



VI CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA
VI NATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING
18 a 21 de agosto de 2010 – Campina Grande – Paraíba - Brasil
August 18 – 21, 2010 – Campina Grande – Paraíba – Brazil

SISTEMAS DE PARTIDA ELÉTRICA DE MOTORES AERONÁUTICOS EM CORRENTE ALTERNADA

Lilian Gabriela Coelho Honorato, lilian.honorato@embraer.com.br¹
Ivan de Figueiredo Malizia, imalizia@embraer.com.br¹
Cairo Lúcio Nascimento Júnior, cairo@ita.br²
Geraldo José Adabo, adabo@ita.br²

¹Embraer, Av. Brigadeiro Faria Lima nº 2170,
12227-901 – São José dos Campos – SP

²Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Divisão de Engenharia Eletrônica,
12228-900 – São José dos Campos – SP

***Resumo:** O trabalho desenvolvido neste artigo busca um melhor entendimento da tecnologia de partida elétrica de motores aeronáuticos em corrente alternada como alternativa interessante e mais eficiente que os arranque-geradores com escovas e os sistemas pneumáticos, além de possuir aderência natural à filosofia de um “avião mais elétrico”, *More Electric Aircraft* (MEA). Como base para os cálculos para o dimensionamento do sistema de partida elétrica sem escovas identificou-se as curvas de torque do arranque-gerador e do motor de propulsão, e, a relação da rotação das máquinas com o tempo de partida. O equacionamento proposto visou obter uma estimativa da energia que seria demandada pela fonte de energia elétrica; no caso, baterias. A partir da demanda de energia calculada, analisaram-se as opções de bateria disponíveis para o atendimento do sistema e, com isso, identificaram-se limitações das opções disponíveis para o atendimento da demanda dos aviões analisados, quatro aeronaves com categorias distintas de motor. Analogamente, encontraram-se limitações para futuros desenvolvimentos de baterias no que diz respeito ao peso. O resultado principal do trabalho estabeleceu a criticalidade do uso de baterias para a partida elétrica em corrente alternada de motores aeronáuticos de acordo com sua classe de tração.*

***Palavras-chave:** partida de motores aeronáuticos, partida elétrica de motores em corrente alternada, arranque-gerador sem escovas.*

1. INTRODUÇÃO

Diante de desafios de redução dos custos de operação e manutenção impostos pelas companhias aéreas à indústria aeronáutica, sistemas hidráulicos e pneumáticos perdem a cada dia mais espaço devido à complexidade envolvida, aspectos de segurança, volume, peso e custos associados à aquisição e manutenção, dentre outros. Dessa forma, analisar e explorar soluções de substituição de fontes de energia pneumática e hidráulica por eletricidade, desenvolvidas com a filosofia de um “avião mais elétrico”, *More Electric Aircraft* (MEA), proporcionará avanços significativos na concepção de futuros aviões. Neste contexto, surge a tecnologia de partida elétrica de motores de propulsão aeronáuticos em substituição à partida pneumática e da partida elétrica com escovas. Trata-se da consequência natural da remoção dos sistemas pneumáticos, até então utilizados para prover ar sob pressão destinado à partida, o que implica na queda de eficiência dos motores, e, das escovas, que oneram a manutenção dos sistemas de partida elétrica existentes.

O principal objetivo do trabalho foi estabelecer um procedimento para dimensionar um sistema de partida elétrica que utiliza a máquina elétrica sem escovas e energia em corrente alternada (CA) alimentada por baterias através de conversores (Honorato, 2010). Esse dimensionamento visa obter o cálculo seja qual for a aeronave estudada, para que o estudo possa contribuir para a análise da utilização desta tecnologia em qualquer projeto.

2. REVISÃO DAS TECNOLOGIAS DE PARTIDA

O método manual através da rotação das hélices foi a mais antiga e única forma de partida de motores dos primeiros aviões. Com o tempo, surgiram unidades auxiliares de potência, que compreendia um motor de tração que fornecia energia para o arranque inicial de motores a pistão aeronáuticos, posteriormente, engrenagens, e com isso, havia uma maior segurança de operação e uma partida realizada com o mínimo esforço necessário, mais adiante a partida elétrica

com escovas e alimentação por baterias, limitada a aviões pequenos, e a partida pneumática, que são as formas tradicionalmente utilizadas até hoje. A evolução das tecnologias de partidas se deu em conjunto com o avanço dos sistemas elétricos embarcados, devido a uma necessidade de maior demanda elétrica e aviões maiores.

As grandes vantagens da utilização dos sistemas tradicionais estão na maturidade e na facilidade para a homologação, entretanto, a tendência dos novos sistemas de partida consiste na eliminação de tubulações, dutos, válvulas – volumosos e pesados – e do *bleed* (ar sangrado do motor), como também reduzir os investimentos na aquisição de unidades externas de ar e afins, e ainda eliminar o uso do *Integrated Drive Generator* (IDG) – que converte frequência variável (FV) em constante (FC) –, caixas de marchas, engrenagens e transmissões mecânicas típicas das caixas de engrenagens, presente na partida pneumática. Em relação à partida elétrica tradicional, surge a necessidade de poder aplicá-la a aviões maiores e garantir a eliminação das escovas, utilizadas nos arranque-geradores, que têm a vida útil dependente da durabilidade das mesmas. Outro ponto importante é a curva de torque produzida pelos arranques pneumático e elétrico, já que fornecem torque acima do necessário, geram desperdício de energia e esforço excessivo das partes móveis.

Como destaque para a nova tecnologia de partida elétrica CA sem escovas, tem-se a utilização de arranque-geradores composto de máquinas de três estágios (Anghel, 2000). No modo partida, Fig. (1), o gerador de magneto permanente (PMG) não é utilizado. O estator do excitador deve ser energizado com energia CA, para produzir, através de um efeito transformador, um campo eletromagnético CA no rotor. O objetivo real do excitador é prover a retificação desta energia CA em CC no rotor do gerador principal. A interação deste campo CC com a alimentação CA do estator do gerador principal (que induz um campo girante no rotor) inicia o processo de rotação do motor, uma vez que o campo CC tende a acompanhar o campo rotacional pela atração magnética. A alimentação do estator do gerador principal ocorrerá até que o torque máximo seja alcançado. Posteriormente, a máquina é convertida para o modo geração. No modo geração, Fig. (2), o PMG em rotação cria um campo magnético a partir do rotor (composto de ímãs permanentes) que induz corrente na respectiva armadura do estator. A saída do PMG é enviada para o regulador de tensão, que retifica e a envia para o enrolamento de campo do gerador excitador na respectiva armadura do estator. A magnitude da tensão do ponto de regulação (POR) é comparada a um valor estabelecido para controle da corrente no enrolamento do campo excitado. O gerador excitador fornece potência de excitação do campo para o gerador principal CA: a corrente CC no enrolamento de campo do excitador produz um campo eletromagnético na armadura do rotor excitador o qual induz uma tensão CA (armadura). Uma ponte de diodos trifásica retifica a saída CA do gerador excitador para potência CC que é suprida pelo rotor do gerador CA principal para criar um campo eletromagnético. O campo CC em rotação induz uma tensão trifásica CA nos enrolamentos do estator principal. O gerador principal CA fornece potência trifásica CA para o sistema elétrico.

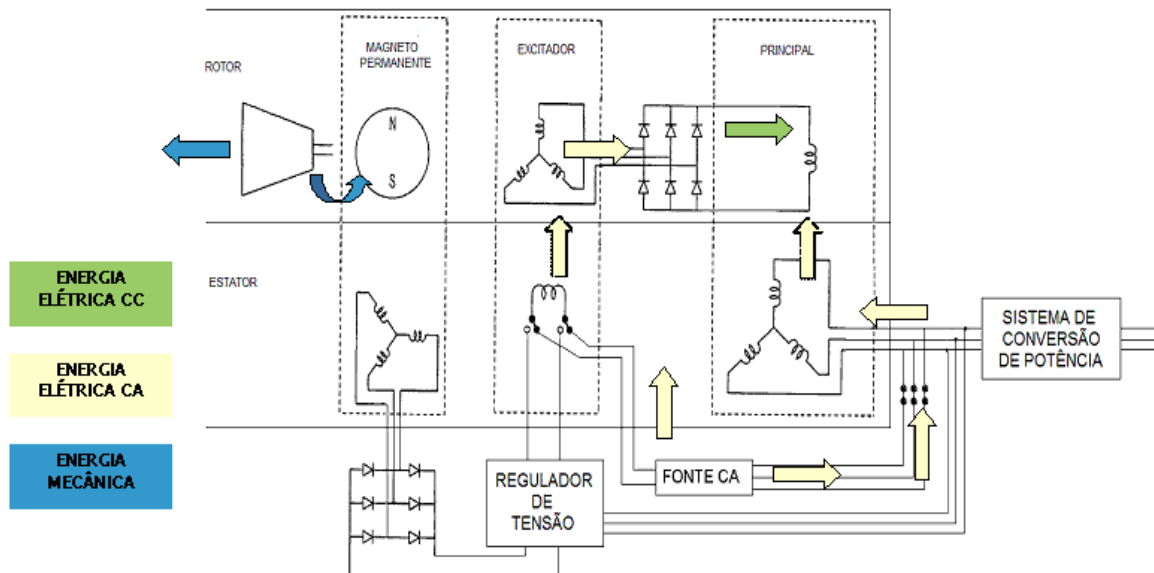


Figura 1. Diagrama esquemático de um arranque-gerador típico de 3 estágios - modo partida

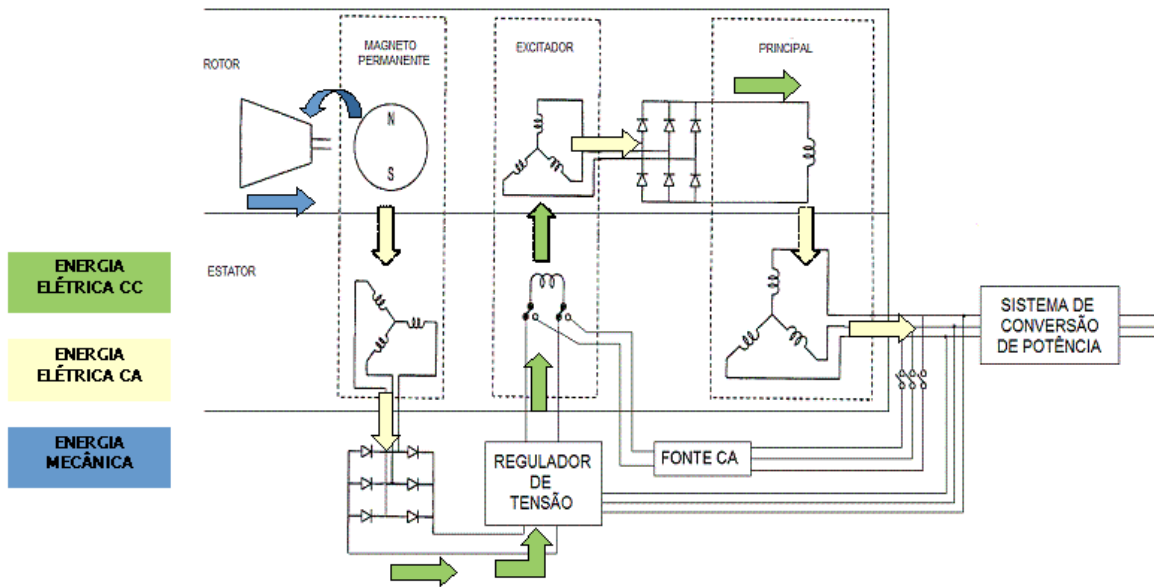


Figura 2. Diagrama esquemático de um arranque-gerador típico de 3 estágios - modo geração

Além disso, busca-se com a nova tecnologia obter maiores rendimentos de torque, com a otimização da curva de torque do arranque-gerador, busca-se avaliar até que determinado nível de torque exigido pelo motor para partida pode ser adotado o padrão de fornecimento de energia no modo “geração” em 28V CC, visto que, a partir de certo valor, tornaria inviável alimentar o conversor com corrente contínua (CC) devido ao peso e volume das baterias, cabos e máquinas, e, devido à necessidade de emprego de uma mesma máquina elétrica para motorização (modo partida) e conversão de energia mecânica para elétrica (modo geração), busca-se avaliar o impacto da utilização de um sistema elétrico CA FV, de acordo com o conceito de arquitetura proposto por Atkey et al (2007), de acordo com a Fig. (3). Nota-se os arranque-geradores controlados através de conversores de potência, a dupla utilização dos conversores (sistema de partida e sistemas ambientais) e utilização de padrão de energia em alta tensão. Com essa arquitetura é possível a partida em um estágio – bateria (fonte CC) parte o motor de propulsão – ou em dois estágios – bateria parte a unidade de potência auxiliar (APU) (1º estágio) e arranque-gerador da APU no modo geração (fonte CA) parte o motor de propulsão (2º estágio).

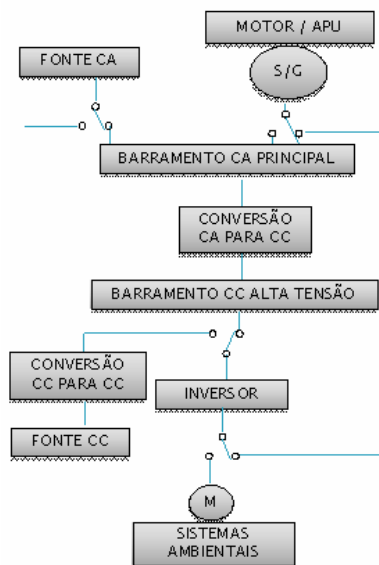


Figura 3. Conceito de arquitetura MEA

No mercado, nota-se que esta tecnologia ainda é imatura, já que poucos arranque-geradores, novos conversores e novas baterias em comercialização, porém, a viabilidade de prover partida elétrica em motores utilizando um arranque-gerador CA sem escova já está presente em aviões como o Boeing 787 e o Learjet 85 (Bombardier Aerospace, 2008).

3. DIMENSIONAMENTO DO SISTEMA DE PARTIDA ELÉTRICA CA

Para este trabalho, o sistema de partida elétrica sem escovas de motores aeronáuticos será esquematizado conforme Fig. (4). Dentre os elementos básicos, encontra-se a fonte de energia que fornecerá energia elétrica para o sistema (bateria); o sistema de partida, constituído do conversor (CC-CA) e do arranque-gerador; e a própria carga mecânica, o motor de propulsão. Como ponto de partida para o dimensionamento, avaliam-se as curvas de torque do motor e do arranque-gerador, que serão os requisitos para os cálculos.

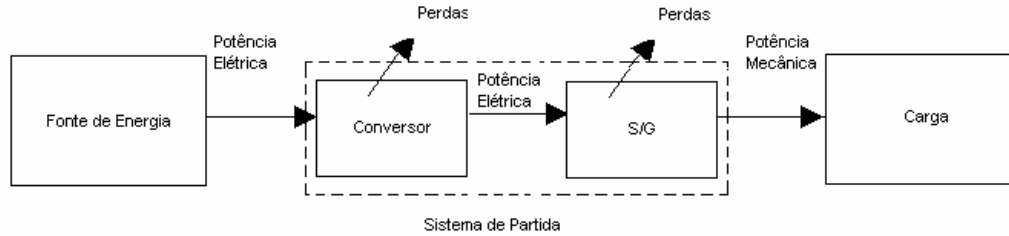


Figura 4. Esquema de partida elétrica sem escovas

A potência elétrica requerida do sistema, ou seja, pela fonte de energia é dada pela Eq. (1):

$$P_{ele} = \frac{\tau \times n}{\eta_{S/G} \times \eta_{conversor}} \quad (1)$$

onde: τ é o torque da carga dado pela curva de torque [N.m], n é a velocidade da carga dada pela curva de torque [rad/s], $\eta_{S/G}$ é o rendimento do arranque-gerador (S/G) e $\eta_{conversor}$ é o rendimento do conversor.

3.1. Curva de Torque

Existe uma curva de torque distinta para cada altitude e temperatura de operação da aeronave. Para temperaturas e altitudes elevadas, o torque requerido é menor em função da menor viscosidade do óleo do motor nesta condição e da densidade do ar mais baixa. Por causa disto, o requisito para o dimensionamento sempre é o nível do mar, na menor temperatura prevista no envelope de decolagem.

Para o dimensionamento do sistema de partida, é necessária a análise da curva de torque do motor (curva de arrasto), na qual a característica depende fundamentalmente do tipo e tamanho do motor, da sua construção interna e do arrasto (inércia) do motor (representa o valor mínimo para se dimensionar o sistema de partida); da curva do arranque-gerador, que é tipicamente dimensionada a partir de uma margem sobre a curva do motor, de forma que o arranque-gerador consiga vencer a inércia do motor e haja aceleração até o ponto em que a partida seja completada (a margem citada refere-se à adição de energia pelo arranque); e da curva de tempo de partida x velocidade que indica o dispêndio de energia durante a partida, uma vez que na partida a frio, o motor exige mais torque e demora a partir, pois o óleo lubrificante torna-se muito viscoso (segura as partes móveis) e ocorre uma maior absorção de torque/potência pelo rotor de alta pressão.

O valor de torque fornecido pela curva de partida do arranque-gerador geralmente corresponde à medição no *pad* do motor onde o arranque-gerador se encontra, refletindo a relação de velocidades entre o motor e o arranque-gerador. Tipicamente, ver Fig. (5), de acordo com Duesterhoeft (2007), quando a partida é iniciada, verifica-se que o arranque-gerador opera com uma região de torque constante até que a turbina do motor seja acelerada, de forma a atingir o ponto de ignição do motor. Este ponto corresponde a aproximadamente 20% da velocidade de operação normal da turbina, contudo pode ser ajustado devido a fatores como pressão ambiente, temperatura, altitude ou pela necessidade de se alcançar uma ignição confiável. A região de torque constante assegura otimização e coordenação da programação de combustível e a aceleração da turbina para minimizar os transientes térmicos, de forma que a vida operacional da turbina é aumentada. Com a turbina alcançando a velocidade predeterminada de operação para que a ignição possa ocorrer, o arranque-gerador entra na região de potência constante, onde o torque de saída diminui enquanto a velocidade aumenta. A ignição ocorre e a turbina é acelerada até sua velocidade de auto-sustentação, velocidade na qual o torque cruza o eixo (torque = 0). A potência da máquina é mantida constante até o final da partida, no corte do arranque e o motor atinge a velocidade de corte, que é quando a contribuição do arranque-gerador não é mais importante, uma vez que o motor é capaz de manter sua aceleração. Essa forma de partida não exige muito dos componentes integrantes do sistema e da fonte de energia. Logo, a saída de torque é controlada, proporcionando uma otimização do dimensionamento das unidades do sistema. Tipicamente, o torque fornecido pelo arranque-gerador é proporcional à

corrente drenada pelo mesmo, e a velocidade é proporcional à tensão aplicada a ele, o que determina o comportamento e a forma da curva. Como as máquinas sem escovas são de corrente alternada, varia-se frequência e tensão.

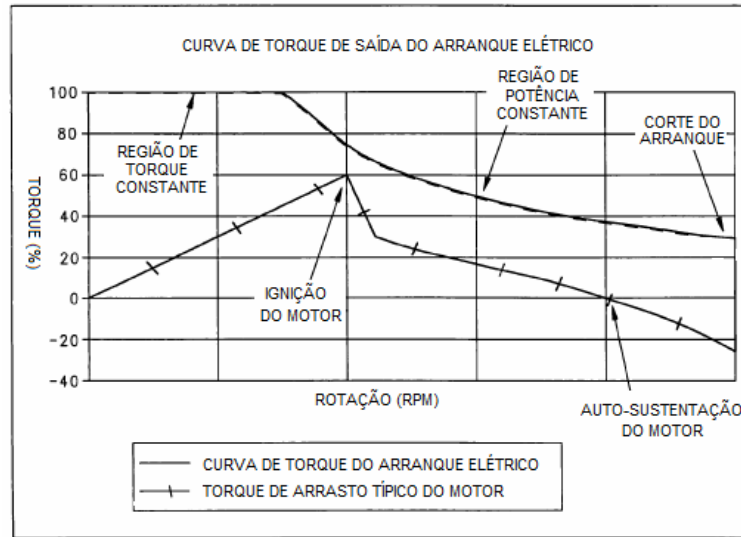


Figura 5. Torque de saída de um arranque-gerador sem escovas

3.2. Energia da Bateria

Para o cálculo da energia da bateria, tensão 28 V CC, deve-se conhecer a relação da velocidade com o tempo. A obtenção da curva é possível através da sobreposição da curva de arrasto do motor sobre a curva de torque do arranque-gerador. Pela interpretação da 2ª Lei de Newton, se um torque externo for exercido sobre um objeto, este irá sofrer uma aceleração angular no sentido deste torque e essa aceleração angular será diretamente proporcional ao torque e inversamente proporcional ao momento de inércia do objeto. Portanto, sabe-se que a potência da máquina é diretamente proporcional ao torque resultante, e este é proporcional à taxa de aceleração, sendo esta inversamente proporcional ao tempo de partida, Eq. (2).

$$\tau_D - \tau_R = M \times \frac{\Delta n}{\Delta t} \quad (2)$$

onde: τ_D é torque desejado (curva partida S/G) [N.m], τ_R é torque requerido pelo motor (curva de arrasto do motor) [N.m], M é o momento de inércia do sistema (motor + S/G) [N.m.s²], Δn é a variação de velocidade [rad.s⁻¹] e Δt é a variação de tempo [s].

Construída a curva de tempo x velocidade, determinam-se pontos comuns com as curvas de torque e calcula-se a potência elétrica para cada ponto, Eq. (1). A fonte de energia principal deverá ser dimensionada de acordo com o maior valor de potência elétrica calculado, e que determina a potência demandada pelo sistema.

No caso das baterias como fonte de energia principal, além da limitação de potência, existe também a limitação em energia disponível, o que determina diretamente o peso e volume da bateria. Assim, através da curva potência elétrica x tempo obtida, calcula-se a energia pela área do gráfico sob a curva, Eq. (3).

$$E = \int_{t_0}^{t_n} P_{ele} \times dt = \text{Área sob a curva} \quad (3)$$

onde: E é a energia [J] e t é o tempo [s].

4. ESTUDO DE CASO

Para a análise da capacidade da partida elétrica CA com alimentação via baterias, consideram-se quatro curvas de arrasto típicas de motores com demandas de torque distintas, Tab. (1). Como nota, os dados dos sistemas e dos aviões considerados neste estudo foram descaracterizados por razões de confidencialidade.

Tabela 1. Dados dos motores das aeronaves

	Aeronave 1	Aeronave 2	Aeronave 3	Aeronave 4
Classe de tração do motor (Lbf)	1.700	6.800	7.500	20.000
Momento de inércia do motor (Lb-in-s ²)	2,6	17,6	13,0	45,0
Velocidade de corte do motor (rpm)	5.300	7.500	8.000	8.500

O cálculo da energia necessária para a partida é baseado no envelope do arranque-gerador, dado pela margem (definida como a curva de referência) sobre a curva de arrasto para a aceleração do sistema. Algumas premissas foram assumidas: a eficiência do sistema (S/G + conversores) é de 70%, constante ao longo da partida; considera-se que os arranque-geradores possuem uma aceleração mínima de 0,5% da velocidade nominal por segundo (o valor máximo não foi apontado, por indisponibilidade de dados pelos fabricantes no período de elaboração deste artigo, porém, requer atenção, já que a máquina possui limitações físicas que restringem a imposição de acelerações elevadas); o sistema incorpora o recurso de *soft-start* (incremento gradual de torque nos instantes iniciais da partida); e, o valor mínimo da tensão da bateria considerado é de 12V, especificado pela MIL-STD-704F (2004).

A obtenção da curva do arranque-gerador se deu através de um processo iterativo, utilizando os recursos de programação do MS Excel. A sequência de cálculo se deu da seguinte forma:

- 1º) Discretização da curva de arrasto;
- 2º) Definição da função de interpolação dos pontos da curva de arrasto;
- 3º) Definição do valor de margem: $k = \tau_D - \tau_R$, conhecidas as velocidades de rotação dos S/G, Tab. (2);

Tabela 2. Cálculos iniciais

	Aeronave 1	Aeronave 2	Aeronave 3	Aeronave 4
Aceleração do S/G (rpm/s)	60	70	65	40
Velocidade nominal do S/G (rpm)	12000	13000	14000	8000
Margem de torque (Lb-ft)	1,4	10,7	7,4	15,7

4º) Início da rotina: $n_1 = n_0 + \frac{(\tau_{D0} - \tau_{R0}) \times \Delta t}{M}$, considera-se $\Delta t = 0,1s$

5º) Verificação do tempo de partida correspondente à velocidade de corte do motor.

6º) Após atingir a velocidade de corte do motor, definição da curva de envelope sobre a curva de referência, mantendo o torque constante até o ponto de *engine light-off*, seguido da região de potência constante até o ponto de *starter cut-out*. As curvas obtidas são observadas na Fig. (6), Fig. (7), Fig. (8) e Fig. (9).

7º) Integração da curva de potência elétrica x tempo e determinar a energia da bateria, Tab. (3).

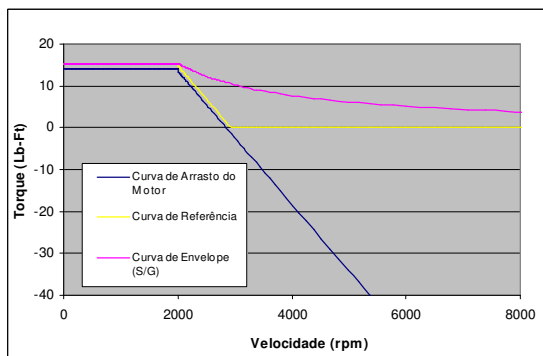


Figura 6. Característica de partida da aeronave 1

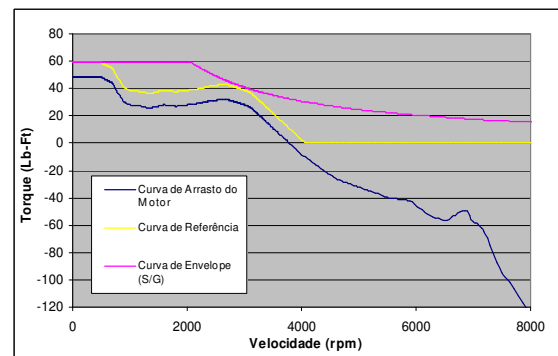


Figura 7. Característica de partida da aeronave 2

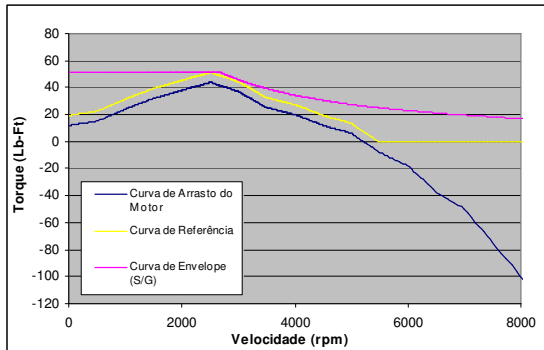


Figura 8. Característica de partida da aeronave 3

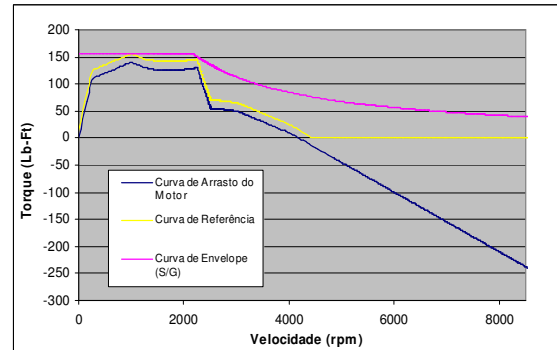


Figura 9. Característica de partida da aeronave 4

Tabela 3. Resultados dos cálculos

	Aeronave 1	Aeronave 2	Aeronave 3	Aeronave 4
Tempo de partida (s)	39,8	41,0	43,5	97,3
Demanda de energia para uma partida (Ah)	3,3	17,5	24,2	91,5
Potência elétrica requerida pelo sistema (kW)	6,2	24,9	27,9	68,6

Para o dimensionamento da bateria, considera-se, neste estudo, que, elas deverão ter energia suficiente para realizar a partida do motor (2 tentativas e 1 sucesso) e para a alimentação da aeronave em voo (cargas essenciais) no caso de uma emergência elétrica.

Nesse estudo considera-se o tempo de emergência elétrica de 45 minutos, que geralmente depende do tempo que o avião, com carga paga baixa, leva para atingir o solo após perda dos motores em teto máximo. Isto, por sua vez, depende da razão de planeio do avião. O que se percebe no mercado é que aviões grandes e que possuem controle *fly-by-wire* adotam, como forma de diminuir drasticamente o tamanho da bateria, a RAT (turbina de ar de impacto) como responsável pelas cargas essenciais. Neste caso, as baterias são solicitadas durante o *'deployment'* da RAT (em torno de 10 segundos) e em emergência elétrica por um tempo menor, aproximadamente 10 minutos apenas (depois que a RAT perde capacidade, na aproximação para pouso).

Como estimativa da energia necessária para a emergência elétrica via baterias, tem-se:

- Aeronave 1: 30 A x 0,75 h = 22,5 Ah
- Aeronave 2: 300 A x 0,10 h = 30 Ah
- Aeronave 3: 75 A x 0,75 h = 56,25 Ah
- Aeronave 4: 61 A x 0,17 h = 10,2 Ah

Foram consideradas quatro aeronaves com perfis de carga diferentes em função das tecnologias incorporadas, logo, perfis de emergência elétrica diferentes. Portanto, o total de energia para a bateria será conforme Tab. (4).

Tabela 4. Cálculo de energia necessária para a bateria

	Aeronave 1	Aeronave 2	Aeronave 3	Aeronave 4
Energia de três partidas (Ah)	9,9	52,5	72,6	274,5
Energia de emergência elétrica (Ah)	22,5	30,0	56,3	10,2
Demanda de energia total* (Ah)	32,4	82,5	128,9	284,7
Energia total (Ah) **	54,0	137,5	214,8	474,5

* A demanda de energia total é o somatório da energia de partida com a energia de emergência elétrica.

** De acordo com a AC 25.1333-1 (1990), tem-se como condição inicial as baterias com 60% da capacidade de carga para a partida de motor. Com isso a energia total é a demanda de energia total dividido por 0,6. Esse resultado deverá ser suprido pelo número de baterias.

A Tab. (5) apresenta a combinações de baterias existentes no mercado, Níquel-Cadmio (Ni-Cd), que poderiam suprir a demanda de energia para partida e emergência elétrica. A análise será feita assumindo a necessidade de até 3 baterias para a suprir a demanda de energia, a saber, bateria A, B ou C.

Tabela 5. Definição das baterias comerciais para a partida e emergência elétrica

Bateria		Aeronave 1		Aeronave 2			Aeronave 3			Aeronave 4		
		A1	B1	A2	B2	C2	A3	B3	C3	A4	B4	C4
3 partidas e emergência elétrica	Demanda (Ah)	27	27	43,7	43,7	50	71,6	71,6	71,6	158,2	158,2	158,2
	Bateria (Ah)	27	27	44	44	53	-	-	-	-	-	-

Verifica-se que, para as aeronaves 1 e 2 (até a capacidade de motor de aproximadamente 6800 lbf), a demanda de energia, considerando 3 partidas e emergência elétrica, reporta a baterias existentes no mercado, as quais agregam peso em níveis aceitáveis. Por outro lado, para as aeronaves 3 e 4, deve-se pensar numa outra forma de fonte de energia para a partida.

Nesse contexto, o desenvolvimento de uma bateria específica para a partida elétrica sem escovas poderia suportar os impactos do dimensionamento do sistema. Contudo, as características do novo produto devem ser investigadas. A Fig. (10) estabelece a variação do peso das baterias com a classe do motor para as tecnologias propostas de Ni-Cd e Lítion-Íon (Li-Ion). Como premissa, a relação kg/Ah para Ni-Cd é de 1:1 e para Li-Ion 0,6:1.

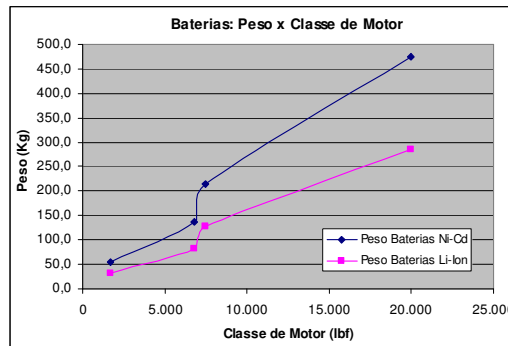


Figura 10. Variação do peso da bateria com a classe de motor

Como se pode observar, com o aumento da classe de motor, o peso para duas baterias (utilização na partida e em emergência elétrica) atinge valores muito altos em ambas as tecnologias. Supondo que o máximo factível de aumento de peso no avião para baterias seja 100kg comparando com as tecnologias de partida atuais, Tab. (6), para a tecnologia de Ni-Cd teríamos baterias que poderia chegar até cinco vezes o valor máximo permitido. Para a tecnologia de Li-Ion o impacto é menor, e isso poderá ser uma solução futura.

Tabela 6. Comparação do peso da bateria para partida tradicional e elétrica CA

Partida	Aeronave 1		Aeronave 2		Aeronave 3		Aeronave 4	
	Elétrica CA	Tradicional (Elétrica)	Elétrica CA	Tradicional (Elétrica)	Elétrica CA	Tradicional (Pneumática)	Elétrica CA	Tradicional (Pneumática)
Peso das Baterias Ni-Cd (kg)	54	54	138	90	215	74	475	54

5. CONCLUSÃO

A Fig. (11) apresenta a complexidade da adoção da partida por baterias em função da classe de motor, resultado principal deste estudo. A classificação por complexidade, através de uma escala atribuída de 0 a 2 será descrita a seguir.

Pelo esquema abaixo, conclui-se que é possível a partida a bateria de motores com até 5000 lbf, complexidade 0, uma vez que são sistemas já implementados e a tecnologia já está desenvolvida. Para a faixa de 5000 lbf a 7000 lbf, complexidade 1, a partida com utilização de baterias será condicionada aos requisitos estabelecidos para a aeronave, a saber: peso, operação e adoção de tecnologias modernas. Já para motores acima de 7000 lbf, mediante equipamentos disponíveis no mercado hoje e devido à elevada demanda de energia, não será possível a partida com bateria, cuja viabilidade ficará dependente da direção dos estudos para a utilização de novas tecnologias de armazenamento de energia que proporcionem melhor performance e menor impacto na aeronave, complexidade 2.

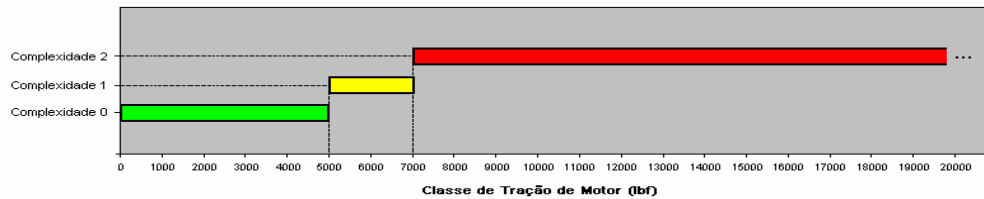


Figura 11. Criticalidade da partida por baterias por classe de tração de motor

Com isso, espera-se que esse trabalho auxilie os especialistas que queiram explorar mais essa tecnologia, direcionando a metodologia a ser seguida e também aos cuidados a serem considerados. A Fig. (11) poderá ser atualizada periodicamente, refletindo os avanços dos estudos, surgimento de componentes e divulgação de mais informação da indústria.

6. REFERÊNCIAS

- AC 25.1333-1, 1990, "Operations without Normal Electrical Power". Federal Aviation Administration, US Department of Transportation.
- Anghel, C., 2000, "A novel start system for an aircraft auxiliary power unit", Honeywell Engines & Systems Toronto, AIAA-2000-2801, p. 7-11.
- Atkey et al, 2007, "Electric-based secondary power system architectures for aircraft", United States Patent. n. 7,207,521.
- Bombardier Aerospace, 2008, "Bombardier Aerospace Selects Pratt & Whitney Canada's PW307B Engine to Power its All-Composite Learjet 85 Aircraft", <http://learjet85.com/en/news/articles/2008-05-12.html>, visualizado em 21/Jul/2010.
- Duesterhoeft, K. W., 2007, "Electric Starter Generator System for a Gas Turbine engine", United States Patent n. 7,253,535.
- Honorato, Lilian G. C., 2010, "Sistemas de Partida Elétrica de Motores Aeronáuticos em Corrente Alternada", Dissertação de Mestrado Profissional em Engenharia Aeronáutica (MP-Embraer), Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos.
- MIL-STD-704F, 2004, "Aircraft Electric Power Characteristics". Department of Defense Interface Standard. Department of Defense, USA.

7. DIREITOS AUTORAIS

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

ELECTRIC START SYSTEMS OF AERONAUTICAL ENGINES IN ALTERNATING CURRENT

Lilian Gabriela Coelho Honorato, lilian.honorato@embraer.com.br¹

Ivan de Figueiredo Malizia, imalizia@embraer.com.br¹

Cairo Lúcio Nascimento Júnior, cairo@ita.br²

Geraldo José Adabo, adabo@ita.br²

¹Embraer, Av. Brigadeiro Faria Lima nº 2170, 12227-901 – São José dos Campos – SP

²Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Divisão de Engenharia Eletrônica, 12228-900 – São José dos Campos – SP

Abstract: This article presents the technology of brushless alternating current (AC) starter motor for aeronautical engines as a more efficient alternative to the conventional brushed starter-generators or pneumatic systems. Firstly its is shown how the speed-torque curves for the brushless starter-generator and for the propulsion engine are used to estimate the time to start the engine and the energy provided by the electric power source, the batteries in this case. Then the different types of batteries offered in the aeronautical market are analyzed considering the requirements for the starter systems of four distinct categories of aircraft engine. As its main result, this article states the criticality of the use of batteries for the AC electric starter systems according to the engine traction class.

Keywords: aeronautical starter motor, alternating current electric starter motor, brushless starter-generator.