



UNIVERSIDADE EDUARDO MONDLANE



FACULDADE DE ENGENHARIA

Departamento de Engenharia Electrotécnica

Curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica

Relatório do Estágio Profissional

IMPLEMENTAÇÃO DE UM BANCO DE TESTE DO APU DO AVIÃO

Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

NA EMPRESA LAM – LINHAS AÉREAS DE MOÇAMBIQUE

Autor: Paulino Maibasso

Superviso da Empresa: Eng.º Tobias F. De Aguiar

Superviso da Faculdade: Prof. MSc. Omar Anlawe, Eng.º

Maputo, Agosto de 2022



UNIVERSIDADE EDUARDO MONDLANE



FACULDADE DE ENGENHARIA

Departamento de Engenharia Electrotécnica

Curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica

Relatório do Estágio Profissional

IMPLEMENTAÇÃO DE UM BANCO DE TESTE DO APU DO AVIÃO Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 NA EMPRESA LAM – LINHAS AÉREAS DE MOÇAMBIQUE

Autor: Paulino Maibasso

Superviso da Empresa: Eng.º Tobias F. De Aguiar

Superviso da Faculdade: Prof. MSc. Omar Anlawe, Eng.º

Maputo, Agosto de 2022



UNIVERSIDADE EDUARDO MONDLANE



FACULDADE DE ENGENHARIA

Departamento de Engenharia Electrotécnica

Curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica

Relatório do Estágio Profissional

AVALIAÇÃO DOS SUPERVISORES

Autor: Paulino Maibasso

Supervisor da Faculdade

Nota

Prof. MSc. Omar Anlawe, Eng.^o

Supervisor da Instituição

Nota

Eng.^o Tobias F. De Aguiar



UNIVERSIDADE EDUARDO MONDLANE



FACULDADE DE ENGENHARIA

Departamento de Engenharia Electrotécnica

Curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica

TERMO DE ENTREGA DO RELATÓRIO DO ESTÁGIO PROFISSIONAL

Declaro que o estudante: _____

Entregou no dia ___/___/20__ as ___ cópias do relatório do seu Estágio Profissional
com a referência: _____

Intitulado: IMPLEMENTAÇÃO DE UM BANCO DE TESTE PARA O AVIÃO
BOMBARDIER MODELO DHC-8, Q-400

Maputo, ____ de _____ de 20__

O Chefe de Secretaria

Cada um de nós merece a sorte que tem.

Provérbio Shangana

Dedicatórias

Em primeiro lugar, dedico este Trabalho à Deus Jehovah que preservou a minha vida até atingir este nível. Em segundo lugar aos meus pais, Paulo Mapsecuene Maibasso e Neta Simbine, que abdicaram de grande parte do proveito do fruto do seu trabalho, para que a minha Educação e Formação fossem possíveis.

Agradecimentos

Agradeço a empresa LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA pelo privilégio da Bolsa de Estudos concedido e por todo apoio prestado, para frequentar o curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica, na Fculdade de Engenharia da Universidade Eduardo Mondlane e a todos os que directa ou indirectamente contribuíram para a conclusão do curso. Foi duro, longo e de certa forma, muito penoso !

Muito obrigado !

Resumo

O presente trabalho tem como objecto a implementação de um Banco de Teste do Motor Auxiliar de Potência (APU – Auxiliar Power Unit).

Para uma melhor compreensão, primeiro é abordada a função do APU no avião. De seguida, é apresentado o diagrama em blocos, que constituem o sistema e a função de cada um deles no mesmo. No ponto seguinte faz-se a descrição do princípio de funcionamento do APU e são identificados os parâmetros fundamentais, bem como os seus limites, fixados pelo fabricante.

Mais adiante, são descritas as partes construtivas do Banco de Teste e os circuitos eléctricos que intergam os seus diversos dispositivos e o APU em teste. Nesta parte do trabalho, são ainda apresentados os mecanimos de simulação e indicação de falha de funcionamento do APU.

Mais ainda, é apresentada a lista do material necessário para a implementação do Banco de Teste e o custo respectivo, bem como o equipamento necessário para a realização dos testes.

Na parte final do presente relatório, são tiradas as conclusões e feitas as recomendações, sobre a viabilidade da implementação do Banco de Teste do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, na empresa LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA .

Palavras Chave:

Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, APU, Banco de Teste.

Abstract

This work has as object the implementation of a Test Bench for Bombardier Model DHC-8, Q-400 Aircraft APU – Auxiliar Power Unit.

For best understanding, firstly is referred the function of the APU in the Aircraft, followed by the blocks diagram and the function description of each block in the APU system. In the following point, is described the operation of the APU and are identified de parameters to be considered in the test and its limits, fixed by the manufacturer.

Ahead, are described the constructive parts of APU Teste Bench and the electrical circuits connecting the control devices of the APU under teste. In this part of the work, else are presented the mechanisms simulation of faults in APU operation and its indication.

Even more, is presented the list of the needed material and the related coast for APU Teste Bench implementation and the necessary equipment to perform the test.

In the end of this report, are taken conclusions and recommendations are given, about economic viability of Bombardier Model DHC-8, Q-400 fleet APU, in the LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA company.

Keywords:

Bombardier Model DHC-8, Q-400, APU, Teste Bench.

Lista de Abreviaturas

ADC – Amperes Direct Current

APU – Auxiliar Power Unit

C – Celsius, Centigrade

DC – Direct Current

DETA – Direcção de Exploração do Transporte Aéreo

ECU – Electronic Control Unit

EGT – Exhaust Gas Temperature

F – Fahrenheit

FADEC – Full Authority Digital Electronic Controller

Ft – Feet

GCU – Generator Control Unit

HOT – High Oil Temperature

Hz – Hertz

KPa – Ft) Kilo Pascais

L – Litro

LAM – Linhas Aéreas de Moçambique

Lbs – Pounds

LOP – Low Oil Pressure

m – Metro

MOM – Manual da Organização de Manutenção

MRO – Maintenance, Repair and Overhaul

MZN – Metical da Nova Família

NDT– Non Destructive Test

Ni-Cd – Nickel-Cadmium

PSI – Pounds per Square Inch

RPM – Revolution per Minute

SA – Sociedade Anônima

SDS – System Description Section

TBO – Time Between Overhaul

VDC – Volts Direct Current

μF – Micro Farad

Contents

Agradecimentos	II
Resumo.....	III
Abstract.....	IV
Lista de Abreviaturas.....	V
1 – Introdução	1
1.1 – Nota de apresentação.....	1
1.2 – Formulação do problema	1
1.3 – Importância do projecto.....	1
1.4 – Objectivos	2
1.4.2 – Objectivos específicos	2
1.5 – Metodologia utilizada	2
2 – Apresentação da empresa	3
3 – Actividades desenvolvidas	4
3.1 – Proposta do projecto	5
3.2 – Condições de ensaio.....	5
3.3 – Materiais e componentes	6
3.4 – Outras actividades	6
4 – Funções do APU	6
5 – Descrição do APU	7
6 – Blocos Funcionais	9
6.1 – Sistema de indução do ar	10
6.2 – Compressor	10
6.3 – Câmara de combustão.....	10
6.4 – Turbina.....	10

6.5 – Sistema de combustível	11
6.5.1 – Alimentação de combustível	11
6.5.2 – Controlo de combustível	11
6.6 – Sistema de ignição.....	12
6.7 – Caixa de velocidades	12
6.8 – DC Starter-Generator.....	13
6.9 – Bleed Valve.....	13
6.10 – Sistema de Escape de Gases.....	13
7 – Funcionamento do APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400	14
8 – Parâmetros do APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400	21
8.1 – Velocidade de rotação do Rótor.....	22
8.2 – Velocidade de rotação na Caixa de Velocidades (Gearbox).....	22
8.3 – Pressão e Temperatura do Óleo de lubrificação	23
8.4 – Temperatura dos Gases de Escape (<i>Exhaust Gas Temperature, EGT</i>).....	24
8.5 – Fluxo e Pressão do ar comprimido do ar comprimido produzido pelo APU	25
8.6 – Tensão e Corrente do DC Start-Generator, funcionando como Gerador	25
9 – Banco de Teste do APU do Avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400	26
9.1 – Partes construtivas	26
9.1.1 – Estrutura de suporte do APU	26
9.1.2 – Fornecimento de combustível ao APU	27
9.1.3 – Fonte de corrente eléctrica	27
9.1.4 – Circuitos de controlo	28
9.1.5 – Acessórios de controlo do APU	33
9.1.6 – Instrumentos de Medida	36
10 – Simulação de Falhas de funcionamento do APU	37

10.1 – Baixa pressão do óleo de lubrificação (<i>Low Oil Pressure, LOP</i>).....	37
10.2 – Alta temperatura do óleo de lubrificação (<i>High Oil Temperature, HOT</i>).....	38
10.3 – Velocidade de rotação excessivamente alta (<i>Overspeed</i>).....	38
10.4 – Velocidade de rotação excessivamente baixa (<i>Underspeed</i>).....	38
10.5 – Alta temperatura dos gases de escape (<i>High Exhaust Gas Temperature</i>).....	38
11 – Material necessário	39
12 – Equipamento necessário para a realização do teste.....	43
13 – Manutenção do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400	44
13.1 – Custo de Manutenção do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400	44
14 – Conclusões	45
15 – Recomendações	46
16 – Bibliografia	47
Anexo 1 – Unidade de Controlo de Combustível no APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 (APU Fuel Control Assembly).....	A
Anexo 2 – Detalhes do Distribuidor Principal de Combustível e os respectivos Injectores (<i>Main Fuel Manifold and Nozzles</i>).....	B
Anexo 3 – Termopar Alumel/Cromel para a leitura do EGT no APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	C
Anexo 4 – DC Starter-Generator e seus Acessórios, utilizado no APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400	D
Anexo 5 – Válvula de Controlo do Ar Comprimido produzido pelo APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 (<i>Bleed Valve</i>).....	E

Índice de Figuras

Figura 1– Estrutura Orgânica actualizada da empresa LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA.	4
Figura 2 – APU T-62-46C12 que equipa o avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	8
Figura 3 – Localização APU T-62-46C12 no Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	8
Figura 4– Diagrama em blocos do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	9
Figura 5 – Sistema de combustível do APU Part Number T-62-46C12, do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	12
Figura 6– Detalhes da Câmara de Combustão e da Turbina do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	14
Figura 7 – Detalhes da Câmara de Combustão e da Turbina do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	15
Figura 8– Sistema de combustível detalhado do APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400... ..	18
Figura 9 – Painel de Controlo do APU (APU Control Panel), a ser usado no Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, disponível no armazém de materiais rotáveis, na empresa.....	29
Figura 10– Esquema do circuito eléctrico do Painel de Controlo do APU (APU Control Panel) do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	30
Figura 11– Sistemade Controlo do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, detalhado..	31
Figura 12– Instalação eléctrica de Controlo do APU (Electrical-APU Harness) do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	32
Figura 13 – Esquema do circuito eléctrico de controlo do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, a partir do Banco de Teste.....	33
Figura 14– FADEC (Full Authority Digital Electronic Controller).. ..	34
Figura 15– Módulo de Relés de Controlo do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 (APU Relay Box).....	35
Figura 16– Generator Control Unit (GCU) do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	36

Índice de Tabelas

Tabela 1-Velocidade de rotação do Rótor do APU.....	22
Tabela 2– Velocidades de rotação na Caixa de Velocidades.....	23
Tabela 3– Parâmetros do Óleo de lubrificação do APU.	24
Tabela 4– Temperatura dos Gases de Escape (Exhaust Gas Temperature, EGT).....	24
Tabela 5– Fluxo e Pressão do ar comprimido produzido pelo APU..	25
Tabela 6– Valores de Tensão e Corrente do DC Start-Generator, na função de Gerador.....	26
Tabela 7– Instrumentos do Banco de Teste do APU do vião Bombardier Modelo DHC-8, Q400.	36
Tabela 8– Material necessário para a implementação do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	39
Tabela 9– Equipamento necessário para a realização do do ensaio do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, no Banco de Teste.....	43
Tabela 10– Características Técnicas do APU Part Number T-62T-46C12 (4503067), do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.....	44

1 – Introdução

1.1 – Nota de apresentação

O presente trabalho constitui o relatório de Estágio Profissional, realizado na empresa LAM - Linhas Aéreas de Moçambique, SA, em Maputo, como forma de culminação de estudos, do curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica, na Faculdade de Engenharia da Universidade Eduardo Mondlane.

A actividade realizada durante o Estágio Profissional consistiu num projecto de implementação de um Banco de ensaio do APU - Motor Auxiliar de Potência, dos avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, operado pela empresa.

1.2 – Formulação do problema

Por falta de condições de teste, designadamente, um banco de ensaio, a reparação do APU, que equipa os aviões Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 é feita no estrangeiro, o que se apresenta muito oneroso para a empresa e gasto de divisas para o país.

Em alternativa, certos testes necessários são realizados nos próprios aviões, prática que se afigura pouco segura, muito trabalhosa, represenando um risco de introduzir avarias nas aeronaves em causa, para além de violar as normas de manutenção de material aeronáutico, no campo da Aviação Civil.

1.3 – Importância do projecto

O projecto se revela de grande importância para a empresa LAM, na medida em que a sua implementação vai aumentar a capacidade oficial da mesma, bem como a segurança dos trabalhos de manutenção e reparação do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 da frota da empresa, reduzindo os custos operacionais, criando ainda a possibilidade de vender serviços a outros operadores deste tipo de aeronaves.

1.4 – Objectivos

Com este trabalho, pretende-se atingir os objectivos seguintes:

1.4.1 – Objectivo geral

Projectar um Banco de Ensaio do APU (*Auxiliar Power Unit*) - Motor Auxiliar de Potência, que equipa os Aviões Bombardier DHC-8, Q-400.

1.4.2 – Objectivos específicos

Aplicação prática dos conhecimentos adquiridos nas diversas cadeiras do curso de Licenciatura em Engenharia Electrónica, frequentadas até o presente e reflexamente desenvolver a nossa capacidade criativa, como futuros Engenheiros Electrónicos.

1.5 – Metodologia utilizada

Para alcançar os objectos pretendidos, na elaboração do presente trabalho recorreu-se a uma metodologia que consistiu na pesquisa bibliográfica de certos manuais relevantes para o tema, dos apontamentos de algumas cadeiras frequentadas até esta parte do curso, manuais de fabricantes de componentes e equipamentos electrónicos, de fabricantes de motores aeronáuticos, enciclopédias de circuitos electrónicos, acesso a sítios da internet, a testes laboratoriais, bem como a entrevista de técnicos com experiência comprovada na manutenção de diversos tipos de motores de aeronaves.

2 – Apresentação da empresa

A LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA tem a sua sede localizada no Largo da DETA, Alameda do Aeroporto N.º 113, Aeroporto Internacional de Mavalane, cidade de Maputo. Presentemente possui Representações em todas as províncias do país. E fora do país, está representada em Portugal, África do Sul, Tanzânia e Kenya.

A actual LAM é uma sociedade de Direito Privado, constituída pelo Estado Moçambicano, que participa em 80% do capital social e trabalhadores da empresa, admitidos até o ano de 1995, que detêm conjuntamente os restantes 20%.

Sucessora da DETA – Direcção de Exploração de Transportes Aéreos, criada pelo Governo português em 1936 como uma divisão de exploração de serviços dos Portos e Caminhos de Ferro, extinta após a proclamação da independência de Nacional em 1975.

Com a extinção da DETA foi criada a LAM, Empresa Estatal, sob tutela do Ministério dos Transportes e Comunicações, que durou entre os anos 1980 e 1998, onde foi transformada em sociedade anónima de responsabilidade limitada (SARL), pelo Decreto-Lei N.º 69/98, de 23 de Dezembro, adoptando a denominação de LAM- Linhas Aéreas de Moçambique, SARL, tendo como objecto social, o transporte aéreo de passageiros, carga e correio no serviço doméstico, regional e intercontinental, com carácter regular e não regular.

Presentemente, a empresa está estruturada em seis Direcções, designadamente, Recursos Humanos, Técnica, Operações, Finanças, Comercial e Sistemas de Informação, coordenadas por um Director Geral, sendo que para este trabalho, a Direcção Técnica é que se mostram de maior interesse prático para este trabalho, por ser a área onde decorreu o Estágio Profissional, tendo em conta a sua atribuição de garantir a manutenção das condições de aeronavegabilidade do material voo.

A Direcção Técnica está dividida em três departamentos, que são: Departamento de Aviões, Departamento de Oficinas, Departamento de Engenharia e Planeamento, uma Unidade de Garantia de Qualidade, um Núcleo de Formação, um Secretariado, um Gabinete de Contabilidade Analítica e uma Unidade Administrativa.

Sendo certo que a estrutura orgânica da empresa LAM no geral e da Direcção Técnica em especial, fogem ao objecto deste trabalho, a sua descrição se limita às áreas com atribuições especializadas relevantes nos diversos departamentos, para o desenvolvimento do projecto.

Assim sendo, para a elaboração do projecto do Banco de Ensaio do APU do Q-400, foi necessário desenvolvimento combinado de actividades nas Secções de Engenharia, Manutenção de Linha, Aviónica, Motores e Máquinas Ferramenta, bem como na secção de Acessórios.

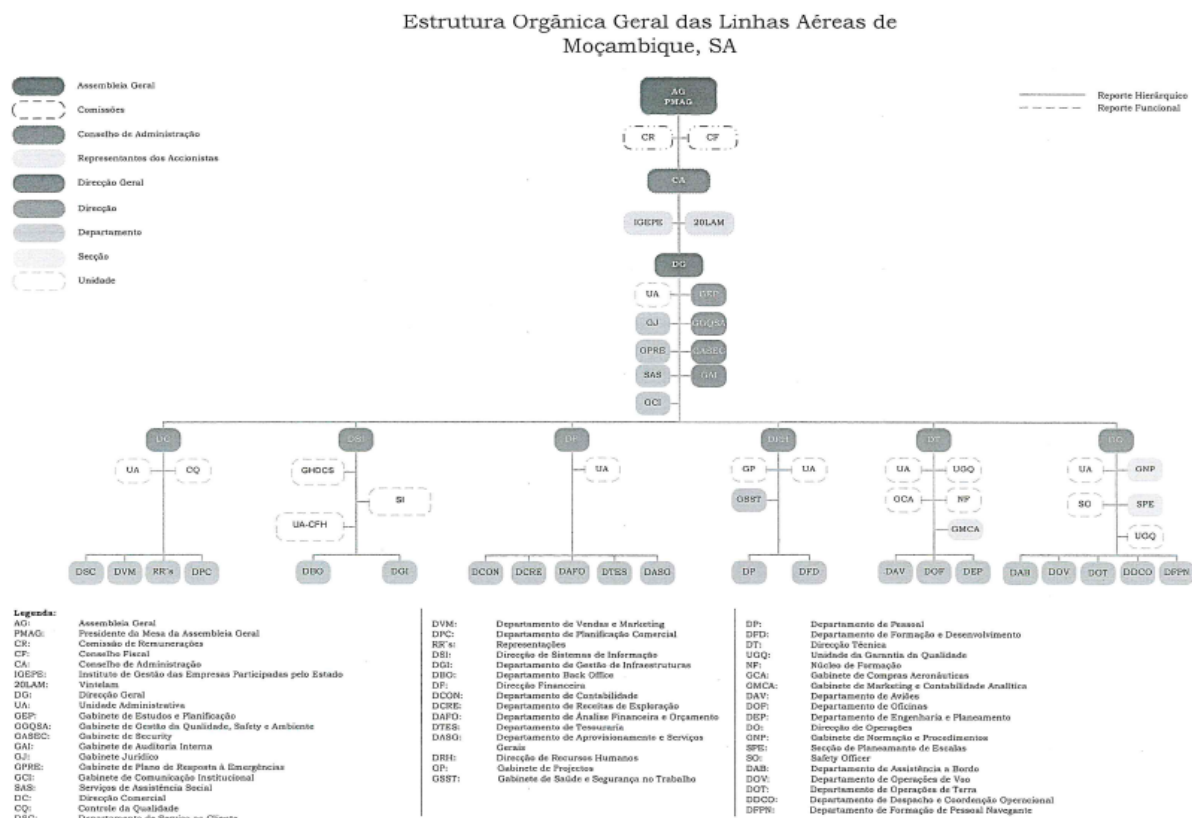


Figura 1– Estrura Orgânica actualizada da empresa LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA.

Fonte: Direcção dos Recursos Humanos da LAM –Linhas Aéreas de Moçambique, SA

3 – Actividades desenvolvidas

Para a realização do presente trabalho foram levadas a cabo várias actividades em áreas especializadas, de acordo com as suas atribuições em conformidade com o Manual da Organização de Manutenção (MOM), em vigor na empresa.

3.1 – Proposta do projecto

A primeira actividade consistiu na apresentação ao Departamento de Engenharia e Planeamento, da proposta do projecto de montagem de um Banco de ensaio do APU do Avião Bombardier DHC-8, Q-400, dada a sua atribuição na estrutura da empresa, de realizar estudos e apresentar soluções de problemas de Engenharia, utilizando métodos, técnicas e materiais aprovados pelas normas da Aviação Civil, em vigor no país.

Durante a apresentação, constatou-se que o Banco do APU do Avião Bombardier DHC-8, Q-400, presentemente mostra-se muito necessário, com concerta urgência, tendo até sido solicitado ao sector de Engenharia. Por essa razão, o seu desenvolvimento, presentemente se revela oportuno.

3.2 – Condições de ensaio

A actividade seguinte foi centrada na criação de condições de funcionamento do APU no Banco de ensaio, idênticas às de funcionamento real no avião.

A este respeito, recorreremos aos manuais do fabricante do APU, que estabelecem as condições de funcionamento deste, bem como de interligação os diversos sistemas do Avião. Esta actividade, pela tecnicidade, grande parte foi realizada nas áreas de Manutenção de Linha e Motores e Máquinas Ferramenta.

A informação dos manuais do fabricante, permitiu encontrar mecanismos de alimentação do APU no Banco de ensaio, em combustível e em corrente eléctrica, assim como de leitura e registo dos parâmetros do mesmo.

3.3 – Materiais e componentes

Esta actividade realizada de forma combinada, nas Secções de Motores e Máquinas Ferramentas, Aviónica e na Secção de Acessórios, foi dedicada à verificação de condições materiais indispensáveis para a implementação do projecto.

Para o efeito, com vista a reduzir os custos do projecto, concluímos que certos materiais e componentes podem ser encontrado localmente, de equipamento velho de sistemas similares de aviões que já fizeram parte da frota da empresa, nomeadamente, Boeing 737 Series 200 e 300, Boeing 767-200 ER, Fokker 100, Casa C-212, Beech kraft King Air BK-200, Cessna C402, Embraer E-190, entre outros.

3.4 – Outras actividades

Outras actividades, como montagem e testes finais do Banco de ensaio ficam por realizar, por estarem dependente da aquisição por parte da empresa, dos materiais e componentes que não se encontram disponíveis localmente nos equipamentos velhos da frota antiga da empresa, tendo em conta o seu preço e especificidade exigidas pelas normas aeronáuticas.

Contudo, pela sua natureza e tecnicidade, a montagem e os testes finais do Banco de ensaios, terá lugar pela combinação de trabalhos executados pelas Secções da Aviónica, Acessórios e Motores e Máquinas Ferramentas, nesta última Secção, por ser nesta onde o ensaio do APU é realizado.

4 – Funções do APU

Os diversos sistemas que constituem um avião, para seu funcionamento, requerem energia eléctrica, pneumática e hidráulica, normalmente produzida na própria aeronave, nos motores. No entanto, durante as operações de terra, como as inspecções e testes dos sistemas, necessárias antes de voo, embarque ou desembarque de passageiros, os motores encontram-se desligados, por força de economia do combustível e da segurança das pessoas nas proximidades dos motores. Assim, a energia necessária para

alimentação dos sistemas do avião com os motores parados, em princípio, é fornecida através de fontes do equipamento de terra do aeroporto onde a aeronave se encontrar.

Na falta desse equipamento na infraestrutura do aeroporto, a energia eléctrica, pneumática e hidráulica necessária é produzida no próprio avião através do *APU – Auxiliar Power Unit*, unidade auxiliar de potência, que é um motor de pequenas dimensões, similar aos motores do avião, que não produz propulsão do mesmo, mas sim energia, usando o mesmo combustível que os motores principais.

O APU serve para ajudar a suprir energia eléctrica, pneumática e hidráulica aos sistemas do avião, permitindo que estes operem independentes de fontes externas ou dos motores, podendo esta função estar disponível também em vôo, o que constitui solução encontrada pela engenharia para manter a aeronave auto-suficiente em qualquer lugar onde esteja aterrada, pois usa o mesmo combustível dos motores.

No caso particular do Bombardier DHC-8, Q-400, o APU não pode ser usado em voo, sendo de uso exclusivo em terra, para produção de energia para alimentação dos sistemas eléctrico e de ar-condicionado

5 – Descrição do APU

O APU do Bombardier DHC-8, Q-400 presentemente é fabricado pela Pratt & Whitney Canada, com *Part Number T-62T-46C12*. Consiste de um motor de turbina a gás que acciona um Motor de Arranque-Gerador de 28 Volts de corrente contínua e um compressor de ar, que produzem respectivamente, energia eléctrica e pneumática necessária no avião em terra.



Figura 2 – APU T-62-46C12 que equipa o avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

Fonte: PW – Pratt & Whitney, Canada, sucessora da Hamilton Sunstrand.

O APU e componentes associados são instalados num compartimento à prova de fogo, feito de Titânio, localizado no cone da cauda do avião, sendo o seu acesso através de portas apropriadas, que fazem parte da estrutura do cone da cauda, conforme ilustra a figura 2, que se segue.

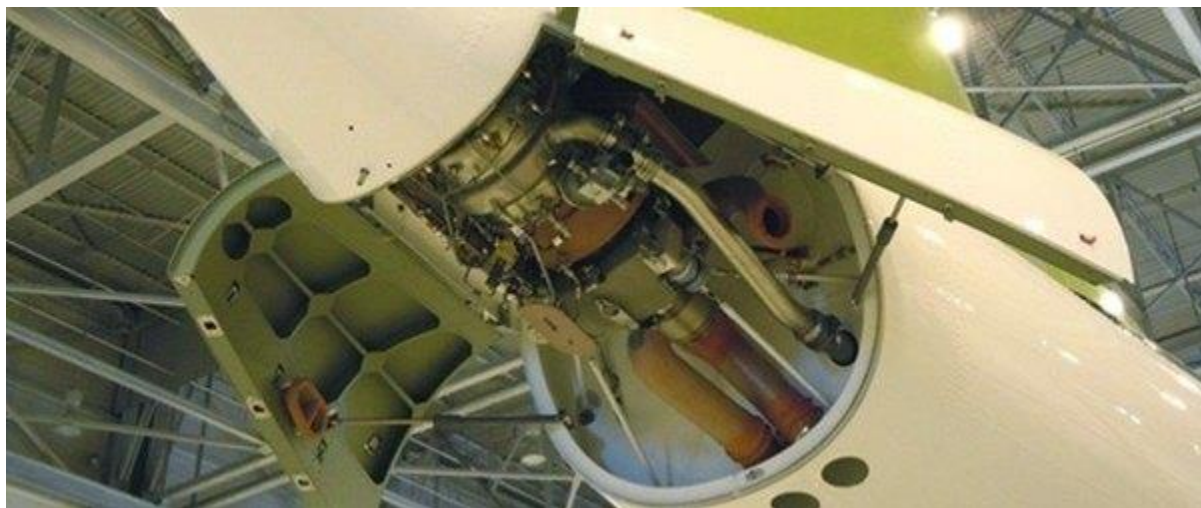


Figura 3 – Localização APU T-62-46C12 no Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

Fonte: NAC – Nordic Aviation Capital, Denmark.

6 – Blocos Funcionais

O APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 é constituído por nove principais blocos funcionais interligados, designadamente, sistema de indução do ar, compressor, câmara de combustão, turbina, sistema de combustível, sistema ignição, caixa de velocidade, *DC Starter-Generator*, *Bleed Valve* e pelo sistema de escape de gases.

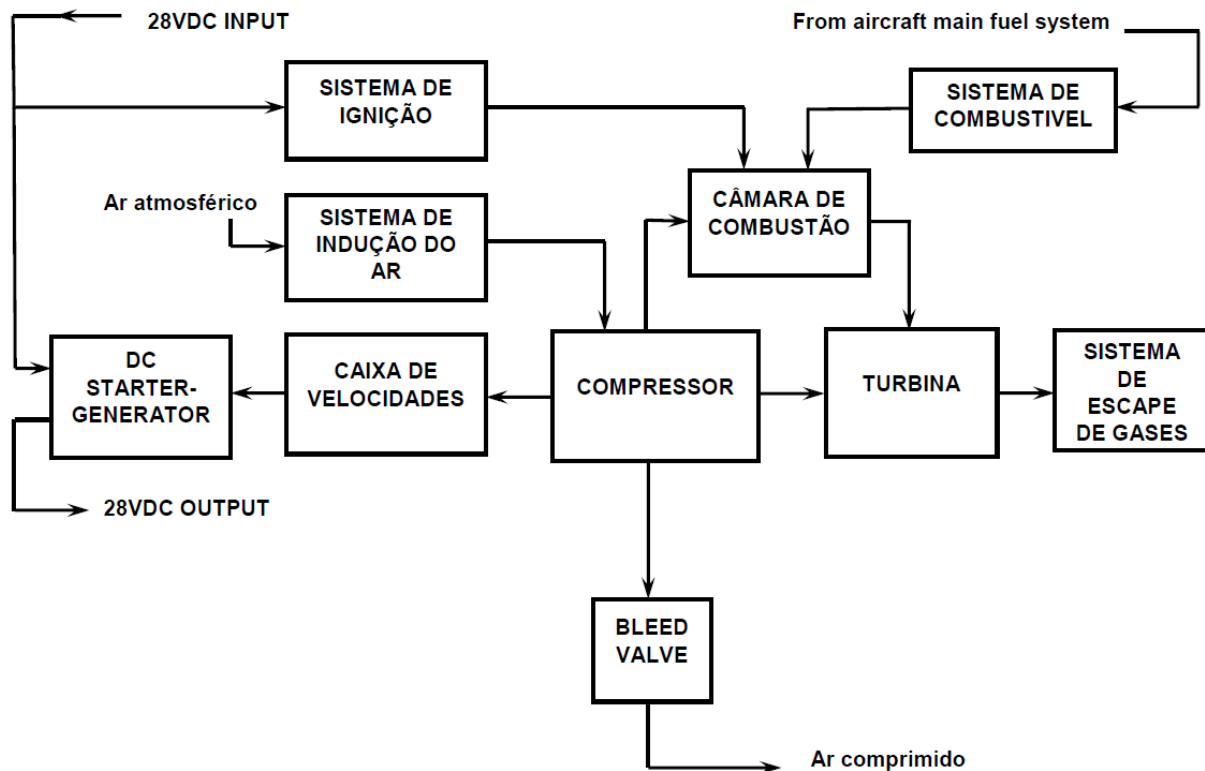


Figura 4– Diagrama em blocos do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: Autor do presente trabalho.

Cada bloco que constitui o sistema desempenha funções que a seguir são descritas:

6.1 – Sistema de indução do ar

O sistema de indução do ar é responsável pela entrada do ar atmosférico para o APU, concretamente para o compressor.

Consiste de uma abertura localizada no cone da cauda do avião, de onde o ar atmosférico entra e canalizado para o compressor, através de uma conduta.

6.2 – Compressor

O compressor é o elemento fundamental do APU. Está montado no mesmo veio que a turbina, formando conjuntamente o rotor e serve para introduzir e comprimir o ar necessário para o funcionamento do sistema. Uma parte desse ar comprimido é impelido para a câmara de combustão, onde é combinado com o combustível e ignição, e outra para os sistemas de ar condicionado do avião.

6.3 – Câmara de combustão

A câmara de combustão tem a função de converter a energia pneumática em energia térmica. Esta parte do motor recebe parte do ar comprimido do compressor, que é aquecido e misturado com combustível atomizado e injectado para o interior, onde é inflamado por uma centelha produzida por duas vela de ignição, formando uma massa gasosa com alto nível de energia térmica, que passa para a turbina.

6.4 – Turbina

A turbina transforma a energia térmica recebida da câmara de combustão, em energia mecânica necessária para accionar o compressor e a caixa de velocidades. Basicamente, o sistema é constituído por um rotor e um bocal.

No seu interior, o bocal da turbina contém 21 palhetas que aceleram e dirigem a a alta velocidade, os gases provenientes da câmara de combustão para o rotor da turbina.

A energia rotacional derivada do fluxo de gases quentes através do rotor da turbina acciona simultaneamente, o compressor, o gerador, bem como outros acessórios do APU, a partir da caixa de velocidades, sendo que os gases são posteriormente descarregados axialmente, através do sistema de escape, para fora do sistema.

6.5 – Sistema de combustível

O sistema de combustível do APU é constituído sub-sistemas interligados entre si, designadamente, o de alimentação e o de controlo de combustível.

6.5.1 – Alimentação de combustível

O sub-sistema de alimentação é integrado por duas bombas de combustível, uma de baixa pressão e outra de alta pressão, ambas accionadas pela caixa de velocidades; um filtro de descarga; dois injectores de combustível para o arranque e seis injectores de combustível principais, todos dirigidos para interior da câmara de combustão.

6.5.2 – Controlo de combustível

O controlo do combustível é constituído principalmente por uma Unidade Electrónica de Controle, o ECU, que contém uma servo-válvula e uma válvula de pressão diferencial e por diversas válvulas de controle, nomeadamente, a *Fuel Start Valve*, *Main Fuel Valve*, *Fuel Flow Divider*, *Purge Valve*, *Relief Valve*, todas controladas pela FADEC.

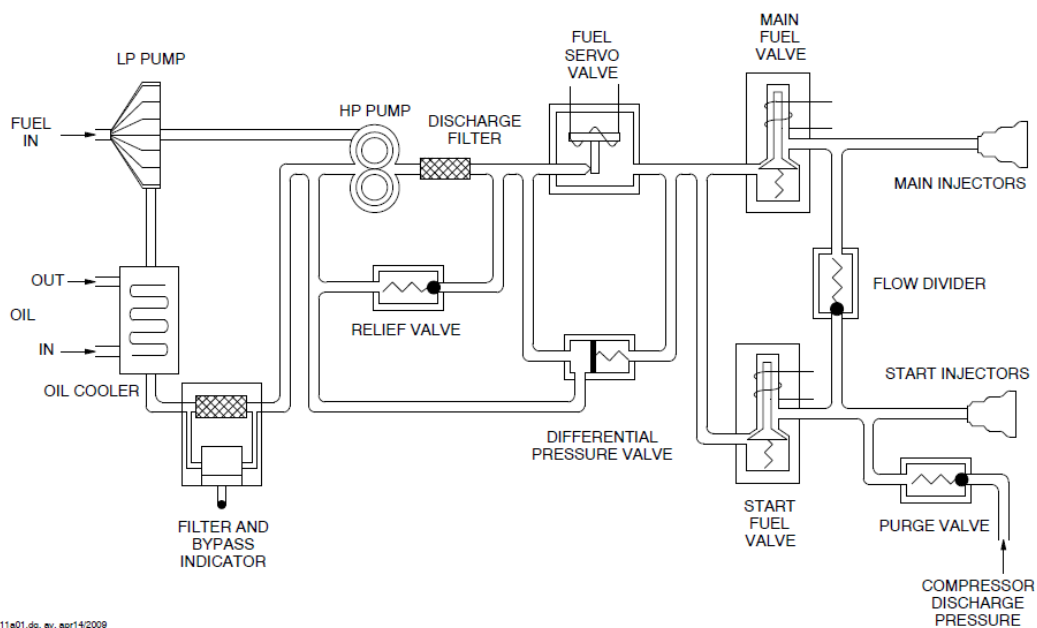


Figura 5 – Sistema de combustível do APU Part Number T-62-46C12, do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

6.6 – Sistema de ignição

Este sistema é constituído essencialmente por um excitador de ignição, dois cabos blindados e duas velas de ignição.

O excitador de ignição é uma unidade electrónica que gera alta tensão, a partir de 28VDC, que é enviada para as velas de ignição através de dois cabos blindados, onde provocam uma centelha intermitente, necessária para inflamar a mistura ar-combustível no interior da câmara de combustão

6.7 – Caixa de velocidades

A caixa de velocidades está localizada na parte frontal do APU. Serve para reduzir a velocidade de rotação transmitida pelo rotor, para accionar o gerador, as bombas de combustível, de óleo, bem como outros acessórios necessários para o funcionamento

do APU e tem ainda a função de transmitir o movimento de rotação do motor de arranque para o rotor, durante a partida do mesmo, actuando com interface.

6.8 – DC Starter-Generator

O *DC Starter-Generator* é uma máquina de corrente contínua, de excitação composta, com um sistema de arrefecimento por ar, que funciona como motor de arranque e como gerador, controlada por uma unidade electrónica designada GCU.

Durante o arranque do APU, funcionando como motor eléctrico, recebendo uma alimentação de 28VDC, fornecida por uma bateria alcalina, de Níquel-Cádmio.

Quando o APU atinge o seu pleno funcionamento, esta máquina passa a funcionar como gerador, para produzir 28VDC, necessários para o funcionamento dos diversos sistemas do avião, quando os seus motores principais estiverem desligados.

6.9 – Bleed Valve

A *Bleed valve* é uma válvula controlada e actuada pneumáticamente, comandada pela FADEC. Tem a função de controlar a saída do ar comprimido produzido pelo APU para diversos sistemas do avião, nomeadamente, ar condicionado, arrefecimento, pressurização, entre outros.

6.10 – Sistema de Escape de Gases

Este sistema é o ponto de saída para o ambiente, dos gases resultantes da combustão da mistura ar-combustível, depois de transformada a sua energia térmica em energia mecânica, pela turbina.

A partir deste sistema é lido um dos principais parâmetros do APU, designadamente, EGT, muito determinante na sua performance, bem como na sua protecção durante o funcionamento.

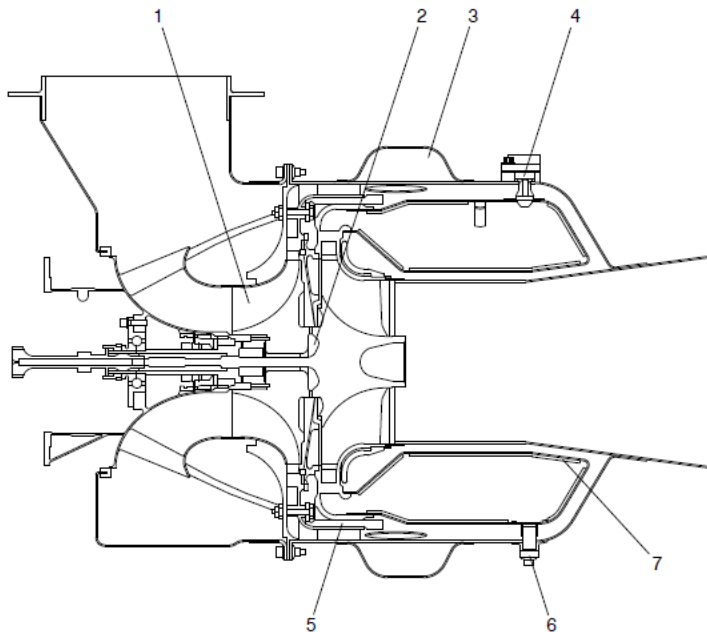


Figura 6– Detalhes da Câmara de Combustão e da Turbina do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.

1 – Tomada de Ar atmosférico (*Air Intake Housing*); 2 – Rótor (*Rotor Assembly*); 3 – Câmara de Combustão (*Combustor Housing*); 4 – Injetor de Combustível (*Fuel Nozzle*); 5 – Suporte de Injectores da Turbina (*Turbine Nozzle Containment Assembly*); 6 – Vela de Ignição (*Igniter Boss*); 7 – Alinhamento da Câmara de Combustão (*Combustor Lining*). **Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.**

7 – Funcionamento do APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

O APU é electricamente alimentado por 28VDC e operado a partir de um painel de controle, localizado do lado direito e na parte de cima da cabina de tripulação do avião. Esse painel de controle é constituído por quatro *switches* e uma luz de alerta, sendo o *start switch* teimoso (*Toggle*) e os restantes, designadamente, *Power switch*, *Generator switch* e *Bleed switch*, de actuação alternativa, ou seja *ON-OFF switches*.

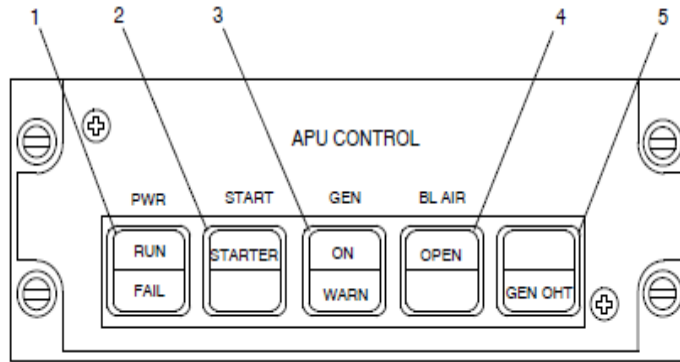


Figura 7 – Detalhes da Câmara de Combustão e da Turbina do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400.

1– APU power Switch; 2 – APU Starter switch; 3 – APU Generator switch; 4 – Bleed Air switch; 5 – APU Generator Overheat advisory light. **Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.**

Quando o Power Switch é accionado, uma tensão de 28VDC é fornecida ao FADEC (*Full Authority Digital Electronic Controller*), que energiza os diversos componentes do APU e o painel de controle, habilitando-os das suas funções.

O funcionamento do APU começa com a ligação do *Start Switch*, seguindo uma sequência automática de operações de arranque, coordenadas pelo FADEC, que envia um sinal ao DC Starter-Generator para que este, funcionando como motor eléctrico, produza um movimento de rotação para ser transmitido ao APU, a partir da caixa de velocidades, onde estão acopladas igualmente as bombas de óleo de lubrificação e de combustível.

O FADEC (*Full Authority Digital Electronic Controller*) é uma unidade que serve para o controle da sequência das operações de funcionamento do APU, monitoria dos seus parâmetros, detecção de falhas, bem como a proteção do APU, no geral.

O movimento de rotação do *DC Starter-Generator* transmitido à caixa de velocidades acciona simultaneamente a bomba de óleo de lubrificação, as bombas de combustível e o veio do rotor, onde se encontram montados o compressor e a turbina do APU.

A bomba de óleo cria a circulação do óleo necessário para lubrificar a própria caixa de velocidades, bem como os rolamentos de apoio do rotor do APU as bombas de combustível fornecem combustível ao APU, proveniente do avião.

O combustível entra no APU através de uma bomba centrífuga de baixa pressão (*Low Pressure Centrifugal Fuel Pump*), passa através de um permutador de calor combustível/óleo (*Fuel/oil Cooler*), passando por um filtro, para uma bomba de alta pressão (*High Pressure Fuel Pump*), flue através de uma servo-válvula (*Fuel Servo Valve*), até à uma válvula solenoide do distribuidor de combustível (*Fuel Solenoid Manifold*). O excesso de combustível circula através de uma válvula de alívio (*Relief Valve*), montada sobre a bomba de alta pressão de combustível (*High Pressure Fuel Pump*).

Uma válvula de pressão diferencial, em paralelo com a servo válvula (*Fuel servo Valve*), permite manter um diferencial constante da pressão de combustível através da mesma, o que resulta numa relação linear do fluxo de combustível para a servo corrente de comando, enviada pelo FADEC, cujo controle do fluxo de combustível garante eficiência tanto no arranque, assim como durante a operação do APU.

A sequência de arranque inicia com a abertura da servo válvula de combustível (*Fuel Servo Valve*), quando for energizada através com o accionamento do Starter Switch. Nesse momento, a *Start Fuel Valve* fica igualmente energizada e abre caminho para a passagem de combustível para os injectores de arranque (*Start Nozzles*).

Quando a velocidade de rotação atingir 3% do seu valor nominal, um sinal é enviado à caixa de ignição, que produz uma centelha intermitente nas velas (Sparks), dando início à combustão da mistura ar-combustível, no interior da câmara de combustão, resultando numa massa gasosa de desindade uniforme e elevada energia térmica.

Essa massa gasosa expandida no interior da câmara de de combustão, é acelerada e dirigida para as pás da turbina, causando a rotação do rotor do APU, movendo simultaneamente o compressor que se encontra montado no mesmo veio, introduzindo automaticamente, do ambiente para o interior do APU, o ar necessário para o seu funcionamento.

A partir desse momento, o APU passa a produzir o movimento de rotação através da transformação da energia, térmica resultante da inflamação da mistura ar-combustível, em energia mecânica.

Quando a rotação atingir 25% da velocidade nominal do APU, a válvula principal de combustível (*Main Fuel Valve*) fica energizada e conseqüentemente aberta, permitindo o fluxo de combustível para seis injectores de adicionais (*Main Fuel Nozzles*) e para as velas de ignição (*Igniters*) na câmara de combustão.

Nesta condição, uma válvula divisora do fluxo, localizada na válvula solenoide do distribuidor principal de combustível (*Main Fuel Manifold*) fica aberta quando a pressão do combustível alcançar 300 PSI (2068.4 kPa), para garantir a manutenção de uma pressão de combustível adequada, nos injectores de arranque.

A válvula de combustível para o arranque (*Fuel Start Valve*) permanece aberta até a rotação atingir 70% da velocidade nominal, momento em que fica desenergizada e fecha o fluxo de combustível.

Nesse mesmo instante, a válvula de combustível para o arranque, de sentido único (*Start Fuel Check Valve*), junto à válvula de combustível para o arranque (*Fuel Start Valve*), fica aberta para permitir a remoção do combustível residual proveniente do distribuidor de combustível para o arranque (*Start Fuel Manifold*) e dos injectores.

A válvula de combustível para o arranque, de sentido único (*Start Fuel Check Valve*) é accionada pela pressão do ar do compressor do APU, quando o combustível já não tiver mais pressão. Esta válvula providencia um fluxo contínuo de ar através dos injectores, durante o funcionamento do APU.

O combustível residual proveniente do distribuidor de combustível para arranque (*Start Fuel Manifold*) e dos injectores é removido pela *Purge Check Valve*. Esta válvula, localizada junto do *Start Fuel Valve* é aberta pela pressão do ar do compressor do APU.

A válvula principal de combustível (*Main Fuel Valve*), aberta aos 25% da rotação nominal, permitindo o fluxo de combustível para os seis injectores, permanece nesse estado durante a aceleração e operação do APU.

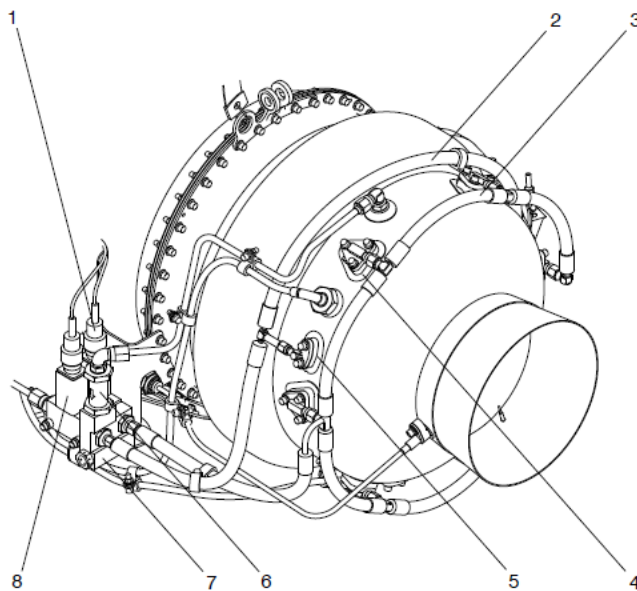


Figura 8– Sistema de combustível detalhado do APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

1 – Main Fuel Solenoid valve; 2 – Start Fuel Manifold; 3 – Main Fuel Manifold; 4 – Main Fuel Manifold Nozzle; 5 – Start Fuel Nozzle; 6 – Start Fuel Check Valve; 7 – Fuel Solenoid Outlet Manifold Block Assembly. **Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.**

Durante a operação do APU deve ser garantida a lubrificação tanto da caixa de velocidades (*Gearbox*), assim como dos rolamentos de apoio do rotor. Para o efeito, o óleo usado deve circular à uma pressão e temperatura adequadas.

A circulação e pressurização do óleo de lubrificação no sistema é feita por meio de uma bomba de óleo, do tipo engrenagem de deslocamento positivo (*Positive displacement gear type oil pump*), localizada no interior da caixa de velocidades (*Gearbox*).

Quando a pressão do óleo atingir 35 ± 5 PSI (241 ± 34.5 kPa), um sensor de pressão, que funciona como chave eléctrica actuada por pressão do óleo (*Low Oil Pressure Switch*), normalmente fechada, localizada à jusante do filtro de óleo, abre os seus contactos e permanecem abertos durante o funcionamento normal do APU. A partir desse instante,

o controlo da pressão do óleo é temporariamente suspenso, até a rotação do APU atingir 100% da sua velocidade nominal.

Nessa rotação, se o valor da pressão do óleo, de 35 ± 5 PSI (241 ± 34.5 kPa) decrescer, o *Low Oil Pressure Switch* volta para posição de fechado e o funcionamento do APU é cortado automaticamente (*Automatic Shutdown*).

A redução da temperatura do óleo de lubrificação, elevada pelo funcionamento do APU, é feita através de um permutador de calor Combustível/Óleo (*Fuel/Oil cooler*), situado do lado direito da parte inferior da caixa de velocidades (*Gearbox*).

Pelas suas características contrutivas, o permutador de calor restringe o fluxo de óleo de lubrificação. Para contornar essa restrição, é usada uma válvula (*Coller Bypass Valve*), localizada na caixa de velocidades (*Gearbox*), que fica aberta quando a pressão do óleo estiver entre 65 e 70 PSI (448 e 483 kPa), permitindo a passagem do mesmo.

Se a temperatura do óleo de lubrificação atingir mais de 275 ± 5 °F (135 ± 3 °F), um sensor de temperatura, desempenhando funções de uma chave eléctrica actuada pela temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature Switch*), que é do tipo normalmente aberta, fica fechado e o funcionamento do APU é automaticamente cortado (*Automatic Shutdown*), por elevada temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature*).

Entretanto, se a pressão e a temperatura do óleo de lubrificação, durante a sequência de arranque, continua a aceleração da velocidade de rotação do APU até atingir 100% do seu valor nominal.

Quando a rotação atinge 50% da velocidade nominal, o DC Starter-Generator funcionando como motor de arranque, é desenergizado. E a partir dos 95% da rotação nominal do APU, passados três segundos, o DC Starter-Generator passa a funcionar como Gerador, ficando disponível para fornecer energia eléctrica ao avião.

O DC Starter-Generator, com capacidade para gerar uma tensão de 28VDC, podendo debitar até 400A, suficiente para alimentar todos os sistemas do avião, é controlado por uma unidade electrónica, designada *Generator Control Unit (GCU)*.

Contudo, se a velocidade de rotação do APU não atingir 95% ou ultrapassar 105% (do valor nominal, o seu funcionamento é cortado automaticamente (*Automatic Shutdown*), por baixa rotação (*Underspeed*) ou por alta rotação (*Overspeed*), respectivamente.

A velocidade é controlada através de um sensor de velocidade, instalado na conduta de entrada do ar no APU (*Air inlet Housing*). É um dispositivo constituído por uma sonda simples de bobina dupla. Esta sonda magnética, se estende ao longo da conduta de entrada do ar (*Air inlet Housing*) e alinhado com os lóbulos do veio do rotor.

A bobina dupla fornece um sinais redundantes da velocidade de rotação. O sensor gera sinais sinusoidais redundantes, que transmitido para o FADEC e usados para sequência de arranque e na detecção da velocidade anormal, que leva ao corte automático do funcionamento da APU (*Automatic Shutdown*), por baixa velocidade (*Underspeed*) ou por velocidade excessiva (*Overspeed*).

Os dois sinais são comparados pelo FADEC para a determinação da velocidade de rotação alcançada pelo APU. Se a diferença entre os dois sinais exceder 5%, o FADEC utiliza o sinal de valor mais alto. A falta de um dos sinais gera uma alerta de anomalia do sistema. A perda de ambos sinais causa um corte automático do funcionamento do APU (*Automatic Shutdown*).

Depois do APU ficar disponível para a carga, que ocorre passados 3 Segundos após atingir 95% da rotação nominal, a pressão do ambiente é usada pelo FADEC para ajustar o mínimo e máximo de combustível a ser enviado para os injectores.

O sinal do sensor de velocidade de rotação do APU é usado pelo FADEC para garantir a manutenção de 100% da velocidade nominal, através do aumento ou diminuição do fluxo de combustível que passa pela Sevo Válvula (*Fuel Sevo Valve*). Este sinal é ainda usado para monitorar as condições de corte automático do funcionamento do APU (*Automatic Shutdown*), por velocidade excessiva (*Overspeed*) ou por baixa velocidade de rotação (*Underspeed*).

Durante a operação do APU, o FADEC igualmente monitora a Temperatura dos Gases de Escape (*Exhaust Gases Temperature, EGT*). Segundo o que foi estabelecido pelo fabricante, este parâmetro deve estar abaixo de 1890 °F (1032 °C), durante o arranque

e 1324 °F (718 °C), em pleno funcionamento. Acima desses valores, o funcionamento do APU é automaticamente cortado (*Automatic Shutdown*), por temperatura excessiva (*Overtemperature* ou *High Exhaust Gas Temperatura*).

O controlo da temperatura dos gases de escape (*EGT*) é feito por meio de duas sondas, fabricadas de termopares de *Alumel/Cromel*, localizadas na tubeira de escape e montadas com um espessamento de 90.º, entre si, nas posições 5.00 Horas e 8.00 Horas, de um relógio analógico.

Essas sondas (probes), quando submetidas ao calor dos gases de escape do APU, geram um sinais da ordem de milivolts, que são usados pelo FADEC para monitorar a temperatura dos gases de escape (*EGT*).

O FADEC compara os dois sinais para determinar a temperatura dos gases de escape. Se a diferença de temperatura entre os dois sensores for maior que 200 °F (93.3 °C), o FADEC usa o valor mais alto. Uma falha registada por um dos sensores, resulta numa mensagem de alerta, enquanto que uma deficiência detectada por ambos, dá origem ao um corte automático do funcionamento do APU (*Automaic Shutdown*).

8 – Parâmetros do APU do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

Os parâmetros do APU são grandezas que permitem controlar, monitorar e avaliar o estado do seu funcionamento. Um desvio dos parâmetros, dos limites fixados pelo fabricante, indica a presença de anomalias no funcionamento.

Os principais parâmetros, que determinam o controle, monitoria, avaliação das condições de funcionamento, bem como a protecção para extensão da vida útil do APU, são apresentadas nas tabelas abaixo, degnadamente, a velocidade de rotação do rotor e dos acessórios, a pressão e temperatura do óleo de lubrificação, a temperatura dos gases de escape (*EGT*), o fluxo e a pressão do ar comprimido produzido pelo APU e os parâmetros do Gerador, designadamente, a tensão e corrente eléctricas.

Os limites dos parâmetros do APU do *Part Number T-62T-46C12* foram fixados pelo fabricante considerando condições de operação somente em terra, numa altitude entre -304 m (1000 Ft) e 4575 m (15000 Ft), num ambiente de um dia normal.

8.1 – Velocidade de rotação do Rótor

A velocidade de rotação do Rótor é o parâmetro mais preponderante na operação do APU, servindo de referência, no controlo automático da sequência de arranque, aceleração e monitoria do funcionamento deste motor.

Um desvio acentuado dos seus valores, dos limites fixados pelo fabricante, representa uma anomalia, levando a uma paragem automática de funcionamento (*Automatic Shutdown*), quer por redução, quer por subida do seu valor (*Shutdown por Underspeed* ou por *Overspeed*, respectivamente), conforme a Tabela 1, abaixo apresentada.

Tabela 1-Velocidade de rotação do Rótor do APU. Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

VELOCIDADE DO RÓTOR	VALOR (RPM)
Velocidade Nominal, 100%	64154
Velocidade Excessiva (<i>Overspeed</i>), 105%	67362
Baixa Velocidade (<i>Underspeed</i>), 95%	54531

8.2 – Velocidade de rotação na Caixa de Velocidades (Gearbox)

A Caixa de Velocidades (*Gearbox*), servindo de interface entre o Rótor e os acessórios, designadamente, as Bombas de Combustível e de Óleo de Lubrificação, bem como o *DC Start-Generator*, reduz a velocidade de rotação recebida na sua entrada, para valores adequados para o accionamento dos mesmos.

Os valores da velocidade de rotação adequada, necessária para transmitir aos acessórios e ao *DC Start-Generator*, são indicados na Tabela 2, que se segue.

Tabela 2– Velocidades de rotação na Caixa de Velocidades. Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

VELOCIDADE NA CAIXA DE VELOCIDADE (GEARBOX)	VALOR (RPM)
Velocidade de Entrada da Caixa de Velocidades (<i>Gearbox</i>)	64154
Velocidade de Saída para a Bomba de Óleo de Lubrificação (<i>Oil Pump</i>)	4379
Velocidade de Saída para a Bomba de Combustível (<i>Fuel Pump</i>)	4186
Velocidade de Saída para o <i>DC Starter-Generator</i>	11860

8.3 – Pressão e Temperatura do Óleo de lubrificação

O Óleo de Lubrificação serve para reduzir o atrito e desgaste do material nos rolamentos do rotor, nas diversas engrenagens ou mecanismos do APU, aumentando o seu rendimento e o tempo da sua vida útil.

Para uma correcta lubrificação, é necessário que o óleo correspondente circule pelo sistema a uma pressão e temperatura adequadas, sob o risco de criação de danos ao APU, cuja reparação pode ser muito onerosa.

Assim sendo, o APU não pode operar com a pressão e temperatura do óleo de lubrificação fora dos limites fixados pelo fabricante e constantes da Tabela 3.

Conforme essa tabela, na operação do APU, o valor mínimo permitido da pressão do óleo de lubrificação é de 35 ± 5 PSI e a temperatura do mesmo óleo não pode estar acima de 275 ± 5 °C (135 ± 3 °F).

Se esses parâmetros ficarem fora dos limites, o APU pára automaticamente de funcionar (*Automatic Shutdown*), por baixa pressão do óleo de lubrificação (*Low Oil Pressure*), no primeiro caso e por alta temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature*).

Tabela 3– Parâmetros do Óleo de lubrificação do APU. Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

PARÂMETRO	VALOR
Pressão do Óleo de lubrificação	30 PSI (206,5 kPa) à 60 PSI (413,0 kPa)
Temperatura do Óleo de lubrificação	275±5 °C (135±3 °F)

8.4 – Temperatura dos Gases de Escape (*Exhaust Gas Temperature, EGT*)

A Temperatura dos Gases de Escape (*Exhaust Gas Temperature, EGT*) é um dos parâmetros fundamentais para o controlo automático, monitoria e avaliação do estado de funcionamento, bem como a performance do APU.

Este parâmetro é medido a partir da tubeira de escape, por meio de dois sensores de temperatura constituídos por termopares *Alumel/Cromel*, sendo os dados enviados para o FADEC para controlar o fluxo do combustível através da servo válvula (*Fuel Servo Valve*), para os injectores na câmara de combustão, automaticamente controlando dessa forma a velocidade de rotação do APU.

Uma temperatura dos gases de escape acima dos valores da tabela 4, conforme a fase de operação do APU (durante a sequência de arranque e aceleração ou em pleno funcionamento), determina uma paragem automática (*Automatic Shutdown*), por temperatura elevada dos gases de escape (*High EGT*).

Tabela 4– Temperatura dos Gases de Escape (Exhaust Gas Temperature, EGT). Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

FASE DE OPERAÇÃO DO APU	TEMPERATURA DOS GASES DE ESCAPE
Durante o arranque	1890 °F (1032 °C)
Em funcionamento	1324 °F (718 °C)

8.5 – Fluxo e Pressão do ar comprimido do ar comprimido produzido pelo APU

O objectivo da operação do APU é o accionamento de um gerador de energia eléctrica e um compressor ar para para produzir energia pneumática, necessárias no avião, enquanto os seus motores principais não estiverem em funcionamento ou não podem fornecer energia.

Para a avaliação do objectivo pretendido, é necessário garantir que a energia produzida esteja na medida desejada, sendo que quanto ao ar comprimido, o fluxo e a pressão são as medidas que se mostram de interesse prático na avaliação da rentabilidade e eficácia da operação do APU.

Os valores mínimos do fluxo e pressão do ar comprimido produzido pelo APU do *Part Number T-62T-46C12*, do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, permitidos pelo fabricante, são indicados na Tabela 5.

Tabela 5– Fluxo e Pressão do ar comprimido produzido pelo APU. Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

PARÂMETRO	VALOR
Fluxo do ar comprimido (<i>Bleed Airflow</i>)	51,2 Kg/S (113 Lbs)
Pressão do ar comprimido (<i>Bleed Airpressure</i>)	48 PSI

8.6 – Tensão e Corrente do DC Start-Generator, funcionando como Gerador

Relativamente aos parâmetro do Gerador da energia eléctrica, apenas o valor da tensão de saída dos seus terminais tem interesse para o presente trabalho, uma vez que os outros parâmetros indispensáveis, nomeadamente, tensão residual de auto-excitação, corrente de excitação, corrente de carga, entre outros, constituem objecto de um teste autónomo, cujos pormenores fojem ao escopo deste trabalho.

A tensão de saída do Gerador deve ser de 28 VDC, conforme as normas em vigor no ramo da Aviação Civil comercial, para a alimentação de sistema de Corrente Contínua, conforme está indicada na Tabela 6.

Tabela 6– Valores de Tensão e Corrente do DC Start-Generator, na função de Gerador. Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

PARÂMETRO	VALOR
Tensão nos terminais de saída	28 VDC
Corrente máxima de carga	400 ADC

9 – Banco de Teste do APU do Avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

O Banco de Teste é um sistema que permite a operação do APU fora do avião, simulando as condições reais de funcionamento, para avaliar a sua aptidão, depois da realização de trabalhos de inspeção, reparação ou revisão geral, ou efectuar diagnóstico, bem como a correcção de avarias.

9.1 – Partes construtivas

Para a realização de testes do APU fora do avião, é necessário garantir uma estrutura de suporte, fornecimento de combustível, de corrente eléctrica, uma instalação de comando e controlo, acessórios de controlo, instrumentos de medida e um equipamento de extinção de incêndios.

9.1.1 – Estrutura de suporte do APU

O APU em teste é montado numa armação móvel, fabricada localmente a partir de chapas de aço, de 15 mm e 20mm de espesura, que possibilita o movimento do APU em torno dos seus eixos longitudinal e transversal, facilitando o acesso dos componentes, durante os trabalhos.

A sua fixação na armação é feita através de quatro apoios (*Engine Mount*) apropriados e rigorosamente inspecionados em laboratório de ensaios não destrutivos (*Non Destructive Test, NDT*) e devidamente certificados, para garantia de segurança, durante os testes do APU.

Esta estrutura pode ser encontrada no equipamento velho existente na empresa, utilizado na manutenção da sua frota antiga de aviões, designadamente, *Boeing 737-200, Boeing 737-300, Boeing 737-500LR e Boeing 767-200ER*.

9.1.2 – Fornecimento de combustível ao APU

O combustível necessário para o funcionamento do APU durante os testes é fornecido a partir de um reservatório móvel e munido de um indicador de nível de combustível, para o controlo da sua quantidade.

Este reservatório, com uma capacidade de 300 Litros, é feito construído localmente, de aço inoxidável e elevado à altura de cerca de três metros por uma estrutura metálica, para permitir o fluxo de combustível pela acção da força de gravidade.

O fluxo de combustível proveniente do reservatório para entrada do APU é controlado através Válvula normalmente fechada e actuada electricamente (*Fuel Solenoid Shutoff Valve*), montada entre a saída do tanque e um filtro, de onde o sistema de combustível do APU é alimentado.

À semelhança da estrutura de suporte, este equipamento encontra-se disponível na empresa, no equipamento obsoleto, usado na manutenção da sua antiga frota, podendo ser aproveitado.

9.1.3 – Fonte de corrente eléctrica

A corrente eléctrica de alimentação do APU durante o ensaio é fornecida por uma fonte externa (*External Power*), que pode ser uma Bateria, normalmente alcalina, de Níquel-Cádmio (*Ni-Cd Battery*), com capacidade mínima de 40 Ah e uma Tensão Nominal de 30

VDC, ou um Gerador de Corrente Contínua (*Ground Power Unit, GPU*), igualmente de 30 VDC nominais.

O circuito eléctrico do Banco de Teste do APU é protegido por um Disjuntor (*Circuit Breaker, CB*), Magneto-Térmico, de acção retardada, simples (*Single Pole and Single Throat, SPST*), de mecanismo de actuação de tipo *Push-Pull*, com calibre de 10 A, montado na entrada do Banco de Ensaio.

9.1.4 – Circuitos de controlo

O sistema de controlo do APU em teste, é constituído por dois circuitos eléctricos interligados entre si, designadamente, circuito do Banco de Teste e o circuito de controlo do APU (*APU Harness*), que é parte integrante.

9.1.4.1 – Circuito do Banco de Teste

O APU é controlado a partir do Banco de Teste, através de um painel (*APU Control Panel*), com as mesmas características que o do avião, constituído por chaves eléctricas (*Switches*) e luzes de sinalização (*indicator lights*).

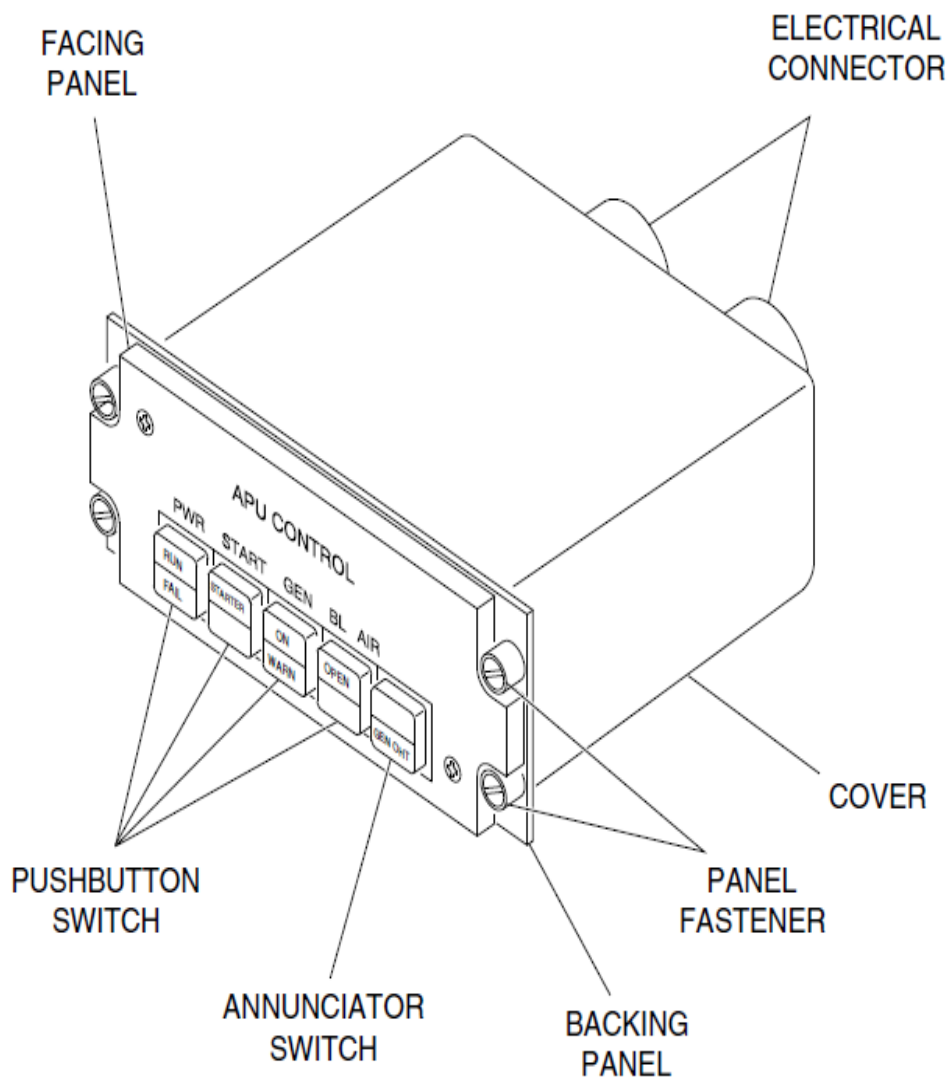


Figura 9 – Painel de Controlo do APU (APU Control Panel), a ser usado no Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, disponível no armazém de materiais rotáveis, na empresa. Fonte: Componente Maintenance Manual, January 05/2020 Revision.

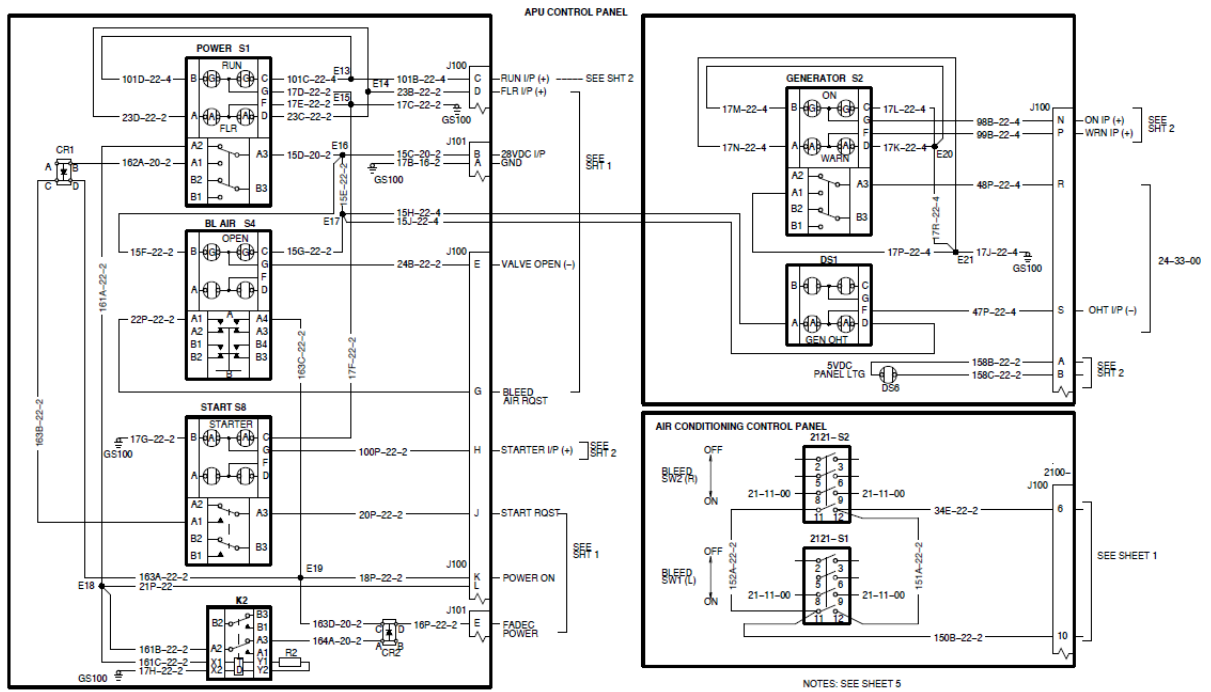


Figura 10– Esquema do circuito eléctrico do Painel de Controlo do APU (APU Control Panel) do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: Component Maintenance Manual, January 05/2020 Revision.

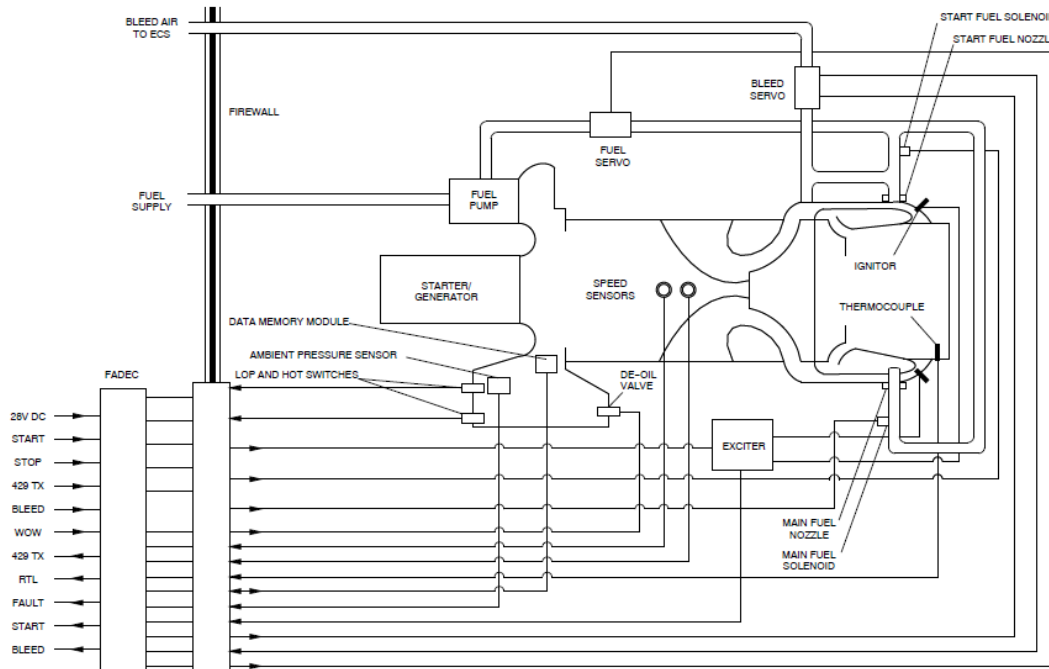


Figura 11– Sistema de Controlo do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, detalhado.
Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.

9.1.4.2 – Circuito de controlo do APU (Electrica-APU Harness)

Os diversos componentes eléctricos e electrónicos que constituem o sistema de controlo e monitoria do APU são interligados por uma instalação eléctrica, que é parte integrante do APU (*Electrical-APU Harness*), implementada de materiais resistentes à altas temperaturas, chamas, vibração, com uma blindagem contra esforços mecânicos, ruído e agentes químicos solventes.

A instalação eléctrica de controlo do APU (*Electrical-APU Harness*) consiste de 15 conectores eléctricos auto-frenados (*Self Locking Connectors*) ligados por cabos condutores, permitindo o interface entre os componentes eléctricos do APU e o Banco de Ensaio, sendo que a interconecção entre a unidade central de controlo FADEC (*Full Authority Digital Electronic Controller*) e o APU é estabelecida através de um cabo apropriado (*Electrical-Interconnect Harness*).

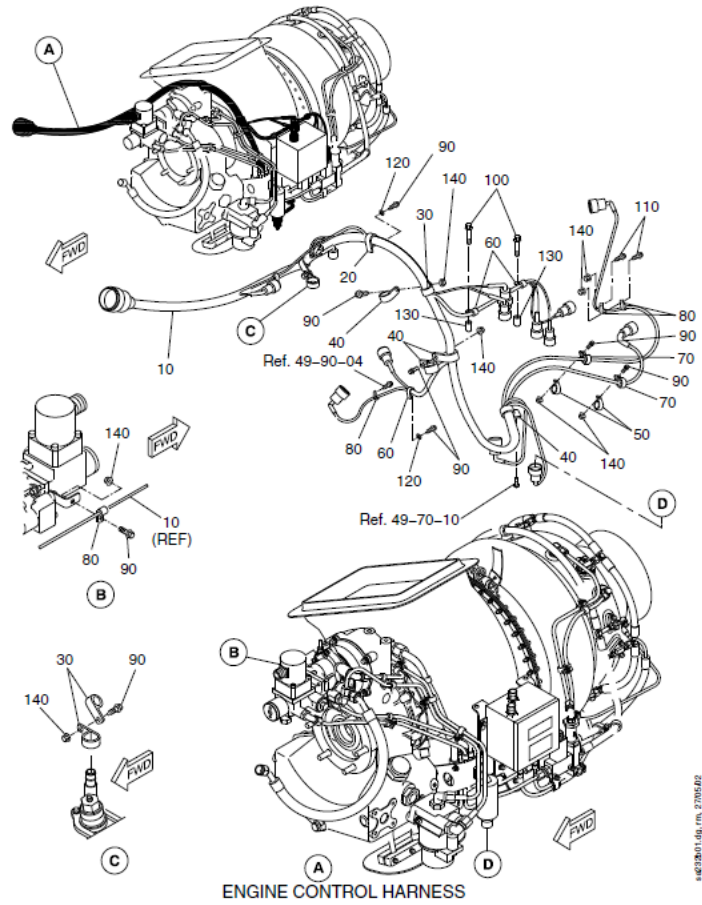


Figura 12– Instalação eléctrica de Controlo do APU (Electrical-APU Harness) do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: IPC – Illustrated Parts Catalog, September 05/2021.

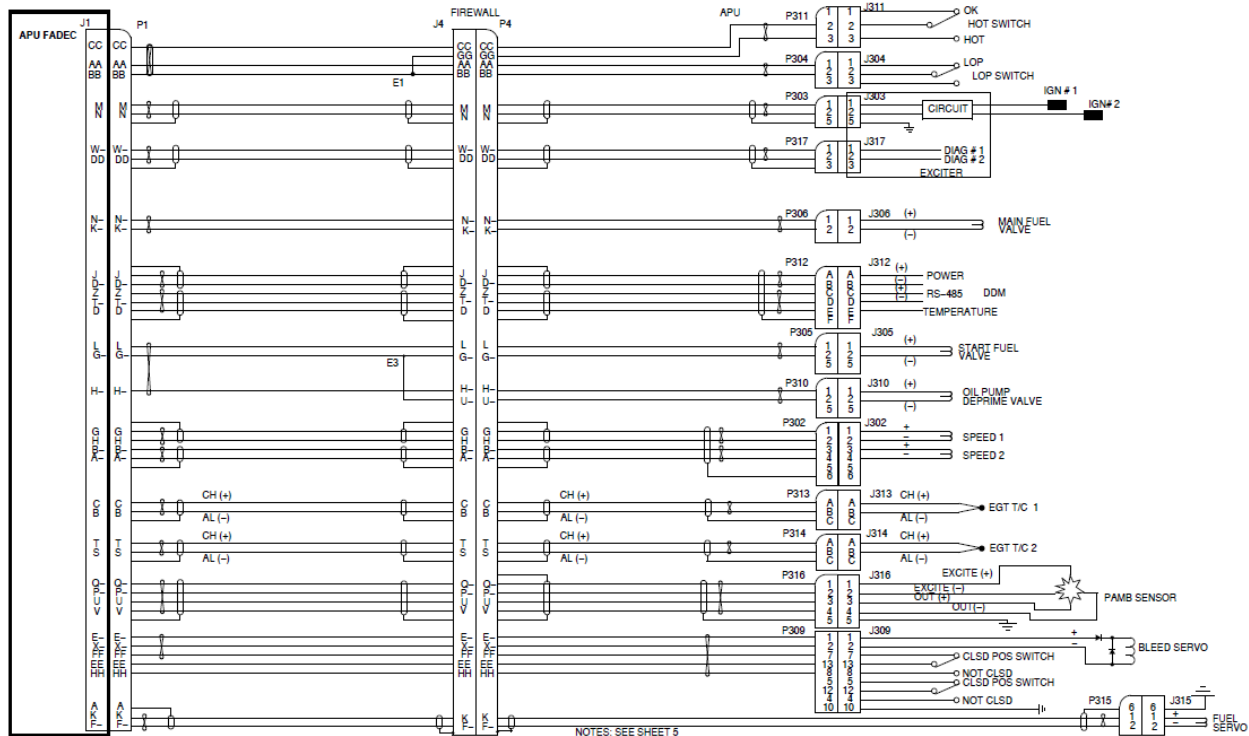


Figura 13 – Esquema do circuito eléctrico de controlo do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, a partir do Banco de Teste. Fonte: APU Control System – Wiring Mnual, November 05/2021 Revision.

9.1.5 – Acessórios de controlo do APU

A comutação necessária no comando e controlo do APU é realizada por relés, contactores e dispositivos electrónicos activos ou passivos, formando diversos módulos independentes, nomeadamente, o FADEC, módulo de Relés, módulo de Contactores, Unidade de Controlo do Gerador (*Generator Control Unit, GCU*).

9.1.5.1– FADEC (*Full Authority Digital Electronic Controller*)

O FADEC é basicamente constituído por microprocessadores. Tem a função necessária de controlar toda a sequência de operação do APU, monitorar as condições de funcionamento, detecção e isolamento de falhas, bem como a protecção do sistema do APU.

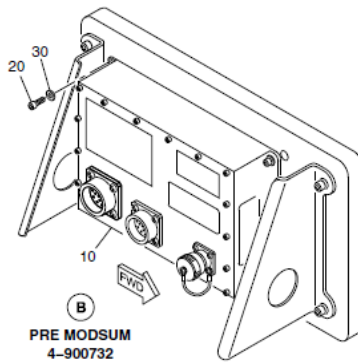


Figura 14– FADEC (Full Authority Digital Electronic Controller). Fonte: IPC – Illustrated Parts Catalog, October 05/2021.

9.1.5.2 – Módulos de Relés (*APU Relay Box*) e Contactores (*APU Contacto Box*)

Os relés necessários para a actuação dos diversos dispositivos do sistema de controlo e monitoria do APU durante a sua operação são integrados por circuitos eléctricos apropriados, formando módulos (*APU Relay Box* e *APU Contacto Box*).

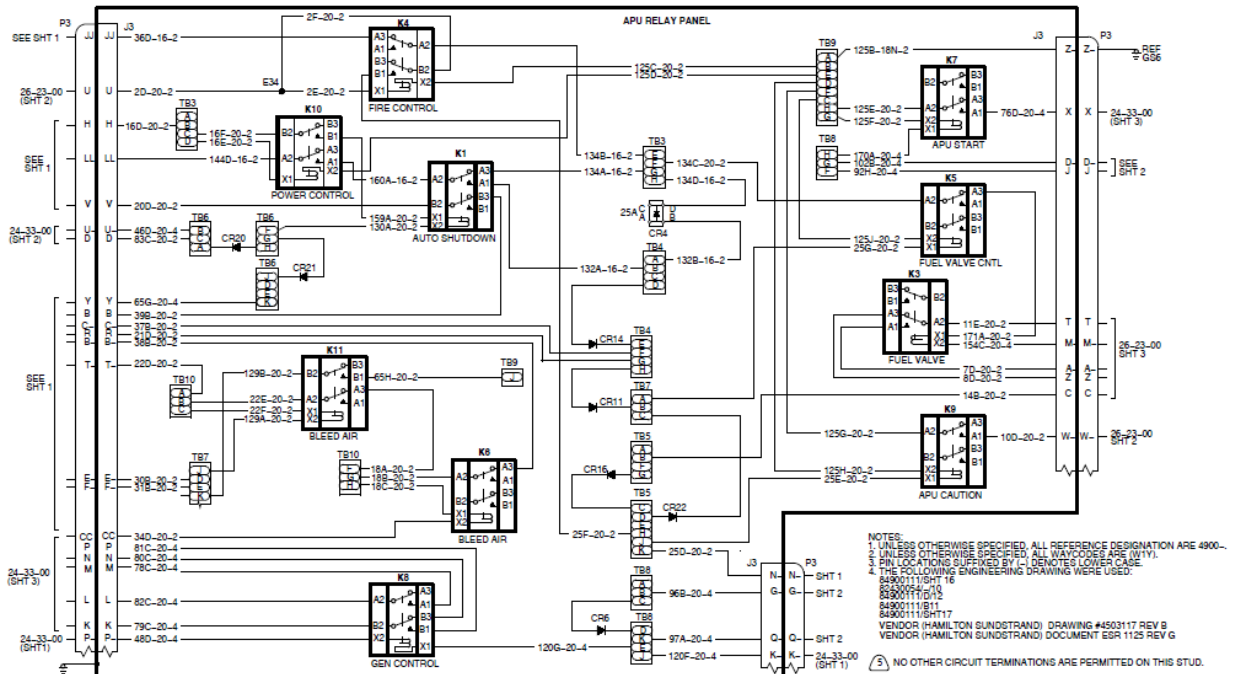


Figura 15– Módulo de Relés de Controlo do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 (APU Relay Box). Fonte: APU Control System – Wiring Mnual, November 05/2021 Revision.

9.1.5.3 – Unidade de Controlo do Gerador (*Generator Control Unit, GCU*)

Esta unidade serve para controlar o DC Starter-Generator funcionando como Motor de Arranque, assim como Gerador, determinando a sua disponibilidade para o fornecimento da energia eléctrica, bem como monitorar a sua carga.

O mecanismo de funcionamento da Unidade de Controlo do Gerador (*Generator Control Unit, GCU*), foge ao escopo do presente trabalho, tendo constituindo objecto de um estudo autónomo na Faculdade de Engenharia da Universidade Eduardo Mondlane.

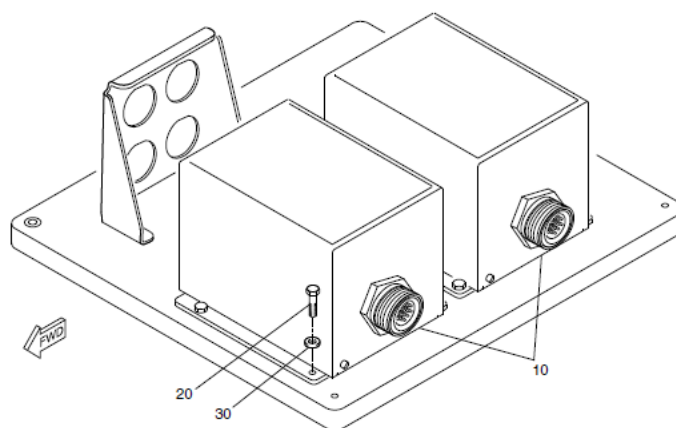


Figura 16– Generator Control Unit (GCU) do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: IPC – Illustrated Parts Catalog, October 05/2021.

9.1.6 – Instrumentos de Medida

Os parâmetros do APU em teste são indicados por instrumentos e sinalizados por luzes montados no painel do Banco de Ensaio, nomeadamente, voltímetros, amperímetros, tacômetros, manômetros, termômetros e indicadores de fluxo do ar comprimido.

Tabela 7– Instrumentos do Banco de Teste do APU do vião Bombardier Modelo DHC-8, Q400.

Fonte: Autor do presente trabalho.

ITEM	DESIGNAÇÃO	CAMPO DE MEDIDA	PARÂMETRO	QUANTIDADE
1	Amperímetro	0 – 50 ADC	Corrente de Alimentação do Banco	01
2	Amperímetro	0 – 1000 ADC	Corrente do Motor de Arranque	01
3	Indicador de Fluxo do Ar	0 – 500 Lbs	Fluxo do Ar Comprimido	01
4	Cronômetro	mS [1]	Tempo de Aceleração do APU	01
5	Manómetro	0 – 100 PSI	Pressão do Óleo de Lubrificação	01
6	Manómetro	0 – 200 PSI	Pressão do Combustível	01
7	Manómetro	0 – 500 PSI	Pressão do Ar Comprimido	01
8	Tacómetro	0 – 100.000 RPM	Velocidade de rotação Rótor	01
9	Termómetro	0 – 500 °F	Temperatura do Óleo de Lubrificação	01
10	Termómetro	0 – 5000 °F	EGT	01

11	Voltímetro	0 – 10 VDC	Tensão de Iluminação dos Instrumentos	01
12	Voltímetro	0 – 50 VDC	Tensão de Alimentação do Banco	01
13	Voltímetro	0 – 50 VDC	Tensão de Alimentação do Gerador	01

10 – Simulação de Falhas de funcionamento do APU

O Banco de Teste permite a simulação de falhas de funcionamento do APU e indicar durante o ensaio, o tipo de anomalia através de uma sinalização luminosa, bem como a sua paragem automática (*Automatic Shutdown*).

Com vista à proteção da integridade do APU, a paragem automática de funcionamento do APU (*Automatic Shutdown*) deve ocorrer sempre que se verificar uma baixa pressão do óleo de lubrificação (*Low Oil Pressure, LOP*), alta temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature, HOT*), velocidade de rotação excessivamente alta (*Overspeed*), velocidade de rotação excessivamente baixa (*Underspeed*) ou alta temperatura do gases de escape (*High Exhaust Gas Temperature*).

10.1 – Baixa pressão do óleo de lubrificação (*Low Oil Pressure, LOP*)

A simulação de baixa pressão do óleo de lubrificação (*Low Oil Pressure, LOP*) é feita através duma chave eléctrica de tipo teimoso (*Toggle Switch*), normalmente aberta, ligada em paralelo com a chave eléctrica actuada pela pressão do óleo de lubrificação, que é normalmente fechada, cujos pontos de ligação podem ser acessíveis a partir da cablagem de interconexão (*Electrical-Interconnect Harness*).

O accionamento do *Toggle Switch* para a posição de fechada, cria uma condição de baixa pressão do óleo de lubrificação (*Low Oil Pressure, LOP*), que será assumida pelo FADEC, que envia para o sistema, um sinal para o *Automatic Shutdown*.

10.2 – Alta temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature, HOT*)

A condição de alta temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature, HOT*) pode ser criada ligando um *Toggle Switch* normalmente aberto, em paralelo com a chave eléctrica actuada pela temperatura do óleo, sendo os seus pontos de ligação acessíveis, igualmente através do *Electrical-Interconnect Harness*.

A manipulação do *Toggle Switch* para a posição de fechado, é comparada pelo FADEC como sendo uma alta temperatura do óleo de lubrificação (*High Oil Temperature, HOT*), levando APU ao *Automatic Shutdown*.

10.3 – Velocidade de rotação excessivamente alta (*Overspeed*)

A velocidade de rotação do APU é lida a partir do Rótor, através de um sensor de velocidade (*Speed Sensor*) que gera pulsos eléctricos, são enviados ao FADEC, cuja frequência é proporcional à velocidade de rotação do Rótor.

Assim sendo, a simulação de *Overspeed* consiste na introdução de pulsos eléctricos, no circuito de leitura da velocidade de rotação do Rótor, com uma frequência superior à gerada pela rotação do Rótor dentro dos seus parâmetros normais. O circuito de leitura da velocidade é acessível, igualmente a partir do *Electrical-Interconnect Harness*.

10.4 – Velocidade de rotação excessivamente baixa (*Underspeed*)

A condição de *Underspeed* pode ser simulada através da introdução de pulsos eléctricos de frequência relativamente baixa que a gerada pela rotação mínima do rótor, contrariamente à simulação do *Overspeed*.

10.5 – Alta temperatura dos gases de escape (*High Exhaust Gas Temperature*)

A temperatura dos gases de escape (*Exhaust Gas Temperature, EGT*) é lida por meio de dois termopares de *Alumel/Cromel*, montados na tubeira de escape do APU. Geram uma tensão da ordem de milivolts, proporcional à temperatura dos gases de escape, que é enviada ao FADEC.

A simulação EGT alto de ser feita através da introdução no circuito de medição da temperatura, de uma tensão da mesma ordem de grandeza e de valor relativamente alto, comparada com a que é gerada pelos gases à temperatura de funcionamento normal, que será assumida pelo FADEC como sendo *Overtemperature*, originando um *Automatic Shutdown*.

11 – Material necessário

Tabela 8– Material necessário para a implementação do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: Secção de Compras Aeronáuticas, DT – Direcção Técnica, LAM –Linhas Aéreas de Moçambique, SA.

ITEM	DESIGNAÇÃO	REFERÊNCIA	QUANTIDADE	PREÇO UNITÁRIO	IMPORTÂNCIA
1	Amortecedor	400-12627	03	3.000,00	9.000,00
2	Amperímetro	0 – 50 ADC	01	3.000,00	3.000,00
3	Amperímetro	0 – 1000 ADC	01	4.500,00	4.500,00
4	Anilha de mola	AN501-10-10	100	12,50	125,00
5	Anilha de mola	MS3533-43	100	12,50	125,00
6	Anilha de mola	MS24694S3	100	12,50	125,00
7	Anilha plana	AN960D416L	100	12,50	125,00
8	Anilha plana	AN960D10L	100	12,50	125,00
9	Anilha plana	NAS1149C0332R	100	12,50	125,00
10	Anilha plana	NAS1149C0334R	100	12,50	125,00
11	Anilha plana	NAS1149C0340R	100	12,50	125,00
12	Apoio	400-12608-1	03	5.000,00	15.000,00
13	Armação Metálica	Fabricação Local	01	7.500,00	7.500,00
14	Braçadeira Plástica	MS3367-2-9	50	10,00	500,00
15	Braçadeira Plástica	BACS38K6	50	10,00	500,00
16	Braçadeira Plástica	PLT2MM	50	10,00	500,00
17	Cap de Borracha, Preto	MS25171-4S	01	120,00	120,00
18	Cap de Borracha, Vermelho	MS25171-7S	01	120,00	120,00
19	Capacitor	2000µF/25VDC	01	50,00	50,00
20	Chapa Metálica	ALCAD 2024-T3	01	5.250,00	5.250,00
21	Condutor eléctrico	14AWG	100 [1]	140,00	14.000,00
22	Condutor eléctrico	16AWG	100 [1]	160,00	16.000,00
23	Condutor eléctrico	18AWG	100 [1]	180,00	18.000,00

24	Condutor eléctrico	20AWG	100 [1]	200,00	20.000,00
25	Condutor eléctrico	10AWG	100 [1]	500,00	50.000,00
26	Condutor eléctrico	8AWG	10 [1]	800,00	8.000,00
27	Coaxial Connector, BNC	AN7021	05	375,00	1.875,00
28	Connector	AN55B3508	05	750,00	3.750,00
29	Connector	6210	02	600,00	1.200,00
30	Connector	6210-1	05	600,00	3.000,00
31	Connector	MS27291-5	07	300,00	2.100,00
32	Connector	MS24266R18B	03	200,00	600,00
33	Connector	MS24266R16	02	100,00	200,00
34	Connector	BACC45FT14- 12SH	04	100,00	400,00
35	Connector	RO71614B12SN	05	100,00	500,00
36	Contactora	G-55355-1	02	130,00	260,00
37	Contactora	7064-423	03	90,00	270,00
38	Díodo Rectificador	1N4001	04	100,00	400,00
39	Díodo Zener	HZ6A3	01	180,00	180,00
40	Disjuntor	10 A	02	450,00	900,00
41	Estanho	QQ-S-571	10 [1]	100,00	1.000,00
42	Filtro de Combustível	4950855-2	01	3.000,00	3.000,00
43	Fita de amarração	MIL-T-43435	100 [1]	20,00	2.000,00
44	Indicador de Fluxo do Ar	0 – 500 Lbs	01	2.500,00	2.500,00
45	Indicador de Vibração	0 – 1000 Hz	01	2.750,00	2.750,00
46	Indicador Luminoso, Amarelo	5200-222-4	07	120,00	840,00
47	Indicador Luminoso, Verde	5200-222-5	07	120,00	840,00
48	Indicador Luminoso, Vermelho	5200-222-6	07	120,00	840,00
49	Junction Box	TZX5V6C	04	2.000,00	8.000,00
50	Lâmpada de Néon	DS1W	01	130,00	130,00
51	Lâmpada Fluorescente	20W	01	170,00	170,00
52	Manga	MS20819-4D	36	170,00	6.120,00
53	Manga	MS20819-6D	10	170,00	1.700,00
54	Manga	MS20819-8D	05	170,00	850,00
55	Manómetro	0 – 100 PSI	01	2.200,00	2.200,00
56	Manómetro	0 – 200 PSI	01	2.470,00	2.470,00
57	Manómetro	0 – 500 PSI	01	3.700,00	3.700,00
58	Parafuso sextavado	MS9556-08	100	17,00	1.700,00
59	Parafuso Sextavado	NAS1801-3-11	100	17,00	1.700,00
60	Parafuso Sextavado	MS35206-243	100	17,00	1.700,00
61	Parafuso de estrela	NAS1801-08-8	100	19,00	1.900,00

62	Parafuso de estrela	BAC637CW	100	19,00	1.900,00
63	Parafuso de estrela	30300-1284	100	19,00	1.900,00
64	Parafuso de fenda	43-0019C	100	19,00	1.900,00
65	Parafuso de fenda	300SG1375	100	19,00	1.900,00
66	Parafuso de fenda	10-91312-40	100	21,00	2.100,00
67	Porca de 12 pontos	MS21043-3	100	27,00	2.700,00
68	Porca de 12 pontos	MS21043-3D	100	23,00	2.300,00
69	Porca de 12 pontos	MS21043-3L	100	29,00	2.900,00
70	Porca Sextavada	NAS509-4	100	11,00	1.100,00
71	Porca Sextavada	MS21042-6	100	17,00	1.700,00
72	Porca Sextavada	MS21042-6D	100	15,00	1.500,00
73	Relé	B.A.C.10-1722	03	475,00	1.425,00
74	Relé	CR2800	01	300,00	300,00
75	Relé	A419-055335-05	02	220,00	440,00
76	Relé	AN-3353	05	190,00	950,00
77	Relé	D4195	02	170,00	340,00
78	Socket, Branco	BACS14W9A	03	25,00	75,00
79	Socket, Preto	BACS14W0A	10	25,00	250,00
80	Socket, Vermelho	BACS14W2A	08	25,00	200,00
81	Splice	NAS1388-1	12	7,00	84,00
82	Splice	NAS1388-2	06	10,00	60,00
83	Splice	NAS1388-3	12	12,00	144,00
84	Suporte do APU	Fabricação Local	01	10.000,00	10.000,00
85	Switch	AN6027-9	05	330,00	1.650,00
86	Switch	AN6027-11	05	350,00	1.750,00
87	Switch	8834K7	05	385,00	1.925,00
88	Switch	ST50S	05	350,00	1.750,00
89	Switch	ST53S	05	390,00	1.950,00
90	Tacômetro	0 – 100.000 RPM	01	2.890,00	2.890,00
91	Tanque de Combustível	Fabricação Local	01	6.700,00	6.700,00
92	Terminal	MS25036-102	36	33,00	1,188,00
93	Terminal	MS25036-133	36	90,00	3.240,00
94	Terminal	MS25036-135	36	60,00	2.160,00
95	Terminal	MS25036-165	24	70,00	1.680,00
96	Termômetro	0 – 500 °F	01	400,00	400,00
97	Termômetro	0 – 5000 °F	01	700,00	700,00
98	Thermofit	12-8AWG	01 [1]	120,00	120,00
99	Thermofit	16-14AWG	01 [1]	160,00	160,00
100	Thermofit	24-36AWG	01 [1]	130,00	130,00
101	Tinta Anticorrosiva	470-10-728G-9	10 [2]	290,00	2.900,00
102	Toggle Switch	AN6027-7	06	390,00	2.340,00
103	Transformador	220VAC/6VAC	01	195,00	195,00
104	Tubo de Alumínio	1/4"	15 [1]	150,00	2.250,00

105	Tubo de Alumínio	3/8"	15 [1]	190,00	2.850,00
106	Tubo de Alumínio	1/2"	15 [1]	230,00	3.450,00
107	Tubo de Fibra de Vidro	10-180017-44	01 [1]	175,00	175,00
108	Tubo de Teflon	10-180062-4	01 [1]	140,00	140,00
109	Tubo de Teflon	10-180063-12	01 [1]	125,00	125,00
110	Tubo Flexível	383-4 [3]	15 [1]	385,00	5.775,00
111	União Fêmea	AN818-4D	03	130,00	390,00
112	União Fêmea	AN818-6D	04	185,00	740,00
113	União Fêmea	AN818-8D	05	230,00	1.150,00
114	União Macho	MS33656-4D	04	210,00	840,00
115	União Macho	MS33656-6D	03	195,00	585,00
116	União Macho	MS33656-8D	05	235,00	1.175,00
117	Válvula Manual	11-009-057	01	4.300,00	4.300,00
118	Válvula Solenoide	V3900-11	01	2.700,00	2.700,00
119	Voltímetro	0 – 10 VDC	01	675,00	675,00
120	Voltímetro	0 – 50 VDC	02	985,00	1.970,00
TOTAL					334.021,00

Todos os materiais são cotados em Meticais.

[1] – Quantidade avaliada em metros (m); [2] – Quantidade avaliada em litros (L); [3] – Na referência do fabricante *Aeroquip*.

A aquisição do Banco de Teste para o APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 da frota da empresa LAM – Linhas Aéreas de Moçambique, SA, apresenta-se inoportável para as condições financeiras da mesma, tendo em conta uma experiência muito recente, em que para a conversão do Banco de Teste do AC Generator Part Number 976J498-2 que equipava os Motores JDT8-17, do Boeing 737-200, para o DC Starter-Generator Part Number 1152106-2 e 1152106-2, do Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, foi necessário uma quantia equivalente a um milhão de Dollars Americanos.

A prática corrente optada pelas grandes Organizações de Manutenção Aeronáutica (*MRO Station*), consiste no aluguer dos Bancos de Teste, junto dos fabricantes, que normalmente são acompanhados pelo pessoal de Assistência Técnica respectiva por conta da empresa contratante, o que se afigura desnecessário para actual vocação do Serviço de Manutenção Aeronáutica da empresa LAM.

12 – Equipamento necessário para a realização do teste

Para realização do ensaio do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, no Banco de Teste, é necessário reunir o equipamento descrito na Tabela 9, a seguir apresentada.

Tabela 9– Equipamento necessário para a realização do do ensaio do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, no Banco de Teste. Fonte: Autor do presente trabalho.

ITEM	DESIGNAÇÃO	REFERÊNCIA	QUANTIDADE	OBSERVAÇÃO
1	APU Contactor Box	109600-1	01	
2	APU Relay Box	Kc-D4N	01	
3	Cronômetro	RS1060	01	
4	DC Power Source	UFC-90H620VDC	01	
5	Electrical-Interconnect Harness	[1]	01	
6	Extintor de Incêndios	4739511-2	01	
7	Fonte de Tensão variável	H26A3	01	
8	Generator Control Unit (GCU)	1152092-4	01	
9	Gerador de Sinais	HP2000CD	01	
10	Ground Power Unit (GPU)	GPU400/120	01	
11	Iman Permanente	[1]	01	
12	Lanterna	S2D015L	01	
13	Lupa	3XLP-75AFR	01	
14	Multímetro	FLUKE 179	01	
15	Nickel-Cadmium Battery	32441-002	01	
16	Osciloscópio	V-695 HITACHI	01	
17	Tina de Vidro Transparente	[2]	01	

[1] – Fabricação local

[2] – Qualquer recipiente de vidro transparente

13 – Manutenção do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

A manutenção do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 consiste basicamente no controlo do período de calibração dos instrumentos de medida, na limpeza regular dos *connectors*, verificação da continuidade dos circuitos de interligação dos dispositivos, protecção contra poeiras e humidade, bem como na sua conservação e preservação.

13.1 – Custo de Manutenção do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400

Tendo em conta que a manutenção grande parte do equipamento usado no Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 é realizada no âmbito das Inspeções, Reparações e Revisões Gerais do avião, a manutenção do Banco de Teste apresenta um custo muito baixo, que não pode ultrapassar 3.000,00 MZN (três mil Meticais), anuais.

Tabela 10– Características Técnicas do APU Part Number T-62T-46C12 (4503067), do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: Componente Maintenance Manual, January 05/2020 Revision.

PARÂMETRO	VALOR
Weight	63,50 Kg (140 Lbs)
Output Shaft Horsepower	60,00HP
Rotor Speed (100%)	64.154 RPM
Rotor Overspeed (105%)	67.362 RPM
Rotor Underspeed (95%)	54.531 RPM
Bleed Air Flow	51,20 Kg /S (113 Lbs/S)
Bleed Air Pressure	48,00 PSI
EGT Start Acceleration	760 °C (1400 °F)
EGT Run	692 °C (1278 °F)
Gearbox Input Speed	64.154 RPM
Gearbox Output Speed to DC Starter-Generator	11.860 RPM
Gearbox Output Speed to Oil Pump	4.186 RPM

<i>Gearbox Output Speed to Fuel Pump</i>	<i>4.379 RPM</i>
<i>Oil Pressure</i>	<i>30.00 PSI to 60 PSI</i>
<i>Oil Temperature</i>	<i>280 °C (138 °F)</i>

– Parâmetros válidos apenas para operação do APU em terra, a uma altitude de -304 m à 4575 m (-1.000 Ft à 15.000 Ft), a uma temperatura mínima de 15 °C (59 °F), medida no nível médio das águas do mar, num dia Standart.

– *Oil Type: MIL-L- 7808 (54 °C to 54 °F) (-65 °C to 130 °F) ou MIL-L- 23699 (54 °C to 54 °F) (-65 °C to 130 °F).*

14 – Conclusões

Durante o desenvolvimento do presente trabalho relativo ao Estágio chegou-se às conclusões seguintes:

- A implementação do Banco de Teste, objecto do presente trabalho, vai alargar a certificação da capacidade técnica oficial de manutenção aeronáutica, de uma maneira geral, passando especialmente a realizar a InspeccãO mais pormenorizadas, Reparação, Revisão Geral e ensaio do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, da frota de empresa LAM, podendo prestar esses serviços à outros operadores da mesma frota.
- O mesmo Banco de Teste, ainda pode ser utilizado para realizar testes funcionais de componentes removidos do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400, por suspeita de avaria, durante o diagnóstico (*Troubleshooting*).

15 – Recomendações

Tendo em conta que mais de 90% dos materiais e equipamentos aprovados, necessários, podem ser encontrados na empresa, a implementação do Banco de Teste do APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 se apresenta recomendável, oportuno e necessária para a empresa LAM.

Este equipamento pode reduzir os custos de manutenção do APU desta frota, presentemente realizada no estrangeiro, a um preço que chega a atingir o equivalente à cerca de 5.000.000,00MZN (cinco milhões de Meticais), por Reparação ou Revisão Geral, sendo que do ano de 2019 até o presente, este componente foi submetido a três intervenções programadas (TBO), desta natureza e as restantes não programadas.

A este respeito, torna-se necessário referir que atéo final do ano corrente, a empresa contarácom quatro aeronaves deste modelo.

16 – Bibliografia

- Advisory Circular AC 43.13-1A. Acceptable Methods, Techniques and Practices. Federal Aviation Administration. Washington, DC. 20402, USA 1988;
- Aircraft Maintenance Manual. Power Plant, Chapter 49–10–00. Sep 05/2021 Edition. Toronto, Canada;
- Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List, Chapter 24-24-21. December 05/2013 Edition. Honeywell ASCa Inc. Mississauga, Canada;
- Markus, John. Enciclopédia de circuitos eléctricos. Boixareu editores, Barcelona 1975.
- Unison Industries. Component Maintenance Manual. September 30/91 Revision, Jacksonville, Florida, USA 1991.

Internet

www.aeroclass.org, consultado em 12 de Agosto de 2022, 15:00 H;

www.championindustries.com; visitado em 27 de Maio de 2022, 12:05 H;

www.coursehero.com, visitado em 12 de Agosto de 2022, 17:00 H

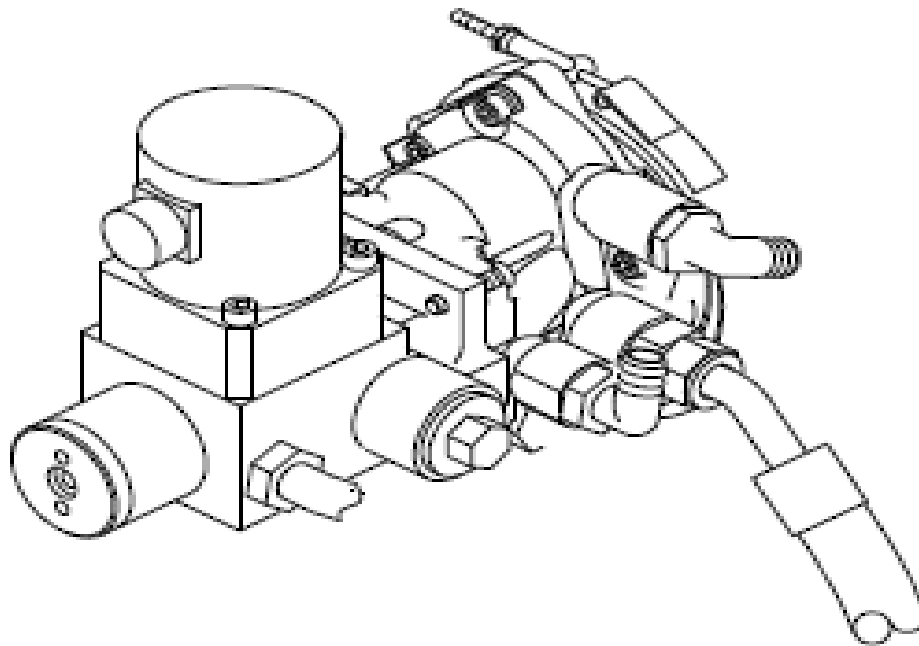
www.flyradius.com, acedido em 12 de Agosto de 2022, 13:45 H;

www.theengineerspost.com; acedido em 23 de Julho de 2022, 22:45 H;

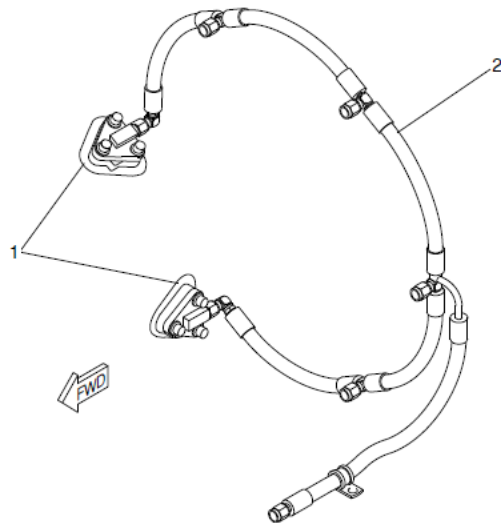
www.unisonindustries.com; consultado em 19 de Julho de 2022, 11:00 H.

17 – Anexos

Anexo 1 – Unidade Controlo de Combustível no APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 (*APU Fuel Control Assembly*) Fonte: *Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.*

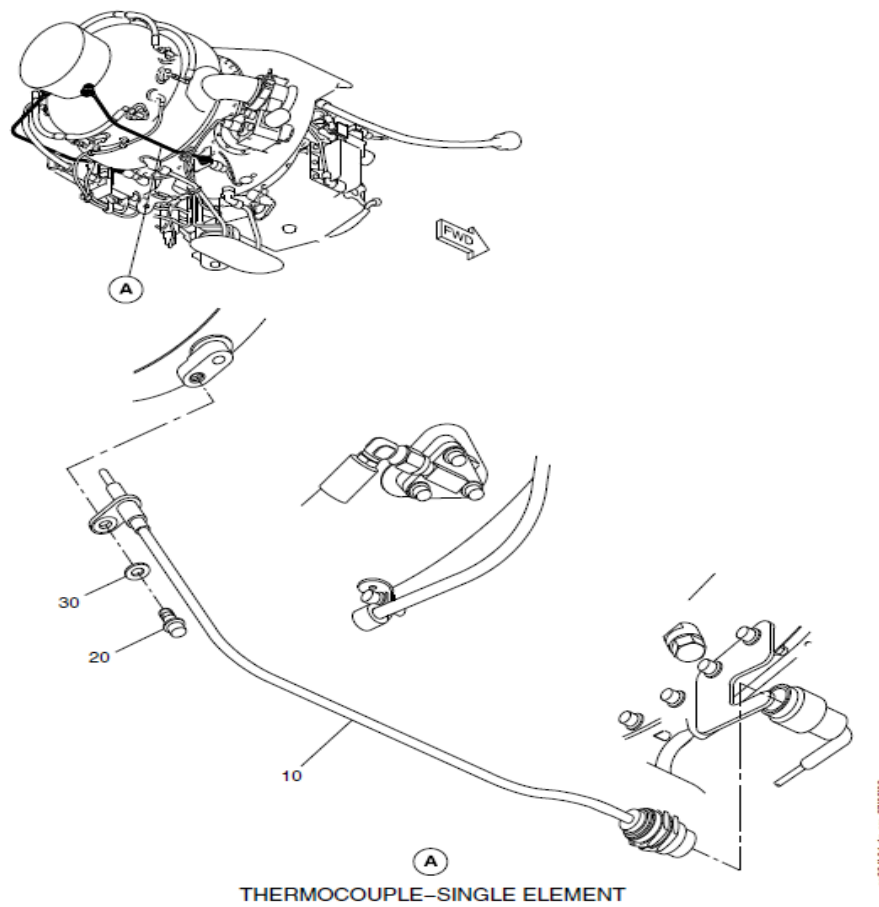


Anexo 2 – Detalhes do Distribuidor Principal de Combustível e os respectivos Injectores (*Main Fuel Manifold and Nozzles*). Fonte: *Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.*

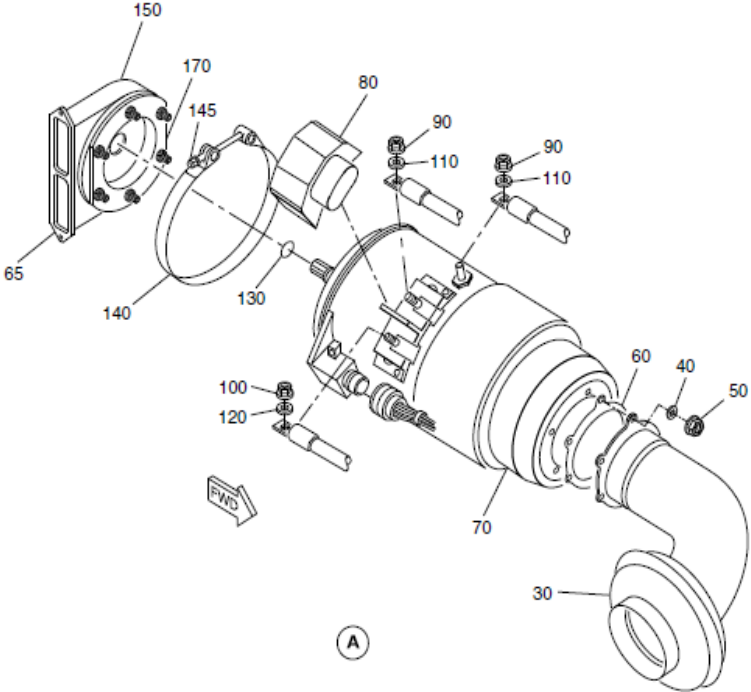


1 – Injectores de Combustível (*Fuel Nozzles*); 2 – Distribuidor de Combustível (*Fuel Manifold*)

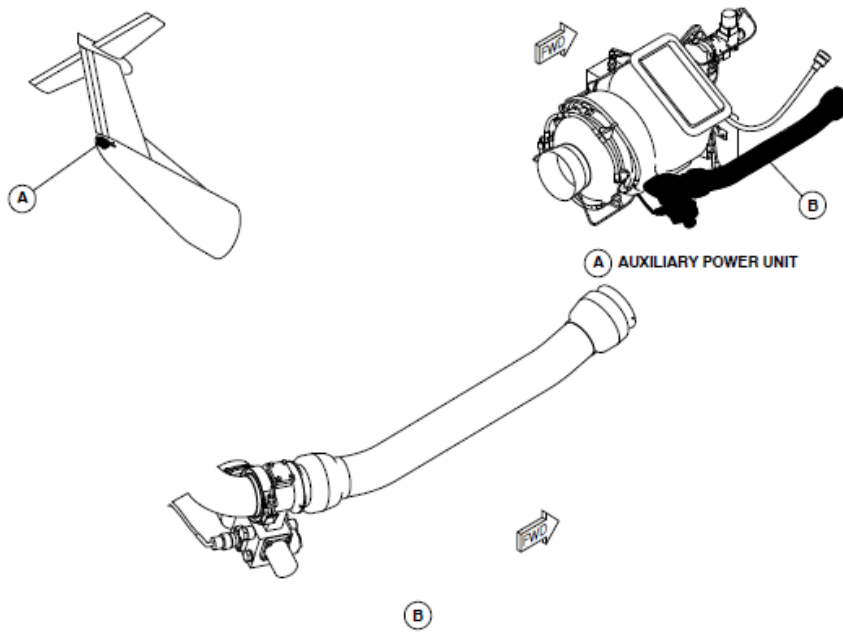
Anexo 3 – Termopar *Alumel/Cromel* para a leitura do *EGT* no *APU* do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400. Fonte: *IPC – Illustrated Parts Catalog, October 05/2021.*



Anexo 4 – DC Starter-Generator e seus Acessórios, utilizado no APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 Fonte: IPC – Illustrated Parts Catalog, October 05/2021.



Anexo 5 – Válvula de Controlo do Ar Comprimido produzido pelo APU do avião Bombardier Modelo DHC-8, Q-400 (Bleed Valve). Fonte: Aircraft Maintenance Manual – System Description Section (SDS), September 05/2021 Revision.



w01.cgm