

# APU AUXILIARY POWER UNIT GERAÇÃO E DISTRIBUIÇÃO COM REDIMENSIONAMENTO DE CARGAS

**Cirilo Gama da Cunha Junior<sup>1</sup>, Roberto Cambira de Andrade<sup>1</sup>,  
José Ricardo Abalde Guede<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Universidade do Vale do Paraíba/FEAU, Av. Shishima Hifumi, 2911, cirilo.junior@ig.com.br, robertocambira@yahoo.com.br, abalde@univap.br

**Resumo-** A APU (*Auxiliary Power Unit*), unidade de potência auxiliar é um motor de turbina a gás que pode suprir energia elétrica e pneumática ao avião em voo ou solo. O avião é alimentado nos seus barramentos pelos geradores dos motores. Quando se perde os geradores dos motores, o avião passa a ser alimentado pelo gerador da APU, alimentando apenas os barramentos para permitir o pouso da aeronave no aeroporto mais próximo. O objetivo do trabalho visa fazer um novo redimensionamento e distribuição de cargas nos barramentos, para que o gerador da APU consiga suprir a demanda normal de energia, não somente os equipamentos essenciais, durante a fase do voo. Esse redimensionamento analisa os componentes usados anteriormente, substituindo por componentes mais atuais, econômicos e com a especificação técnica equivalente.

**Palavras-chave:** APU, Barramentos, Energia, Cargas, Geração.

**Área de Conhecimento:** Engenharia Elétrica.

## Introdução

A APU (*Auxiliary Power Unit*) é uma fonte de energia elétrica e pneumática que opera tanto em solo como em voo; em sua essência um motor à reação destinada ao sistema elétrico, ar condicionado, pressurização da cabine, partida dos motores principais e outras funções secundárias da aeronave. Este motor é totalmente auto-suficiente, controlado por uma caixa de controle que contém um *software* de gerenciamento responsável pela correta operação da unidade. (<http://www.hamiltonsundstrand.com>, 2007)

Quando solicitada eletricamente e pneumaticamente esta unidade está projetada para produzir energia suficiente para manter os sistemas essenciais da aeronave ativos, supre também o avião eletricamente no solo (manutenção, embarque e desembarque de passageiros) e voo, nos casos em que houver perda de um ou mais geradores do avião. A APU está geralmente localizada na extremidade posterior da cauda das aeronaves, ou em certos casos na parte inferior da aeronave, entre as semi-asas. (Figura 1)

No sistema elétrico das aeronaves a energia para as barras de distribuição é fornecida pelos geradores dos motores ou pelo gerador da APU, duas baterias principais ou uma fonte de energia elétrica externa.(EMBRAER, 2005)

O trabalho visa projetar um novo redimensionamento e distribuição de cargas na aeronave, para que quando a APU tiver que suprir o avião eletricamente, a mesma tenha condição de fazê-lo com todas as cargas necessárias.

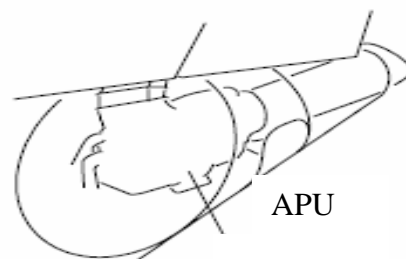
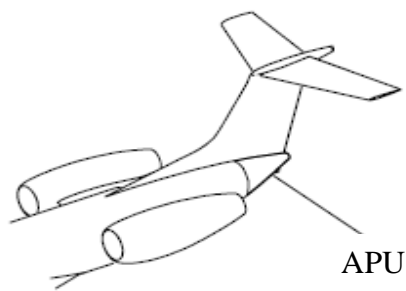


Figura 1- APU e sua localização na aeronave.

## Material e Métodos

Na aeronave todas as solicitações de carga elétrica ou carga pneumática são automaticamente interpretadas pela caixa de controle e convertidas em comandos para controle do regime de operação do motor, sendo que quando a APU é solicitada no comando elétrico da aeronave, só funcionam os instrumentos, equipamentos, iluminação e outros sobre a barra que a APU estará alimentada.

O gerador da APU utilizada fornece uma energia de 400Amp/h sendo que esta energia elétrica vai para uma caixa de distribuição dentro da aeronave, onde a distribuição é feita através de barras interligadas por contactores e relés.

Considerando que este sistema fornece uma energia de tensão DC, a soma das cargas quando o mesmo é solicitado ultrapassam a demanda da APU (400Amp/h), alguns sistemas da aeronave não estarão sobre o controle da barra da APU, sendo assim não estarão em funcionamento.

No trabalho está sendo analisada a distribuição elétrica, sendo feita a análise de cargas que está em cima de cada barra de distribuição e analisado principalmente a barra da APU. Assim feito, serão redimensionados as cargas, visando encontrar no mercado, componentes com as mesmas características e com consumo menor, visando diminuir a carga do sistema, impedindo uma sobrecarga na fonte geradora, que no caso será o gerador da APU.

A APU é um motor de turbina a gás de ciclo contínuo. Consiste de três conjuntos principais: turbina, câmara de combustão e caixa de engrenagens.

Inicia-se sua partida quando o arranque/gerador é energizado. Succionando o fluxo de ar para o compressor, a rotação do compressor fornece um fluxo de alta velocidade de ar ao difusor onde perde velocidade e ganha pressão. O difusor alinha o fluxo de ar direcionando a câmara de combustão, onde é usado para o sistema pneumático da aeronave e misturado com o combustível na câmara de combustão. (HAMILTON, 2000)

O processo de combustão começa quando o combustível é misturado com o fluxo de ar dentro da câmara de combustão, resultando no aumento do fluxo dos gases. Os gases quentes fluem através do bocal da câmara, colidindo com as paletas do disco da turbina. O eixo da turbina aciona o compressor e a caixa de engrenagem. Esses gases saem da turbina através do sistema de exaustão da APU. O sistema de ignição fornece o centelhamento necessário para iniciar e manter o processo de combustão durante a partida da APU (Figura 2). A unidade excitadora é um modulo de estado sólido, em uma caixa de alimentação DC, com a descarga do capacitor, produz pulsos de alta voltagem para os injetores. A unidade

excitadora é energizada pela caixa de controle durante o ciclo de partida a uma rotação de 0% em vôo ou a 3% no solo, gera uma alta tensão de saída nos injetores e com 70% a unidade é desenergizada. A combustão é alto-sustentada, e um ciclo contínuo de entrada de ar compressão, combustão e escapamento são mantidos dentro do motor. (HAMILTON, 2000)

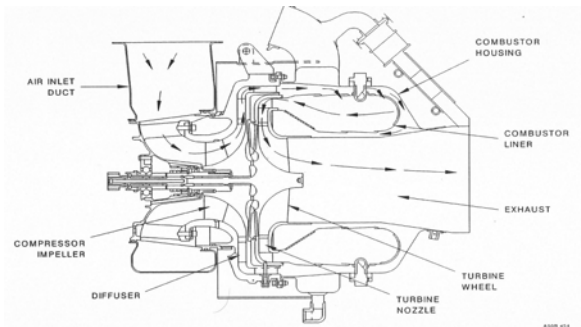


Figura 2- Esquema do Fluxo de ar.

O sistema de indicação de velocidade é composto por um sensor de velocidade instalado na engrenagem que aciona a unidade de combustível.

Há um sensor térmico com elemento duplo (*chromel/alumel*), localizado na linha dos gases de exaustão. O termopar gera um sinal de temperatura dos gases de exaustão para a caixa de controle.

O arranque gerador tem dois propósitos na aeronave, funciona durante a partida da APU e após a partida funciona como um gerador para a APU com carga, com uma alimentação de saída de 400 A e 30 VDC que pode gerar energia elétrica para o sistema em vôo ou solo. (<http://www.answers.com>, 2007)

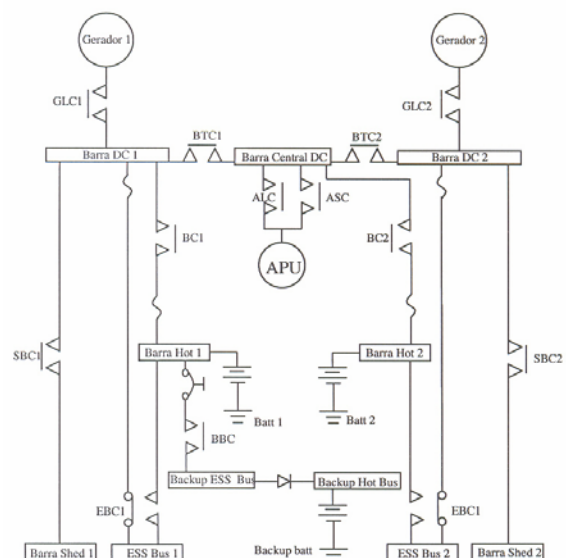


Figura 3- Esquema Elétrico da Aeronave.

A Figura 3, mostra o esquema elétrico da aeronave onde se encontra os barramentos de

cargas, todos os equipamentos e parte de comando e potência da aeronave, sempre que a aeronave está operando com dois geradores principais, todos os barramentos ficam energizados, mas quando se perde um dos dois geradores principais a APU entra no sistema para suprir a necessidade de carga e deixar a aeronave com todos os barramentos energizados.

Quando se perde os dois geradores principais, a aeronave fica alimentada apenas com o gerador da APU, sendo que pelo comando elétrico os contatos SBC1 e SBC2 se abrem desenergizando os barramentos das barra shed1 e barra shed2 sendo que todos os equipamentos que são alimentados nestas barras ficam desligados.

## Resultados

Foi pesquisado no mercado alguns componentes equivalentes e com consumo menor. (Tabela 1)

Foram encontrados componentes para substituição de: Lâmpadas HID para faróis de pouso e táxi (<http://www.goodrich.lighting.com>, 2007); lâmpadas de LED para fluorescentes convencionais (<http://www.bruceind.com>, 2007) e bomba de combustível (<http://www.parker.com>, 2007) de menor consumo.

### Farol de Pouso.

Atual: GE – *Part Number* Q4681, luminância 31000cd, 16A, 28VDC.

Proposto: Goodrich – HID, *Part Number* 1X2455049-00, luminância 34500cd, 8,5A, 28VDC.

### Farol de Táxi.

Atual: GE – *Part Number* Q4566, luminância 15000cd, 16 A.

Proposto: Goodrich – HID, *Part Number* 1X0455036-00/-10, luminância 18000cd, 8,5A, 28VDC.

### Farol de Táxi de Nariz.

Atual: GE – *Part Number* Q4597, luminância 16000cd, 16A, 28VDC.

Proposto: Goodrich – HID, *Part Number* 1X2455050-00, luminância 56500cd, 8,5A.

### Power Supply para Lâmpadas HID.

Goodrich – *Part Number* 8ES 455048-00, 8,5A.

### Bomba de Combustível.

Atual: Parker, *Part Number* 2C37-1, fluxo 920(PPH), 9A, 27,5VDC.

Proposto: Parker, *Part Number* 1C12-43, fluxo 1000(PPH), 6,3A, 27,5VDC.

### Iluminação Interna.

Atual: Bruce Industries – *Part Number* BR9000-22, 40 lâmpadas fluorescentes de 28VDC, 15W.

*Power Supply*: Bruce Industries: *Part Number* BR9120, 1 *Ballast* para cada 2 Lâmpadas, 28V, 36W,1,29A.

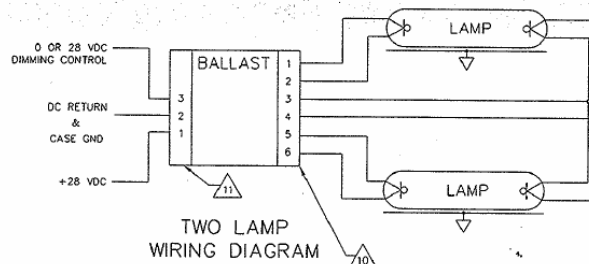


Figura 4- Esquema de Ligação do *Ballast* Atual na Aeronave.

Proposto: EMTEQ – *Part Number* ELWS-013302-033, 40 Lâmpadas de 83,82cm/cada, 28VDC, 0,532A/metro.

### Cálculos de corrente:

Corrente sobre os barramentos das Shed 1 e Shed 2.

Shed 1: 25A.

Shed 2: 25A.

Tabela 1 - Ganho de correntes com os novos componentes.

COMPONENTE	CORRENTE (ATUAL)	CORRENTE (PROPOSTA)
2 Farol de Pouso.	2 X 16A	2 X 8,5A
2 Farol de Táxi.	2 X 16A	2 X 8,5A
1 Farol Táxi Nariz.	1 X 16A	1 X 8,5A
2 Bombas de Combustível.	2 X 9A	2 X 6,3 A
20 Ballast para 2 Lâmpadas cada.	20 X 1,3A	40 X 0,446A
Total	124 A	64,44 A

Como mostra a Figura 3, atualmente quando se perde os dois geradores e a APU fica sozinha no sistema devido ao grande consumo de corrente nas barras, por lógica, os contatos SBC1 e SBC2 se abrem tirando fora as barras Shed1 e Shed2, deixando de operar os componentes que estão energizados pelas mesmas. Com o novo redimensionamento de cargas conseguiu-se uma grande diminuição de corrente, sendo assim, a aeronave alimentada apenas com a APU não é preciso abrir nenhum contato deixando todas as barras em operação.

### Gráfico Comparativo de Corrente

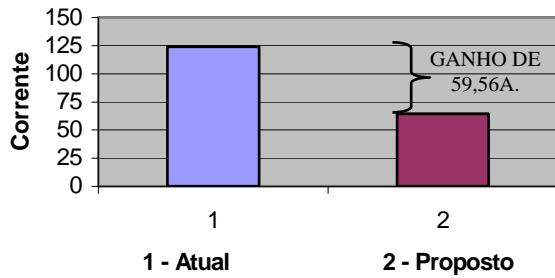


Gráfico 1 – Comparativo de Corrente da Aeronave.

### Discussão

O novo redimensionamento e distribuição de cargas com os novos componentes propostos neste trabalho e que acompanham as novas tecnologias, garante uma maior segurança e confiabilidade do sistema, uma redução do consumo de corrente da configuração atual de 124A para uma configuração proposta 64,44A (redução de 59,56 A, ver Gráfico 1), o que permite continuar energizado sistemas não críticos (barramentos das shed1 e 2).

Tabela 2 – Comparativos Lâmpadas HID.

VANTAGENS	DESVANTAGENS
Maior tempo de vida útil.	Peso: Lâmpadas HID necessitam de <i>Power Supply</i> dedicada.
Baixo consumo e alta intensidade luminosa.	Custo (lâmpada + <i>power supply</i> ).
Resistência à vibração, sem filamentos.	Instalação – necessita de cabo com tamanho específico.

Tabela 3 –Comparativos Lâmpadas de LED.

VANTAGENS	DESVANTAGENS
Maior tempo de vida útil.	Manutenção requer troca de todo o conjunto.
Baixo consumo.	Custo por unidade.
Resistência à vibração, sem filamentos.	Alta sensibilidade a transientes de tensão.
Não necessita de <i>power supply</i> dedicada.	Quando conectados em paralelo, a falha de um componente não é de fácil percepção.

A substituição por componentes tecnologicamente mais avançados proporcionará vantagens importantes como maior tempo de vida útil e resistência, menor consumo de energia e facilidade de manutenção os quais são

peremptórios frente as possíveis desvantagens que esta mudança poderia trazer como ser um maior peso parcial (as lâmpadas do tipo HID necessitam de fontes dedicadas, as do tipo LED não), maior custo na instalação e manutenção embora esta última passa a ser em períodos mais espaçados (maior vida útil e resistência às vibrações), maior custo na troca ao requerer a substituição do conjunto completo embora isso facilite a manutenção e diminua o tempo do equipamento parado quando danificado. Um resumo destas conclusões é apresentado nas Tabelas 2 e 3 para cada uma dos tipos de lâmpadas propostos.

Resumindo, as desvantagens dos novos equipamentos não superam as vantagens que eles oferecem, o que viabiliza adotar a nova configuração dos componentes propostos.

### Conclusão

Concluiu-se que é importante a pesquisa dos equipamentos para optarmos pelo mais econômico possível e também ao decorrer dos anos são desenvolvidos equipamentos mais econômicos e eficientes. Assim dando a possibilidade de tornar um sistema mais completo.

A APU utilizada conseguiu suprir os novos equipamentos os quais não eram alimentados na situação anterior, concluiu-se que com os novos equipamentos houve o ganho de 59,56A (Gráfico 1) sendo que os barramentos Shed1 e Shed2 juntos consomem uma corrente de 50A, com este ganho os barramentos ficarão sempre energizados, mesmo quando a APU for a única fonte de alimentação da aeronave.

### Referências

- Auxiliary Power Unit disponível em: <http://www.answers.com/topic/auxiliary-power-unit> 25/06/2007.
- Auxiliary Power Unit disponível em: [http://www.hamiltonsundstrand.com/generic/0,102-08,LI1\\_DIV22\\_ETI2766,00.html](http://www.hamiltonsundstrand.com/generic/0,102-08,LI1_DIV22_ETI2766,00.html) em 14/06/2007.
- Bruce Industries, disponível em: <http://www.bruceind.com> em 18/07/2007. Embraer, Sistema Elétrico, ED unic, Ago/2005, 300p.
- Goodrich Landing & Taxi Lights disponível em: <http://www.goodrich.lighting.com> em 19/05/07. Hamilton Sundstrand, Auxiliary Power Unit Training Manual, AUG/2000.
- Parker Products disponível em: <http://www.parker.com> em 21/07/2007.