

## **ANÁLISE PARAMÉTRICA DE MÁQUINAS DE REFRIGERAÇÃO DE CICLO A AR PARA APLICAÇÃO AERONÁUTICA**

**Cristian Escobar Santiago, cesatia@gmail.com<sup>1</sup>**  
**Andrade, Cláudia Regina de, claudia@ita.br<sup>2</sup>**  
**Zaparoli, Edson Luiz, zaparoli@ita.br<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> EMBRAER, Avenida Brigadeiro Faria Lima, 2170, CEP 12227-901, São José dos Campos - São Paulo, Brasil,

<sup>2</sup> ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil,

**Resumo:** *No desenvolvimento de uma nova aeronave, o fabricante busca atingir desempenhos melhores, para que a mesma seja mais competitiva, tendo bons resultados operacionais. Devido a influência do ar condicionado no desempenho da aeronave, o fabricante buscará melhorar o rendimento de ciclo de ar condicionado, através da melhoria de alguns processos do ciclo. Com o objetivo de medir a influência dos rendimentos de cada processo no resultado final do ciclo, desenvolveu-se uma ferramenta/modelo para facilitar o cálculo dos ciclos simples, bootstrap e misto, tornando fácil e rápida a variação dos dados de entrada e a obtenção dos resultados finais. Através desta ferramenta foram analisados os efeitos das variações dos parâmetros de voo e de cabine, variação da porção de potência destinada ao compressor secundário, variação dos rendimentos de cada processo no desempenho final do ciclo e, além disso, foi analisado como o desempenho do ciclo se comporta numa missão típica de uma aeronave comercial. Os resultados mostram que o ciclo bootstrap é o que apresenta os melhores coeficientes de desempenho, que o rendimento do compressor do motor, apesar do mesmo não fazer parte da máquina de ar condicionado, é o que tem a maior influência no resultado do ciclo, e que o coeficiente de desempenho apresenta grande variação com a altitude, devido a queda da temperatura ambiente, apresentando resultado divergente do coeficiente de desempenho quando levado em consideração a potência de pressurização, devido à grande queda de pressão.*

**Palavras-chave:** *Ar condicionado; Ambientais; Rendimento; Missão; Desempenho*

### **1. INTRODUÇÃO**

A utilização de um sistema com ciclo a ar na cabine de aeronaves operando em conjunto com uma motorização turbo propulsora oferece a capacidade de prover aquecimento, refrigeração, pressurização controle de umidade e temperatura sem a necessidade de outra fonte de energia para esses fins.

Sistemas de controle ambiental com ciclo a ar tem sido a escolha para aeronaves comerciais e militares por muitos anos devido ao baixo peso e manutenção. Os componentes de uma máquina de ciclo a ar são ideais para o funcionamento com os sistemas de turbo propulsão. Ar pode ser fornecido diretamente nas vazões desejadas para aquecimento ou resfriamento da aeronave, assim como a vazão necessária para pressurização, com controle de umidade e temperatura. Os componentes são compactos e de baixo peso e não requerem meios de refrigeração diferentes do próprio ar. Diferente de outros refrigerantes como o freon, o ar não é afetado pelas temperaturas extremas e o vazamento não é crítico. Sendo assim a maioria dos novos projetos com turbo propulsão utilizam equipamento de ciclo a ar.

A competição entre as companhias aéreas na busca de um custo operacional mais baixo, faz com que os fabricantes também busquem construir aeronaves com eficiências cada vez maiores, com o objetivo de atingir um menor custo operacional para que seus produtos sejam competitivos. Além disso, o aumento do custo dos combustíveis devido à alta do petróleo e o aumento da preocupação com questões ambientais aumentaram o foco na busca de equipamentos mais eficientes.

### **2. CICLOS A AR**

Atualmente existem diversas variações de ciclos de ar condicionado aeronáutico, serão abordados aqui os três tipos mais comuns e simples que são: o ciclo simples, o bootstrap e o misto.



ventilador, a pressão na saída do compressor secundário será menor e a temperatura após a turbina será maior, diminuindo a eficiência deste ciclo em relação ao bootstrap.

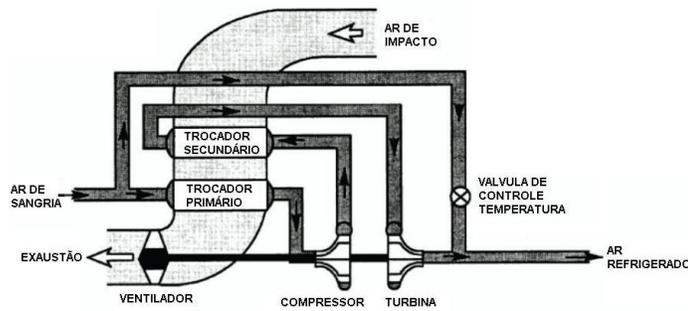


Figura 3. Ciclo Misto de Zaparoli et al (2006)

### 3. DESENVOLVIMENTO

Para o desenvolvimento deste trabalho utilizou-se o recurso Excel Link do Matlab em conjunto com Macros no Excel. Os dados de entrada preenchidos numa planilha Excel, ao pressionar o botão “calcular” o Excel envia os dados para o Matlab que realiza os cálculos de todo o ciclo termodinâmico, calculando temperatura e pressão de cada ponto, bem como a potência realizada e consumida em cada processo e o calor rejeitado, calculando por último os coeficientes de desempenho do ciclo como um todo.

Após realizados os cálculos a macro em Excel traz os resultados de temperatura, pressão, potências, calor rejeitado e coeficientes de desempenho do Matlab para o Excel, sendo possível gerar qualquer tipo de gráfico ou tabela.

Para a realização do cálculo de todo o ciclo termodinâmico são fornecidas algumas condições do voo e do ambiente externo: altitude de vôo, delta ISA (desvio da temperatura externa da atmosfera padrão), número de Mach.

Alguns dados da cabine também são necessários para o cálculo do ciclo, como: altitude da cabine e o fluxo de ar necessário para pressurização, refrigeração e renovação do ar.

Outros dados de entrada necessários para o cálculo do ciclo são a temperatura e a pressão do ar sangrado do motor e a pressão do ar após o trocador de calor primário. Os valores de pressão e temperatura do ar entregue ao sistema de sangria são características do próprio motor, bem como do regime em que se encontra, cabendo ao sistema de sangria regular a pressão e temperatura do ar entregue ao sistema de controle ambiental, de acordo com os valores típicos observados adotou-se aqui 250.000 Pa como pressão de extração (P3), 200°C (473,15K) como sendo a temperatura após o precooler e 200.000 Pa como pressão após o trocador de calor primário (P4).

Caso	Ponto	Altitude	Delta ISA	Mach	Altitude da Cabine	Temperatura de Cabine	Fluxo de Ar	Temperatura de Saída da Sangria	Pressão de Saída da Sangria	Pressão após Trocador de Calor Primário	Rendimento da Turbina	Rendimento da Compressão do Ar de Impacto	Rendimento do Compressor Primário	Rendimento do Compressor Secundário	Efetividade do Trocador de Calor Primário	Efetividade do Trocador de Calor Secundário	Ciclo: =0 Simples >0 e <1 Misto = 1 Bootstrap
BootStrap	1	0	0	0,20	-81	297,15	1,00	473,15	250.000	200.000	0,77	0,84	0,82	0,82	0,80	0,80	1,00
BootStrap	2	0	0	0,37	-81	297,15	1,00	473,15	250.000	200.000	0,77	0,84	0,82	0,82	0,80	0,80	1,00
BootStrap	3	500	0	0,37	-169	297,15	1,00	473,15	250.000	200.000	0,77	0,84	0,82	0,82	0,80	0,80	1,00

Figura 4 - Entrada de dados via Excel

#### 3.1. Formulação matemática

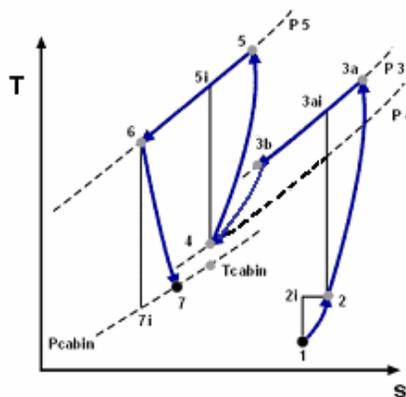


Figura 5 - Gráfico representativo de temperatura por entropia para ciclos bootstrap ou misto de Conceição et al (2007)

Os processos envolvidos no funcionamento da máquina de ar condicionado são de compressão, expansão e rejeição de calor em trocadores de calor, conforme pode ser visto no gráfico de temperatura por entropia da Fig. (5) referente aos ciclos bootstrap e misto, para o ciclo simples como não temos o compressor secundário e o trocador de calor secundário, onde não estariam presentes os processos do ponto 4 ao 5 e do ponto 5 ao 6 e a expansão na turbina (6 a 7) se dá no ponto 4.

Para os cálculos de pressão e temperatura das compressões e expansões utilizou-se a Eq. (1) de processo isentrópico e através dos rendimentos definidos utilizou-se a Eq. (2) para se encontrar os valores reais e para o calculo do trabalho realizado e/ou consumido nos processos utilizou-se a Eq. (3), conforme Sonntag et al (1998):

$$\frac{P_{2i}}{P_2} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{P_2 - P_1}{P_{2i} - P_1} \quad (2)$$

$$W = \dot{m}.c_p.(T_2 - T_1) \quad (3)$$

Para os cálculos do processo de troca de calor nos trocadores de calor será utilizada a Eq (4) da efetividade, e com os valores de temperatura calcula-se o calor rejeitado através da Eq. (5), conforme Incropera et al (2003):

$$\epsilon_{phx} = \frac{T_{3b} - T_4}{T_{3b} - T_2} \quad (4)$$

$$Q_{phx} = \dot{m}.c_p.(T_{3b} - T_4) \quad (5)$$

A pressão de saída da máquina de ar condicionado deve ser uma pressão pouco maior que a pressão de cabine, podendo para efeito de calculo ser considerada a mesma pressão da cabine, assim para o ciclo simples como a pressão fornecida pelo compressor do motor tem um valor definido, todas as informações necessárias para o calculo estão disponíveis, porém para os ciclos misto e bootstrap, parte ou todo o trabalho da turbina de expansão é utilizado pelo compressor secundário conforme Eq. (6), sendo necessário resolver a equação para encontrar o valor da pressão de entrada da turbina de expansão.

$$W_{sc} = \alpha.W_t \quad (6)$$

Com todo o ciclo calculado utiliza-se a temperatura do ar no final do ciclo para se determinar a quantidade de calor retirado da cabine conforme Eq. (7) e com a quantidade de calor sendo possível calcular os coeficientes de performance que leva em conta o trabalho de pressurização da cabine com a Eq. (8) e o coeficiente de performance que leva em consideração apenas o trabalho de refrigeração, descontando o trabalho de se elevar a pressão do ambiente externo para a pressão da cabine, conforme Eq. (9).

$$Q_c = \dot{m}.c_p.(T_{cabin} - T_7) \quad (7)$$

$$COP_p = \frac{Q_c}{W_r + W_{pc}} \quad (8)$$

$$COP = \frac{Q_c}{W_r + W_{pc} - W_p} \quad (9)$$

### 3.2. Entradas do Modelo

Os dados de entrada do modelo foram padronizados para viabilizar a comparação e os valores padrão são apresentados na primeira coluna das tabelas. A Tab. 1 apresenta a variação dos parâmetros para a análise da variação de altitude, desta ISA, numero de Mach, altitude de cabine, temperatura de cabine e por fim a variação do parâmetro alfa

que representa a quantidade de trabalho da turbina de expansão consumido pelo compressor primário, sendo que para alfa igual a zero temos o ciclo simples e para alfa igual a um temos o ciclo bootstrap e para valores intermediários temos o ciclo misto.

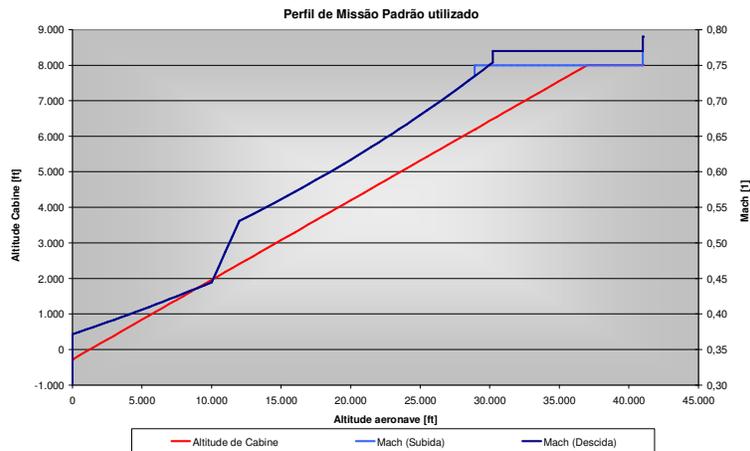
**Tabela 1. Dados de entrada para variações de dados do voo, ambiente externo e interno e alfa.**

Parâmetro	Unidade	Valor						
		Padrão	Altitude	Delta ISA	Mach	Altitude Cabine	Temperatura de Cabine	Alfa
Altitude	H [ft]	38.700	0 - 41.000					
Delta ISA	DISA [K]	0		- 20 - + 20				
Mach	M [1]	0.47			0.47 - 1.8			
Altitude de Cabine	Hcabin [ft]	8.000	0			0 - 8.000		
Temperatura de Cabine	Tcabin [K]	297.15					288,15 - 303,15	
Fluxo de Ar	dmdt [kg/s]	1.00						
Temperatura na Entrada do Trocador de Calor Primário	T3b [K]	473.15						
Pressão de Extração do Motor	P3 [Pa]	250.000						
Pressão após Trocador de Calor Primário	P4 [Pa]	200.000						
Rendimento da Turbina	rend_t [1]	0.77						
Rendimento do Ar de Impacto	rend_r [1]	0.84						
Rendimento do Compressor Primário	rend_pc [1]	0.82						
Rendimento do Compressor Secundário	rend_sc [1]	0.82						
Efetividade do Trocador de Calor Primário	eps_phx [1]	0.80						
Efetividade do Trocador de Calor Secundário	eps_shx [1]	0.80						
Energia cedida ao compressor secundário pela Turbina - $\alpha$	alfa [1]	1.0						0,0 - 1,0

A Tab. 2 apresenta a variação dos parâmetros para a análise da influência dos rendimentos dos processos e para a análise do comportamento numa missão típica, onde os valores de altitude da aeronave, Mach e Altitude de cabine devem seguir a variação definida no gráfico da Fig. 6 que define uma missão típica.

**Tabela 2. Dados de entrada para variações dos rendimentos e da missão padrão.**

Parâmetro	Unidade	Valor		
		Padrão	Rendimentos	Missão padrão
Altitude	H [ft]	38.700		Conforme gráfico
Delta ISA	DISA [K]	0		
Mach	M [1]	0.47		Conforme gráfico
Altitude de Cabine	Hcabin [ft]	8.000		Conforme gráfico
Temperatura de Cabine	Tcabin [K]	297.15		
Fluxo de Ar	dmdt [kg/s]	1.00		
Temperatura na Entrada do Trocador de Calor Primário	T3b [K]	473.15		
Pressão de Extração do Motor	P3 [Pa]	250.000		
Pressão após Trocador de Calor Primário	P4 [Pa]	200.000		
Rendimento da Turbina	rend_t [1]	0.77	0.2 - 1.0	
Rendimento do Ar de Impacto	rend_r [1]	0.84	0.2 - 1.0	
Rendimento do Compressor Primário	rend_pc [1]	0.82	0.2 - 1.0	
Rendimento do Compressor Secundário	rend_sc [1]	0.82	0.2 - 1.0	
Efetividade do Trocador de Calor Primário	eps_phx [1]	0.80	0.2 - 1.0	
Efetividade do Trocador de Calor Secundário	eps_shx [1]	0.80	0.2 - 1.0	
Energia cedida ao compressor secundário pela Turbina - $\alpha$	alfa [1]	1.00		



**Figura 6. Variação de Mach e Altitude de Cabine na missão padrão**

#### 4. RESULTADOS

Os resultados para variação da altitude mostram variações divergentes entre o COP e o COP<sub>p</sub>, conforme Fig. 7 onde o primeiro sofre um acréscimo com o aumento da altitude da aeronave, devido a grande queda de temperatura, que faz com que os trocadores de calor rejeitem mais calor, uma vez que a temperatura de recuperação externa será bem menor, fazendo com que o calor retirado da cabine no final seja maior.

Verifica-se que ao chegar em 36.089 pés (11.000 m), o COP começa a cair, uma vez que a partir desta altitude a aeronave entrou na tropopausa onde a temperatura é constante, e por isso o calor retirado da cabine se mantém

constante e se tem uma potência maior de compressão devido ao diferencial de pressão. A curva de  $COP_p$  apresenta, desde o início, um decréscimo com a pressão, pois este leva em consideração a potência de pressurização que, com o aumento da altitude, sofre um acréscimo maior que do calor retirado da cabine.

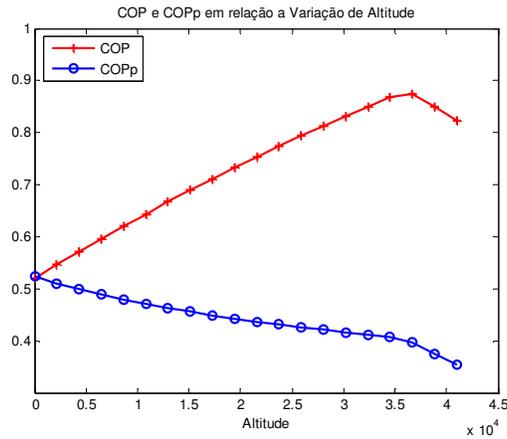


Figura 7. Variação de COP e COP<sub>p</sub> em relação a altitude

A variação do valor de delta ISA (desvio em relação a atmosfera padrão) mostra que o COP será menor quanto maior a temperatura externa como se vê na Fig. 8, devido ao fato do ar entrar a uma temperatura mais alta na máquina de ar condicionado e da rejeição de calor por parte dos trocadores de calor ser menor.

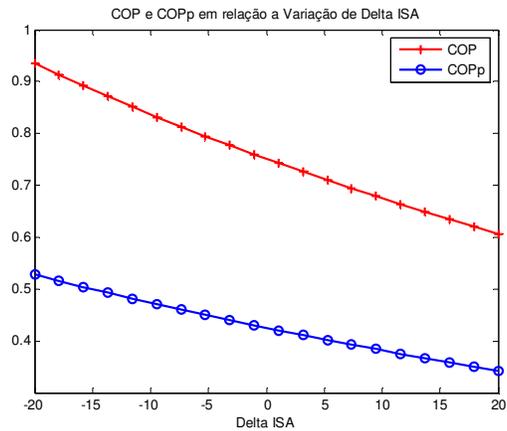
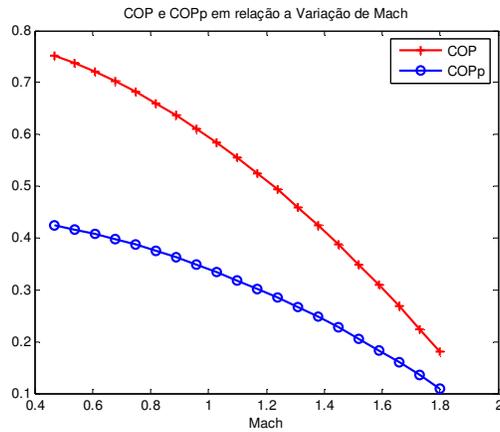


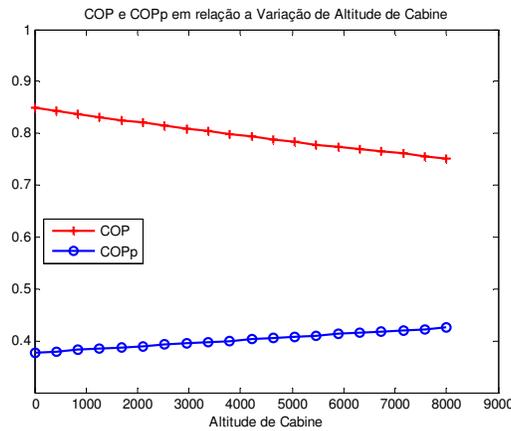
Figura 8. Variação de COP e COP<sub>p</sub> em relação ao delta ISA

Com aumento do número de Mach o COP apresentou decréscimo, visto que a temperatura de recuperação cresce com o aumento da velocidade, assim o ar que entra no ciclo a uma temperatura mais alta e os trocadores de calor rejeitam menos calor, como mostra a Fig. 9.



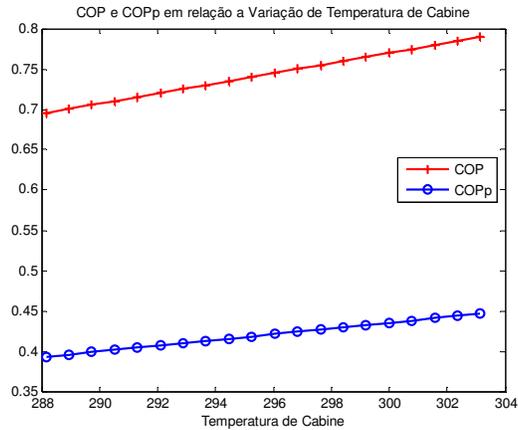
**Figura 9. Variação de COP e COP<sub>p</sub> em relação a velocidade em Mach**

A variação da altitude de cabine apresentou comportamentos distintos para COP e COP<sub>p</sub>, conforme Fig. 10, o aumento da altitude de cabine aumenta o trabalho na turbina de expansão, diminuindo também a pressão e temperatura na saída da turbina causando maior retirada de calor da cabine, o que causa um aumento do COP<sub>p</sub>, que leva em consideração o trabalho de pressurização, visto que com o aumento da altitude da cabine o trabalho de pressurização será menor. Como para o COP temos o desconto da pressão de pressurização que sofre uma variação maior que o calor retirado da cabine, o valor de COP sobe com o aumento da altitude da cabine.



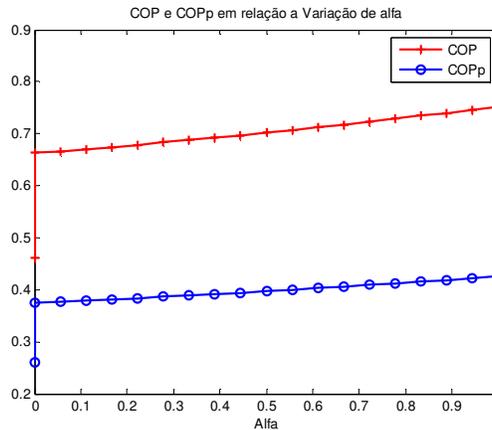
**Figura 10. Variação de COP e COP<sub>p</sub> em relação a altitude de cabine**

A variação da temperatura de cabine mostrou que o COP aumenta com o aumento da temperatura de cabine. Com uma temperatura mais alta na cabine se tem uma maior diferença de temperatura entre a temperatura de saída da turbina e a temperatura da cabine, aumentando o calor retirado da cabine, o que consequentemente, aumenta o coeficiente de desempenho, como mostra a Fig. 11.



**Figura 11. Variação de COP e COP<sub>p</sub> em relação a temperatura de cabine**

Com o aumento do valor de alfa (trabalho da turbina consumido pelo compressor secundário) observa-se um aumento dos valores de COP, conforme Fig. 12. Para alfa igual a 0, se tem um ciclo simples, onde a potência disponível na turbina será todo utilizado pelo ventilador que força o fluxo de ar nos trocadores de calor, onde não teremos nem compressor secundário nem trocador de calor secundário. Já para o valor de alfa igual a 1, toda a potência disponível da turbina será utilizada pelo compressor secundário, que permite a rejeição de mais calor pelo trocador secundário, maior queda de pressão e temperatura na expansão na turbina, aumentando assim o calor retirado da cabine



**Figura 12. Variação de COP e COP<sub>p</sub> em relação ao parâmetro alfa**

A variação dos rendimentos e efetividades pode ser visto na Fig. 13. Verificar-se através da inclinação das curvas, que o rendimento do compressor primário é o que mais afeta o coeficiente de desempenho do ciclo, o segundo parâmetro de maior efeito é alternado entre a efetividade do trocador secundário para valores mais baixos e o rendimento da turbina para valores mais altos. Na sequência a efetividade do trocador de calor primário, o rendimento do compressor secundário e por último o rendimento da compressão do ar de impacto.

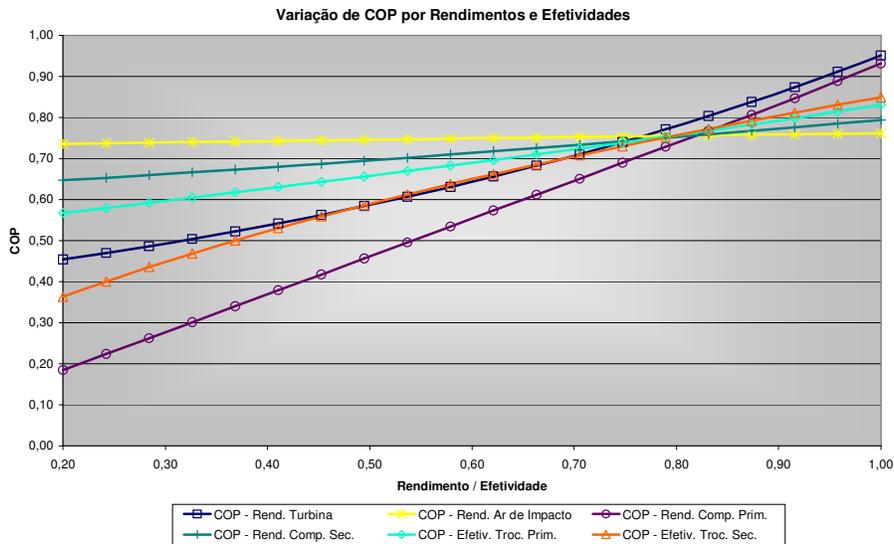


Figura 13. Variação dos COP por Rendimentos e Efetividades para um ciclo bootstrap

Conforme a Fig. 14, a missão sofre os mesmos efeitos observados com a variação do número de Mach e altitude, onde o aumento do número de Mach provoca a redução dos COPs, e o aumento da altitude provoca aumento do COP e diminuição do COP<sub>p</sub>, o efeito mais evidente no gráfico é do efeito da altitude, porém na região entre 10.000 e 12.000 pés (3.048 e 3.656 m), onde a aeronave apresenta uma maior aceleração o efeito mais pronunciado é o do aumento do número de Mach.

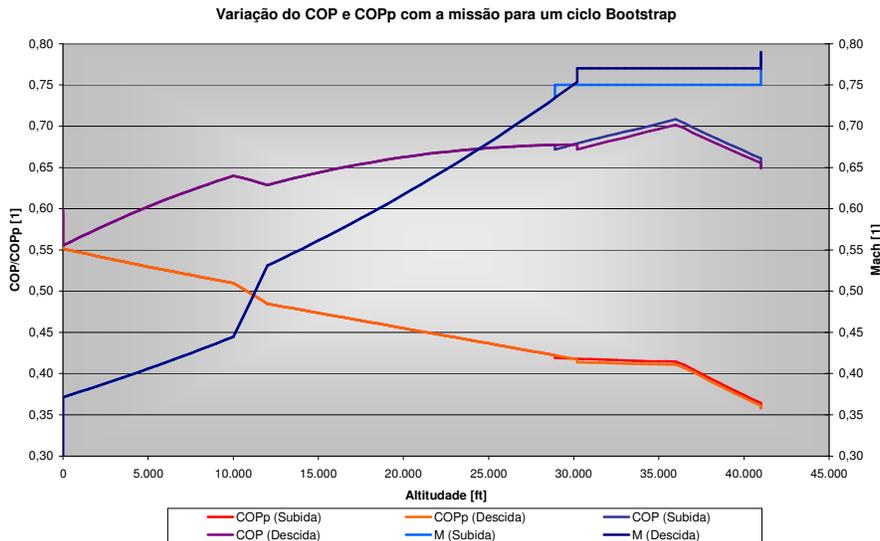


Figura 14. Variação de COP e COP<sub>p</sub> na missão para um ciclo Bootstrap

## 5. CONCLUSÕES

Através do uso desta ferramenta, foram gerados os resultados para uma missão padrão, confirmando que o ciclo bootstrap é o que apresenta melhor coeficiente de desempenho.

Os resultados da análise paramétrica dos componentes dos ciclos, mostraram que o rendimento do compressor primário, que faz parte do conjunto moto-propulsor, tem a maior influência no coeficiente de desempenho do ciclo e que o segundo parâmetro de maior influência para os ciclos bootstrap e misto varia de acordo com a faixa de rendimento, sendo a efetividade do trocador de calor secundário para valores baixos de efetividade e o rendimento da turbina para valores de rendimento mais altos, próximos dos valores esperados de rendimento.

Sendo assim, a seqüência dos rendimentos e efetividades com maior influência no coeficiente de desempenho é dada pelo, rendimento do compressor primário, rendimento da turbina, efetividade do trocador de calor secundário,

efetividade do trocador de calor primário, rendimento do compressor secundário e o rendimento da compressão do ar de impacto.

Na análise da missão da aeronave, o ciclo bootstrap foi o que apresentou o melhor coeficiente de desempenho, o que já era esperado segundo Payne et al (1985), seguido pelo ciclo misto, e por último o ciclo simples, mas vale lembrar que o ciclo bootstrap necessita ainda de uma fonte externa para impor um fluxo de ar nos trocadores de calor para condições de baixa velocidade, fonte esta que não tem sua potência contabilizado para o cálculo de coeficiente de desempenho do ciclo bootstrap.

Percebe-se também que o coeficiente de desempenho que não leva em consideração a potência de pressurização (COP) crescerá com o acréscimo da altitude, devido ao decréscimo da temperatura do ambiente externo, o que contribui para um temperatura na saída da turbina menor. Isso ocorre, tanto pelo fato do ar de entrada ter uma temperatura mais baixa quanto pelo fato do ar de impacto ter a temperatura mais baixa na parte fria dos trocadores de calor, provocando maior retirada de calor da cabine. No sentido oposto, o coeficiente de desempenho que leva em consideração a potência de pressurização (COP<sub>p</sub>) decrescerá com o acréscimo da altitude, pois terá grande influência da variação de pressão, sendo necessário uma quantidade bem maior de potência para se elevar a pressão externa a pressão de cabine.

Nota-se também que, quando se tem um aumento da velocidade da aeronave com menor aumento da altitude, existe uma tendência de queda no coeficiente de desempenho, pois a temperatura do ar de impacto tende a subir, entrando no ciclo a uma temperatura mais elevada. Este fato provoca a redução da quantidade de calor rejeitado nos trocadores de calor e, conseqüentemente, diminui a quantidade de calor retirada da cabine.

Para altitudes acima de 36.089 pés (11.000 m), existe uma tendência de queda do coeficiente de desempenho, pois a aeronave entrou na tropopausa onde a temperatura não varia com a altitude. Como conseqüência, não se tem mais a variação das trocas de calor e do calor retirado da cabine, permanecendo inalterados. No entanto, a queda de pressão aumenta a potência de compressão devido ao diferencial de pressão, causando uma redução no coeficiente de desempenho.

## 6. REFERÊNCIAS

- CONCEIÇÃO, Sandro T.; ZAPAROLI, Edson L.; TURCIO, Wallace H. L. Thermodynamic Study of Aircraft Air Conditioning Air Cycle Machine: 3-wheel x 4-wheel, 2007
- INCROPERA, Frank P.; DEWITT, David P. Fundamentos de Transferência de Calor e de Massa. 5.ed. Edição Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2003, 698p.
- PAYNE, George K. Air-cycle Air conditioning of Turbine-Powered General Aviation and Commuter Aircraft, SAE Technical Paper Series, 1985
- SONNTAG, Richard E.; BORGNAKKE, Claus; VAN WYLEN, Gordon J. Fundamentos da Termodinâmica. 5.ed. Edição São Paulo: Editora Edgard Blücher LTDA, 1998, 537p.
- ZAPAROLI, Edson L., ANDRADE, Claudia R. Material didático de Sistemas Ambientais Aeronáuticos. PEE – Programa de Especialização em Engenharia ITA/EMBRAER, 2006

## 7. DIREITOS AUTORAIS

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

### **Parametrical analysis of Air Cycle Refrigeration Machines for Aeronautical Application**

**Cristian Escobar Santiago, cesatia@gmail.com<sup>1</sup>**

**Andrade, Cláudia Regina de, claudia@ita.br<sup>2</sup>**

**Zaparoli, Edson Luiz, zaparoli@ita.br<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> EMBRAER, Avenida Brigadeiro Faria Lima, 2170, CEP 12227-901, São José dos Campos - São Paulo, Brasil,

<sup>2</sup> ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil,

**Abstract:** *During a new aircraft development, the manufacturer aims to achieve best possible performance, so that it becomes competitive and have good operational results. Due to the influence of the air conditioning on the aircraft performance, the manufacturer tries to improve the air conditioning cycle performance by some process improvements. Focusing on measuring the influence of each cycle process performance on the cycle final result, it was developed a tool to make it easier to calculate the cycles simple, bootstrap and mixed, making the variation of the input data and having the final result easy and fast. With this tool it was analyzed the effects of the variation of flight and cabin parameters, amount of power consumed by the secondary compressor and each cycle process performance, and it was also analyzed the cycle behavior with a commercial aircraft typical mission. The results show that, the bootstrap is the one that presents the best performance coefficients where the engine compressor, that is not part of the air conditioning pack, is the one that has the greater influence on the entire cycle result, show also that the performance coefficient presents a big variation with the altitude, due to the environmental temperature drop, and an opposite behavior is presented when this coefficient take into account the pressurization power due to the environmental pressure drop.*

**Keywords:** *air conditioning; Enviromental; Eficincy; Mission; Performance*

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.