$  são conhecidos porque são dados do motor;
- O valor do custo médio do combustível por unidade de exergia ( $c_{fuel}$ ) precisa ser determinado através de uma análise econômica mostrada em seguida;
- O termo  $\dot{Z}_M$  representa a soma do custo do capital, dos custos de operação e de manutenção do propulsor. Assim como para o custo do combustível, este termo é definido através de uma específica análise econômica mostrada em seguida;
- O custo específico do ar de entrada ( $c_{air,1}$ ) e dos gases de saída é considerado nulo porque não possui um valor econômico;
- Os custos específicos dos fluxos de ar extraídos ( $c_{fan,bleed}$ ,  $c_{comp\ bleed}$ ), os custos específicos das extrações de potência ( $c_{hp}$ ,  $c_{el}$ ) e o custo específico do empuxo ( $c_T$ ) são os objetivos das análises. Para determinar tais incógnitas, tendo uma única relação de balanço de custos, é necessário constituir posteriores quatro equações independentes. Estas relações são encontradas utilizando um critério de repartição de custos.

#### 4.1. Cálculo do custo termoeconômico unitário do combustível e do sistema

Para ter uma estimativa do custo médio do combustível por unidade de exergia ( $c_{fuel}$ ), é necessário fazer várias considerações. Este custo representa uma despesa ao longo do tempo sujeita a um aumento periódico que precisa ser considerado, tanto como a taxa de inflação.

Para obter o valor do combustível calcula-se uma série de fatores que permitem de usar um único custo para todo o período de funcionamento que leva em consideração os aspectos citados:

$$c_{fuel} = c_{f0} \frac{k_f(k_f^n - 1)}{k_f - 1} CRF \quad (16)$$

$$k_f = \frac{1+r_{mf}}{1+i_e} \quad (17)$$

$$CRF = \frac{i_e(1+i_e)^n}{(1+i_e)^n - 1} \quad (18)$$

onde:

$r_{mf}$  : fator de acréscimo nominal ou aparente do custo de combustível;

$r_r$  : fator de acréscimo real dos custos do combustível;

$r_i$  : taxa de inflação;  
 $CRF$  : fator de retorno do capital;  
 $n$  : vida econômica do motor;  
 $c_{f0}$  : custo termoeconômico unitário do combustível no início do período de funcionamento;  
 $i_e$  : taxa efetiva de retorno.

O combustível usado no motor é o querosene aeronáutico JET A-1. Os dados usados nestes cálculos são resumidos na Tab. (2). O custo termoeconômico unitário do combustível no início do período de funcionamento compreende o valor do transporte, avaliado em 50 (US\$/Tm) (LEO e PÉREZ-GRANDE,2004).

Tabela 1. Parâmetros utilizados no estudo termodinâmico do motor AE-3007

Poder calorífico inferior do querosene aeronáutico Jet A-1, $H_f$ (MJ/kg)	42,8
Custo médio unitário (anos 2006-2007) do querosene aeronáutico Jet A-1 (incluso o custo de transporte) (US\$/Tm)	374,79
Custo termoeconômico unitário do combustível no início do período de funcionamento (\$/GJ)	9,022
Fator de acréscimo nominal ou aparente dos custos (excluído o combustível) (2007-2032), $r_m$	0,05
Fator de acréscimo nominal do custo do querosene aeronáutico Jet A-1 (2007-2032)	0,06
Vida econômica do motor AE-3007 (anos)	25
Fator de utilização anual $f_u$	0,285
Taxa efetiva de retorno $i_e$	0,04
Custo do capital investido para o propulsor AE-3007 (US\$)	2.000.000

Para o cálculo dos custos do sistema se utilizam relações e conceitos econômicos análogos. O termo  $\dot{Z}_M$  é obtido calculando inicialmente o capital investido, os custos de operação e de manutenção totais e levando em consideração a inflação.

$$\dot{Z}_M = \alpha Z = \alpha(Z^{CI} + Z^{OM}) \quad (19)$$

onde:

$$\alpha = \frac{CRF}{\Delta t} (s^{-1}) \quad (20)$$

O termo  $\Delta t = 31,536 \cdot 10^6 f_u$  representa o tempo de funcionamento do sistema por ano (em (s)) e  $f_u$  é definido como o fator de utilizo anual do motor e é mostrado na Tab. (2).

Na literatura podem se encontrar diferentes modelos que permitem estimar os custos de operação e manutenção  $Z^{OM}$ . Neste caso, como feito em muitas análises (LEO e PÉREZ-GRANDE, 2004), este custo é definido em termos percentuais do capital investido. O valor do capital  $Z^{CI}$  se obtém usando o método DAPCA IV (RAYMER,1992). Seguindo este método pode-se calcular o preço do motor através a seguinte expressão:

$$Z^{CI} = 1548 (0,043 T_{max} + 243,25 M_{max} + 0,969 T_{turbine inlet} - 2228) \quad (21)$$

onde:

$T_{max}$  = Empuxo máximo do motor (lb)

$M_{max}$  = Índice de Mach máximo do motor

$T_{turbine inlet}$  = Temperatura de entrada na turbina (°R)

Para um turbofan, segundo as indicações do método, o valor obtido através desta expressão precisa ser acrescentado de 10 (%). O preço assim calculado em dólares americanos é referido ao ano 1986, portanto precisa ser atualizado. Obtém-se desta forma um custo em cerca de  $Z^{CI} = 2.000.000$  (US\$).

## 4.2. Critérios de partição de custos

Em um processo multi-produtos, o numero de equações que se obtém para o balanço dos custos é sempre inferior ao numero de incógnitas (representadas pelos custos específicos de cada produto). Portanto é necessário utilizar critérios de partição de custos que fornecem relações adicionais para igualar o número de equações ao número de incógnitas.

Por esta análise foi utilizado o método da igualdade, mostrado em literatura em vários textos (KOTAS, 1995; OLIVEIRA, 2006). Neste método considera-se que o sistema precisa satisfazer todas as demandas exérgéticas, portanto todos os produtos possuem o mesmo custo exérgético específico:

$$c_T = c_{comp\ bleed} = c_{fan\ bleed} = c_{el} = c_{hp} \quad (22)$$

e calcula-se o custo específico da seguinte forma:

$$c_T = c_{fan\ bleed} = c_{comp\ bleed} = c_{el} = c_{hp} = \frac{\dot{Z}_M + c_{fuel}\dot{B}_{fuel}}{\dot{B}_{fan\ bleed} + \dot{B}_{comp\ bleed} + \dot{W}_{hp} + \dot{W}_{el} + TV} \quad (23)$$

### 4.3. Avaliação exergoeconômica de cada equipamento do sistema

A análise termoeconômica local, além de atribuir custos aos produtos do sistema, permite também de determinar o custo de todos os fluxos exergéticos que fazem parte da cadeia de transformação energética que acontece dentro o sistema. A modelagem do sistema foi feita no máximo nível possível com os dados obtidos pela análise exergética local. Usar mais estações de subdivisão e calcular mais componentes sem aumentar a quantidade de dados seria possível só assumindo hipóteses e diminuindo assim a validade dos resultados.

Informações econômicas são fundamentais para este estudo, mas muito complicadas de se encontrar. Para esta análise os custos dos componentes são definidos em base percentual do custo total do propulsor.

A Tab. (3) mostra os custos de todos os fluxos exergéticos. Evidencia-se que todos os valores dos fluxos internos e das extrações de ar são em (US\$/t) e que os custos das potências extraídas e do empuxo são em (US\$/MWh).

Tabela 3. Resultados da análise termoeconômica

Fluxo	Custo
1.3 (US\$/t)	1,92
2 (US\$/t)	0,0591
2.5 (US\$/t)	1,70
3 (US\$/t)	19,22
4 (US\$/t)	36,73
4.5 (US\$/t)	22,13
5 (US\$/t)	13,19
7 (US\$/t)	22,80
Extrações do compressor (US\$/t)	11,06
Extrações do fan (US\$/t)	1,96
Potência mecânica extraída (US\$/MWh)	130,60
Empuxo (US\$/MWh)	380,90

O custo de operação anual do motor é igual à soma do fluxo de custo de aquisição, de operação e manutenção e do fluxo de combustível dividido pelo fator de utilização anual (em (s/ano)):

$$\dot{C}_{total} = (\sum_{equipamentos} (\dot{Z}_i) + c_{fuel}\dot{B}_{fuel})f_u = 1.694.000 [US\$/ano] \quad (24)$$

Para verificar o cálculo anterior, o mesmo valor precisa ser calculado através dos custos dos produtos do motor (que dividem entre se o custo total da instalação):

$$\dot{C}_{total} = (\dot{C}_T + \dot{C}_{bleed} + \dot{C}_{fan} + \dot{C}_{el} + \dot{C}_{hp})f_u = 1.694.262 [US\$/ano] \quad (25)$$

A diferença nos valores é resultado das aproximações feitas nos cálculos.

A análise termoeconômica atribuiu custos a todos os fluxos do sistema energético baseando-se em conceitos termodinâmicos e identificou os custos dos produtos do propulsor, o empuxo, a potência e as extrações de ar.

## 5. Conclusões

O procedimento mostrado, de avaliação exergética e termoeconômica de um propulsor aeronáutico ao longo de uma inteira missão de vôo, é uma ótima metodologia de verificação e comparação que pode ser usada para futuras evoluções da configuração de instalações de bordo que usam fluxos exergoeconômicos gerados pelo motor, porque definiu seus custos e as irreversibilidades do sistema.

Os resultados encontrados considerando globalmente o motor foram úteis para avaliar o valor econômico do empuxo (encontra-se uma diferença percentual de 3,5 (%) em relação à análise local), mas não caracterizaram da forma correta os custos das extrações de potência e de ar. Para obter custos válidos das extrações, necessários para ulteriores estudos, é preciso usar um modelo mais detalhado do motor. Utilizando a análise local, que modela com resolução os componentes do propulsor, foi possível determinar os vários fluxos econômicos com uma válida precisão.

## 6. Referências

- Ensign, T. R., “Performance and Weight Impact of Electric Environmental Control System and More Electric Engine on Citation CJ2”, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8 - 11 January 2007, Reno, Nevada
- Flack, R. D., “Fundamentals of Jet Propulsion with Applications”, Cambridge Aerospace Series, 2005
- Gandolfi, R., Pellegrini, L. F., Silva, G. A. L. e Oliveira, Jr. S., “Aircraft air management systems trade-off study using exergy analysis as a design comparison tool”, 19th International Congress of Mechanical Engineering, November 5-9, 2007, Brasília, DF
- GSP Development Team, “GSP 10 User Manual”, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, the Netherlands, August 2004
- Klein, SA e Alvarado FL, “EES – Engineering Equation Solver for Microsoft Windows Operating Systems”, F-Chart Software, 2007
- Kotas, T. J. , “The Exergy Method of Thermal Plant Analysis” , Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1995
- Leo, T. J. e Pérez-Grande , I., “A thermoeconomic analysis of a commercial aircraft environmental control system”, Applied Thermal Engineering 25 (2005) 309325, 20 August 2004
- MathWorks, Inc., “MATLAB, The Language of Technical Computing”, 1994-2007
- Moran, M. J. e Shapiro, H. N., “Fundamentals of Engineering Thermodynamics” , John Wiley & Sons, Inc., 2004
- Oliveira, Jr. S., “Fundamentos da análise exergética e termoeconômica de processos de conversão de energia”, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Departamento de engenharia mecânica – 2006
- Pellegrini, L. F., Gandolfi R., Silva, G. A. L. e Oliveira Jr. S., “Exergy Analysis as a tool for decision making system Design”, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8 – 11 January 2007, Reno, Nevada
- Raymer, D. P., “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992

## 7. Direitos autorais

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

## EXERGETIC AND TERMOECONOMIC ANALYSES OF THE ROLLS ROYCE AE-3007 TURBOFAN ENGINE DURING A TYPICAL COMMERCIAL FLIGHT

**Cesare Tona**

cesare.tona@yahoo.it

**Paolo Raviolo**

paolo.raviolo@gmail.com

**Abstract.** The objective of this work is to characterize the global performances of a typical turbofan engine and its components. This analysis uses the thermodynamics parameter exergy, based on energy and entropy balances, to quantify system work potential and irreversibilities. Considering the exergy as the only rational way to allocate product costs (thrust and bleed power), thermoeconomy allows to assign costs associated with their thermodynamics parameters. The study calculates exergetic efficiency over the complete flight cycle, shows critical components and flight phase in terms of work potential destruction, and estimates internal and exhaust flows costs. By using the presented analysis is possible to evaluate, compare and optimize non-conventional aircraft system configurations that uses engine generated exergoeconomics flows.

**Keywords.** Exergy, thermoeconomy, aircraft, turbofan