



AeroTD
ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL

**Sistema Elétrico de Proteção Contra os Efeitos
da Chuva e do Gelo e Contra o Fogo**

Prof. Ricardo Garcia



CNPJ	72.443.914/0001-38
Mantenedora	AERO TD ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL LTDA - ME
Instituição	AERO TD Escola de Aviação Civil
Esfera Administrativa	Privada
Endereço (Rua, Nº.)	Rua Madalena Barbi nº 46.
Cidade UF CEP	Bairro: Centro - Florianópolis SC. CEP: 88.015-200
Telefone Fax	(48) 32235191
Eixo Tecnológico:	Infraestrutura
Curso:	Profissionalizante em Manutenção de Aeronaves - Habilitação Aviônicos
Carga Horária Total:	1040 horas

ES

Sumário

Apresentação da disciplina.....	4
Módulo I	5 - 19
Módulo II	21 - 66

Apresentação da Disciplina

Caro aluno!

A disciplina de Sistemas Elétricos de Proteção Contra os Efeitos da Chuva, do Gelo e Contra Fogo, objetiva levar você ao conhecimento das particularidades específicas dos métodos de prevenção, controle e extinção desses eventos em aeronaves e as necessidades apresentadas por cada tipo de motor.

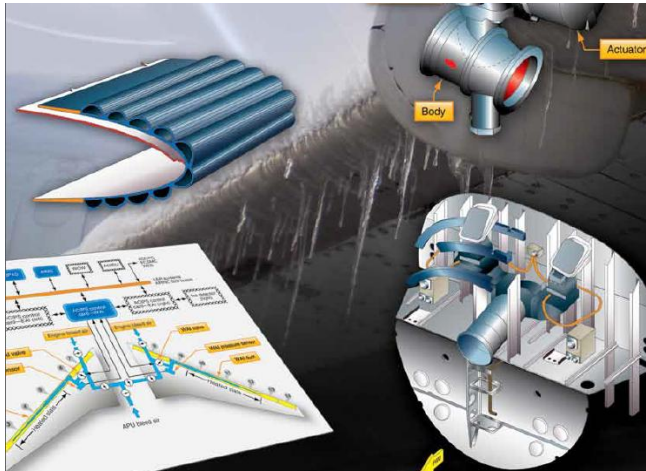
O tema está dividido em dois módulos, a saber:

Módulo I: Sistemas de Proteção contra Efeitos da Chuva e Gelo.

Módulo II: Sistemas de Proteção contra Fogo no Motor.

Convidamos você a nos acompanhar nesta viagem enriquecedora e, que ao final de nosso estudo, você esteja familiarizado com este universo e sua abrangência.

Bons estudos!!



FAA (*Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook*).

MÓDULO I

SISTEMAS ELÉTRICOS DE PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DA CHUVA E DO GELO

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

As aeronaves são dotadas de recursos e dispositivos que lhes possibilita solucionar os contratempos provenientes da chuva, gelo.

Convido você a iniciar comigo esta viagem rumo ao conhecimento.

Bons estudos

1.1 PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DA CHUVA

Sistemas Elétricos Limpadores de Para-brisas

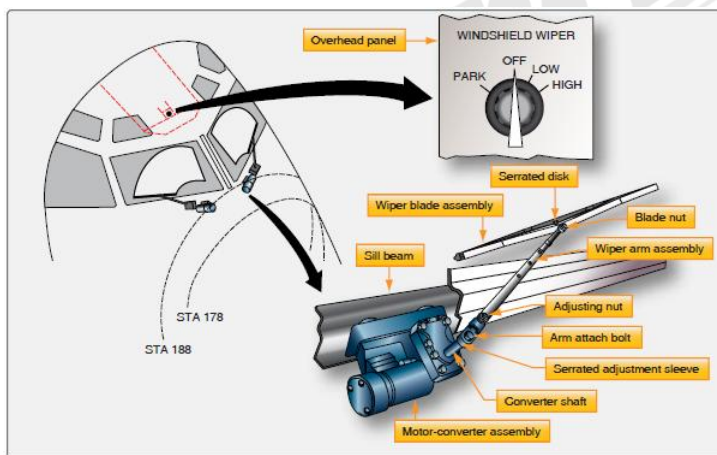
Em um sistema elétrico, limpador de para-brisas, as palhetas limpadoras são giradas por um ou mais motores, que recebem energia do sistema elétrico da aeronave.

Em algumas aeronaves, os limpadores de para-brisas do piloto e o do copiloto são operados por sistemas separados, para assegurar que será mantida uma boa visão em uma das partes do para-brisa se um dos sistemas falhar.

A figura 8-1 mostra uma típica instalação elétrica de limpador de para-brisas.

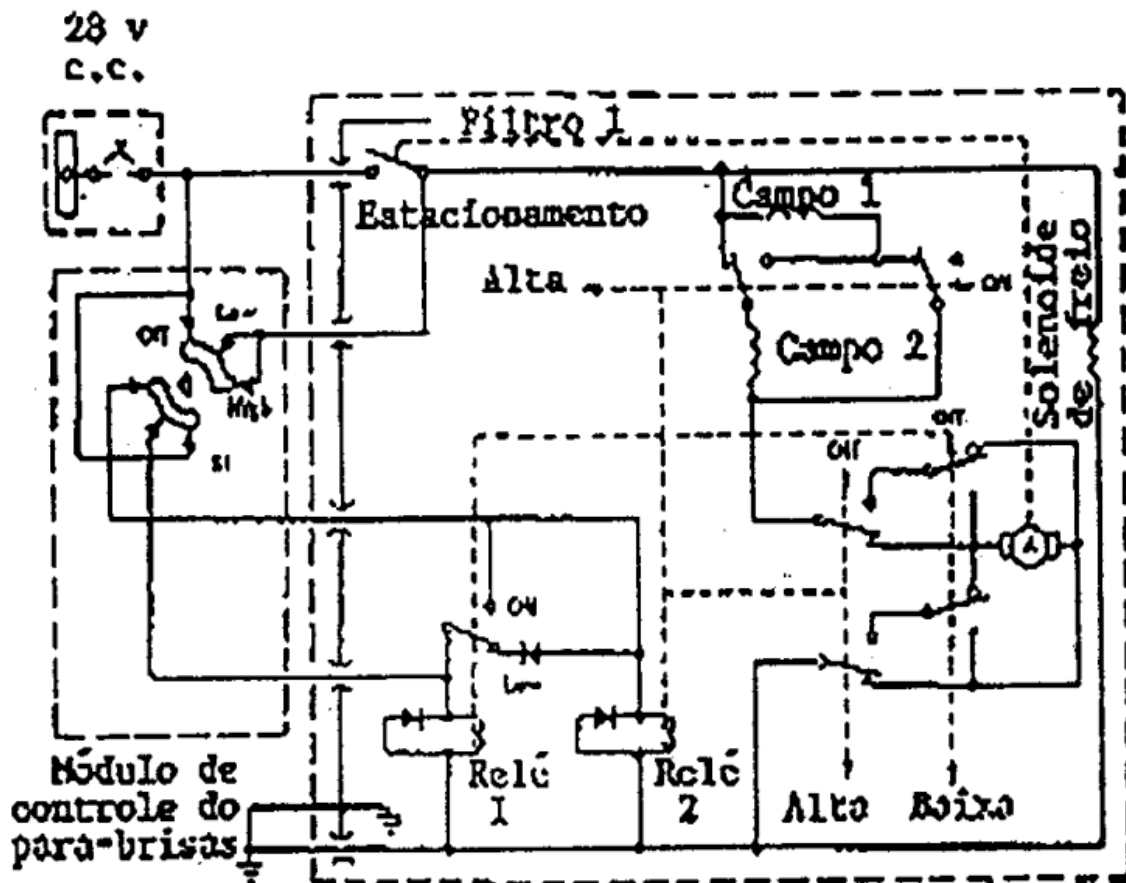
Um limpador operado eletricamente está instalado em cada painel do para-brisa. Cada limpador é girado por um conjunto motor conversor.

Os conversores mudam o movimento rotativo do motor para um movimento alternado, para operar os braços de comando. Um eixo do conjunto fornece os meios de fixação do braço de comando.



FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook).

Figura 8-1 Sistema elétrico de limpador de para-brisas



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-2 Circuito elétrico do limpador de para-brisas

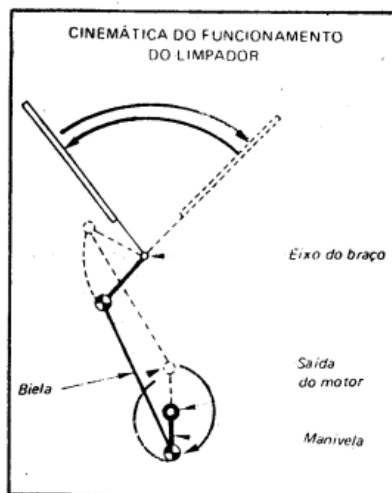
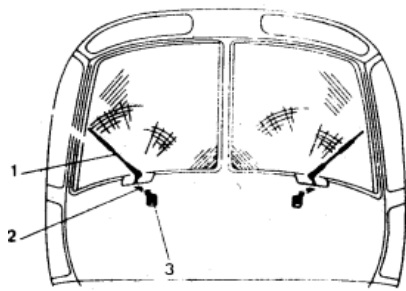
O limpador de para-brisas é controlado pela seleção do interruptor de controle, para a velocidade desejada. Quando a posição "HIGH" é selecionada (figura 8-2), os relés 1 e 2 são energizados. Com ambos os relés energizados, o campo 1 e o campo 2 são energizados em paralelo.

O circuito é completado e o motor opera a uma velocidade aproximada de 250 golpes por minuto. Quando a posição "LOW" é selecionada, o relé 1 é energizado. Isto faz com que o campo 1 e o 2 sejam energizados em série.

O motor então, opera a aproximadamente 160 golpes por minuto. Selecionando o interruptor para a posição "OFF", ele permite aos contatos do relé retornarem às suas posições normais. No entanto, o motor do limpador continua a girar até que o braço de comando atinja a posição "PARK".

Quando ambos os relés estiverem abertos e o interruptor "PARK" estiver fechado, a excitação do motor será revertida. Isto causa o movimento do limpador fora da borda inferior do para-brisas, abrindo o interruptor de estacionamento, operado por ressalto. Isto

desenergiza o motor e solta o solenoide do freio e assegura que o motor não deslizará, tornando a fechar o interruptor de estacionamento.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-3 Componentes do limpador de para-brisa de helicóptero

Um sistema limpador de para-brisa instalado em helicóptero consiste de um braço (1) impulsionado por um motor elétrico (3) cujo movimento de rotação é transformado em batimento por um sistema "biela-manivela" (2).

1) Características:

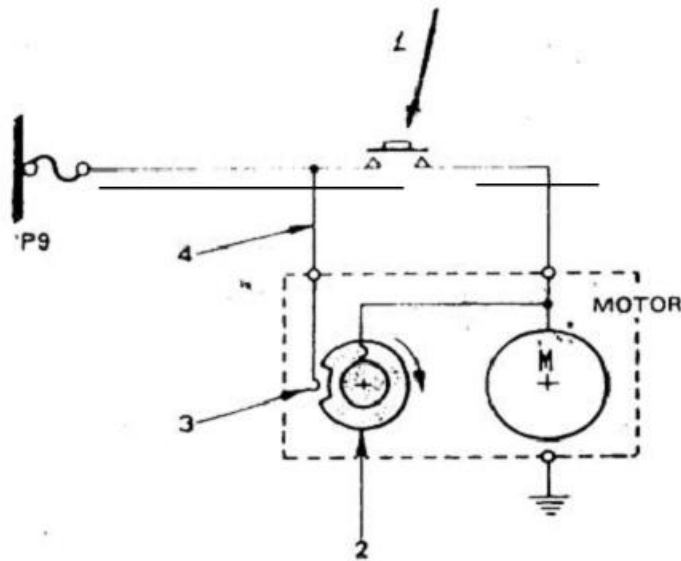
Condição de utilização: o limpador de para-brisa é eficaz até 185 km/h (100kt).

- Velocidade de batimento: 60 movimentos de ida-e-volta por minuto;
- Consumo do motor: 3 A;
- Potência máxima: 220 W;
- O motor é equipado com um redutor e supressor de ruído.

2) Funcionamento:

Com o botão (1) pressionado, o motor é alimentado e aciona o braço do limpador por meio do sistema "biela-manivela". Quando o botão é acionado para a posição "desligado", o motor continua a ser alimentado pelo circuito paralelo (4) até o momento em que a escova de alimentação

(3) perde contato com o came (2) acionado pelo motor. O motor para em posição "estacionamento".



Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-4 Esquema do circuito elétrico

O came de parada está montado em relação ao sistema "biela-manivela" de tal maneira que o corte de alimentação que ele provoca corresponde à posição "estacionamento" parando o braço do limpador à direita do para-brisa.

Nota: o limpador de para-brisas nunca deve funcionar num para-brisas seco.

1.2 PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DO GELO

Chuva, neve e gelo são velhos inimigos dos transportes. Em voo, é adicionada uma nova dimensão, particularmente com respeito ao gelo. Sob certas condições atmosféricas, o gelo pode formar-se rapidamente nos aerofólios e entradas de ar.

Os dois tipos de gelo encontrados durante o voo são: o gelo opaco e o vítreo. O gelo opaco forma uma superfície áspera nos bordos de ataque da aeronave, porque a temperatura do ar é muito baixa e congela a água antes que ela tenha tempo de espalhar-se. O gelo vítreo forma uma camada lisa e espessa sobre os bordos de ataque da aeronave. Quando a temperatura está ligeiramente abaixo do ponto de congelamento, a água tem mais tempo para fluir antes de congelar-se.

Deve ser esperada a formação de gelo, sempre que houver umidade visível no ar, e a temperatura estiver próxima ou abaixo do ponto de congelamento. Uma exceção é o congelamento no carburador que pode ocorrer durante o tempo quente sem a presença

visível de umidade. Se for permitido o acúmulo de gelo no bordo de ataque das asas e da empenagem, ele irá destruir as características de sustentação do aerofólio. O acúmulo de gelo ou chuva no para-brisa, interfere na visibilidade.

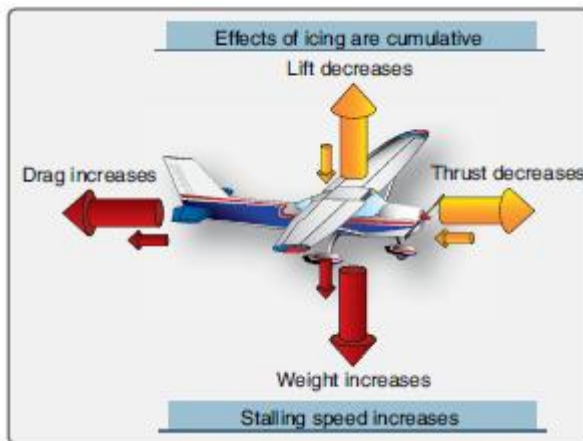
Efeitos do Gelo

Gelo acumulado em uma aeronave afeta a sua performance e a sua eficiência de várias maneiras.

A formação de gelo aumenta a resistência ao avanço (arrasto) e reduz a sustentação. Ele causa vibrações destrutivas e dificulta a leitura verdadeira dos instrumentos. As superfícies de controle ficam desbalanceadas ou congeladas. As fendas (slots) fixas são preenchidas e as móveis emperradas. A recepção de rádio é prejudicada e o desempenho do motor é afetado (Figura 8-5)

Os métodos usados para evitar a formação de gelo (antigelo) ou para eliminar o gelo que foi formado (degelo) varia com o tipo de aeronave e com o modelo.

Neste módulo, será discutida a prevenção contra o gelo e a eliminação do gelo formado, usando pressão pneumática, aplicação de calor e a aplicação de fluido.



FAA (*Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook*).

Figura 8-5 Efeitos da formação de gelo

Prevenção Contra a Formação de Gelo

Vários meios de evitar ou controlar a formação de gelo são usados hoje em dia em aeronaves: (1) aquecimento das superfícies usando ar quente, (2) aquecimento por elementos elétricos, (3) remoção da formação de gelo, feito normalmente por câmaras infláveis (boots), e (4) álcool pulverizado.

Uma superfície pode ser protegida contra a formação de gelo mantendo a superfície seca pelo aquecimento, para uma temperatura que evapore a água próxima à colisão com a superfície; ou pelo aquecimento da superfície, o suficiente para evitar o congelamento, mantendo-a constantemente seca ou ainda sendo a superfície degelada, após permitir a formação do gelo e removê-lo em seguida.

Sistemas de eliminação ou prevenção contra o gelo asseguram a segurança do voo quando existir uma condição de congelamento. O gelo pode ser controlado na estrutura da aeronave pelos métodos apresentados na tabela 1.

LOCALIZAÇÃO DO GELO	MÉTODO DE CONTROLE
1. Bordos de ataque das asas	Pneumático e térmico
2. Bordos de ataque dos estabilizadores vertical e horizontal.	Pneumático e térmico
3. Pára-brisas, janelas e cúpulas de radar.	Elétrico e álcool
4. Aquecedores e entradas de ar do motor.	Elétrico
5. Transmissor de aviso de stol	Elétrico
6. Tubos de pitot	Elétrico
7. Controles de voo	Pneumático
8. Bordo de ataque das pás da hélice	Elétrico e álcool
9. Carburadores	Térmico e álcool
10. Drenos dos lavatórios	Elétrico

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Tabela 1 - Sistemas de eliminação ou prevenção de gelo

Sistemas de Controle do Gelo do Para-brisa

Com a finalidade de manter as áreas das janelas livres de gelo, geada, etc, são usados sistemas de antigelo. O sistema varia de acordo com o tipo de aeronave e do fabricante. Alguns para-brisas são fabricados com painéis duplos, havendo um espaço entre eles que permite a circulação de ar aquecido entre as superfícies, para controlar a formação de gelo e de névoa.

Outros utilizam limpadores mecânicos e fluido antigelo borrifado no para-brisa.

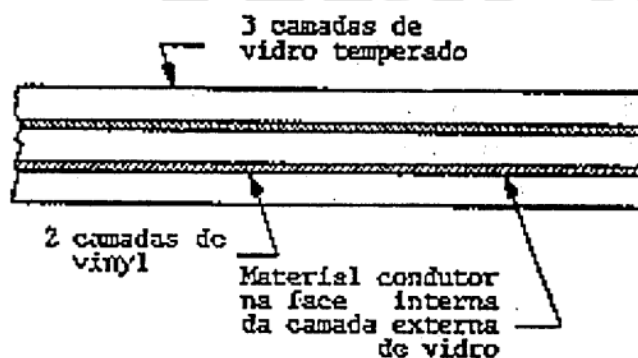
Um dos mais comuns métodos para controlar a formação de gelo e névoa nas janelas das modernas aeronaves, é o uso de um elemento de aquecimento elétrico entre as lâminas do material da janela.

Quando esse método é usado em aeronaves pressurizadas, uma camada de vidro temperado dá resistência para suportar a pressurização. Uma camada de material condutor transparente (óxido stannic) é o elemento de aquecimento, e uma camada de plástico vinil transparente adiciona uma qualidade de não estilhaçamento à janela.

As placas de vinil e de vidro (Figura 8-6) estão coladas pela aplicação de pressão e calor. A união é obtida sem o uso de cimento devido à afinidade natural do vinil e do vidro. A camada condutiva dissipa a eletricidade estática do para-brisa, além de fornecer o elemento de aquecimento.

Em algumas aeronaves, interruptores termoeletrônicos, automaticamente ligam o sistema quando a temperatura do ar está baixa o suficiente para ocorrer formação de geada ou gelo. O sistema pode manter-se ligado durante todo o tempo em que se mantiver essa temperatura; ou em algumas aeronaves, ela pode operar com um dispositivo pulsativo de liga-desliga.

Interruptores térmicos de superaquecimento, automaticamente desligam o sistema no caso de uma condição de superaquecimento, a qual danificaria a transparência da área.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

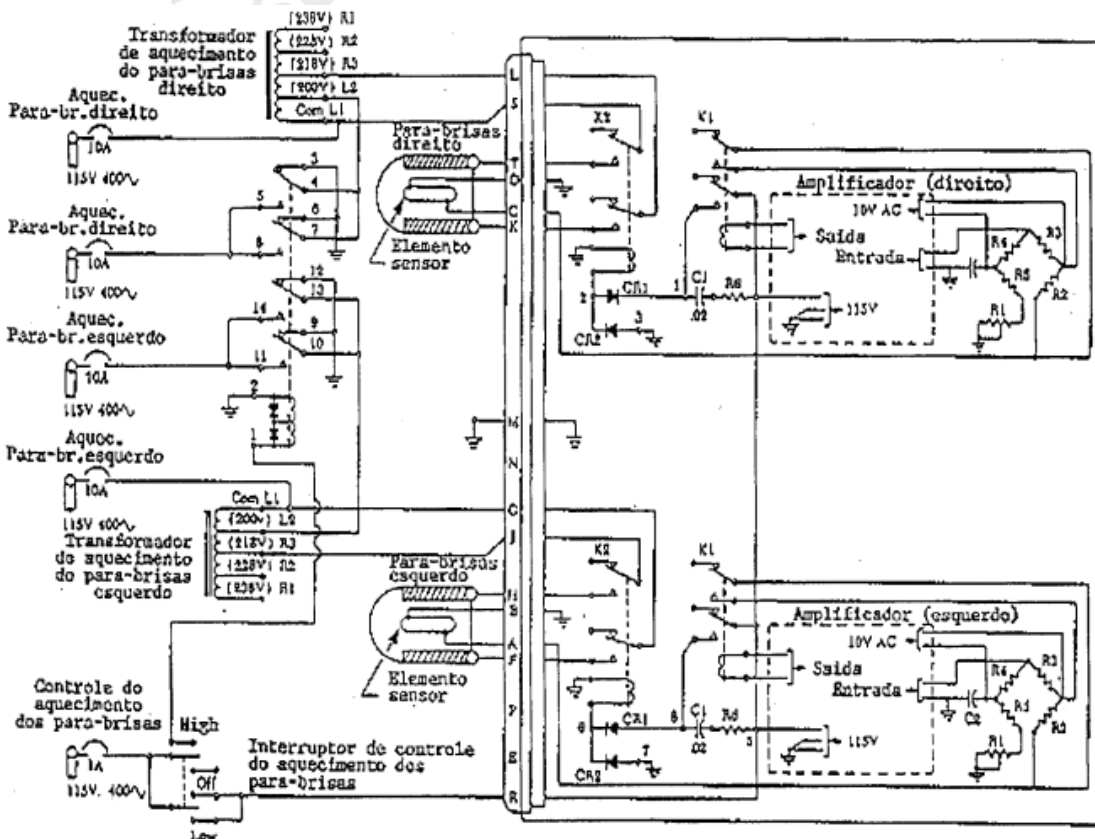
Figura 8-6 Seção de um para-brisa ,0

Um sistema de aquecimento elétrico do para-brisa inclui o seguinte:

1. Para-brisas autotransformadores e relés de controle de aquecimento.
2. Interruptor de mola de controle de aquecimento.
3. Luzes de indicação.
4. Unidades de controle do para-brisa.
5. Elementos sensores de temperatura (termistores) laminados no painel.

Um sistema típico é mostrado na Figura 87. O sistema recebe energia elétrica das barras de 115 volts C.A. através dos disjuntores ("circuit breakers") de controle do aquecimento do para-brisa, e quando o interruptor de controle for selecionado para "High", 115V. 400HZ C.A., são supridos para os amplificadores da esquerda e da direita na unidade de controle do para-brisas. O relé de controle de aquecimento do para-brisa é energizado, aplicando por este meio 200V 400Hz C.A. para os autotransformadores de aquecimento do para-brisa.

Esses autotransformadores fornecem 218 V, C.A. para a barra coletora da corrente de aquecimento do para-brisa através dos relés da unidade de controle.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-7 Circuito de controle da temperatura do para-brisa

O elemento sensor em todos os para-brisas possui um resistor com o coeficiente térmico positivo, e forma uma das pernas de um circuito de ponte.

Quando a temperatura do para-brisas estiver acima do valor calibrado, o elemento sensor terá um valor de resistência maior do que o necessário para equilibrar a ponte. Isto diminui o fluxo de corrente através dos amplificadores, e os relés da unidade de controle são desenergizados.

Quando a temperatura do para-brisa diminui, o valor da resistência dos elementos sensores também diminui e a corrente, através dos amplificadores, atingirá novamente suficiente magnitude para operar os relés na unidade de controle, energizando então, os aquecedores do para-brisas.

Quando o interruptor de controle do aquecimento do para-brisa estiver selecionado para "Low", 115 volts, 400 Hz C.A. são supridos para os amplificadores, esquerdo e direito na unidade de controle e para os autotransformadores de aquecimento do para-brisa. Nestas condições, os transformadores fornecem 121 V.C.A. para a barra coletora de corrente de aquecimento do para-brisa através dos relés da unidade de controle. Os elementos sensores no para-brisa operam da mesma maneira como foi descrito para a operação de grande aquecimento ("High-heat"), para manter um adequado controle de temperatura no para-brisa.

A unidade de controle de temperatura contém dois relés hermeticamente selados, e dois amplificadores eletrônicos de três estágios, A unidade está calibrada para manter uma temperatura no para-brisa de 40° a 49° C. (105° a 120° F. O elemento sensor em cada painel do para-brisa possui um resistor com o coeficiente térmico positivo e forma uma das pernas de uma ponte que controla o fluxo da corrente nos amplificadores associados. O estágio final do amplificador controla o relé selado, o qual fornece corrente alternada para a barra coletora da corrente de aquecimento do para-brisa.

Quando a temperatura do para-brisa estiver acima do valor calibrado, o elemento sensor terá um valor de resistência maior do que o necessário para equilibrar a ponte. Isto diminui o fluxo de corrente através dos amplificadores, e os relés da unidade de controle são desenergizados. Quando a temperatura do para-brisa diminui, o valor da resistência dos elementos sensores também diminui, e a corrente, através dos amplificadores, atinge suficiente magnitude para operar os relés na unidade de controle, energizando então o circuito.

Existem vários problemas associados com os aquecedores elétricos de para-brisas. Eles incluem a delaminação, rachaduras centelhamento e descoloração.

A delaminação (separação dos painéis), embora indesejável, não é estruturalmente prejudicial, desde que esteja dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante da aeronave, e não esteja em uma área que afete as qualidades óticas do painel.

O centelhamento em um painel de para-brisas, usualmente indica que houve uma quebra da película condutora.

Onde lascas ou diminutas rachaduras são formadas, na superfície dos painéis de vidro, simultâneas folgas na compressão da superfície e esforço de tensão no vidro altamente temperado, podem resultar em rachaduras nas bordas e ligeiras separações na película condutora. O centelhamento é produzido onde a corrente salta esta falha, particularmente onde essas rachaduras estão paralelas às barras da janela.

Onde há centelhamentos, eles estão invariavelmente a certa distância de um local superaquecido, o qual, dependendo da sua severidade e localização, pode causar posterior dano ao painel.

Centelhamento nas proximidades, de um elemento sensor de temperatura é um particular problema, pois ele pode prejudicar o sistema de controle do aquecimento.

Para-brisas eletricamente aquecidos são transparentes para a transmissão direta da luz, mas eles têm uma cor distinta quando vistos pela luz refletida.

A cor varia do azul-claro ao amarelo, ou rosa claro, dependendo do fabricante do painel da janela.

Normalmente, a descoloração não é um problema, a menos que afete as qualidades óticas. Rachaduras no para-brisa são mais constantes no vidro externo onde os limpadores são indiretamente a causa desses problemas. Alguma areia presa na palheta do limpador pode converter-se em um eficiente cortador de vidro quando em movimento.

A melhor solução contra arranhões no para-brisa é a prevenção; limpar as palhetas do limpador de para-brisas tão frequentemente quanto possível. Incidentalmente os limpadores nunca deverão ser operados com o painel seco, porque isso aumenta as chances de danificar a superfície.

Se a visibilidade não estiver sendo afetada, arranhões ou cortes nos painéis de vidro são permitidos, dentro das limitações previstas nos apropriados manuais de serviço ou de manutenção. A tentativa de aumentar a visibilidade por meio de polimento nos cortes e arranhões não é recomendável. Isto é por causa da imprevisível natureza das concentrações de esforço residual, que o vidro temperado adquiriu durante a fabricação.

O vidro temperado é mais forte do que o vidro comum, devido ao esforço de compressão na superfície do vidro, o qual tem que ser superado antes que a falha possa

ocorrer do esforço de tensão no seu interior. O polimento que remove uma apreciável camada da superfície pode destruir este equilíbrio do esforço interno, e pode até resultar em uma imediata falha do vidro.

A determinação da profundidade dos arranhões sempre tem causado algumas dificuldades. Um micrômetro ótico pode ser usado para esta finalidade. Ele é essencialmente um microscópio suportado por pequenas pernas, ao contrário do tipo familiar montado em uma base sólida. Quando focalizado em algum ponto, a distância focal da lente (distância da lente ao objeto) pode ser lida em uma escala micrométrica do instrumento.

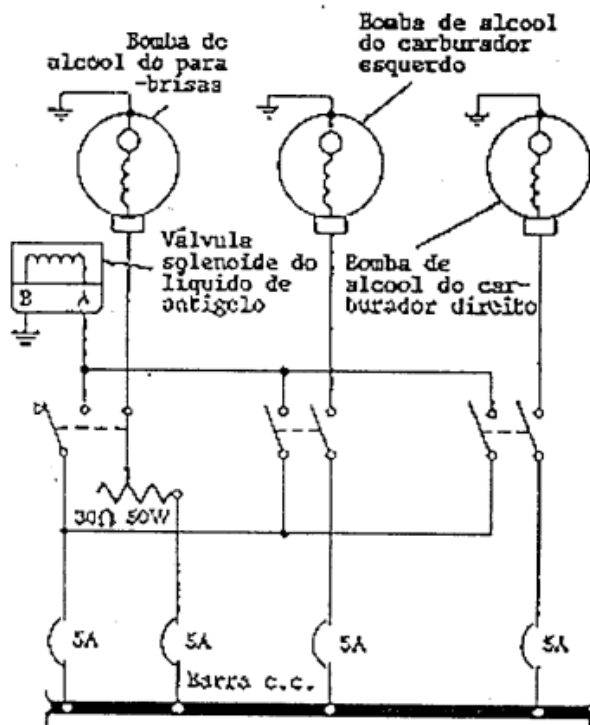
A profundidade de um arranhão ou fissura no painel do para-brisa, por exemplo, pode então ser determinada pela obtenção da distância focal para a superfície do vidro e para o fundo do arranhão ou fissura. A diferença entre essas duas leituras dará a profundidade do arranhão. O micrômetro ótico pode ser usado na superfície de painéis planos, convexos ou côncavos, estando eles instalados ou não na aeronave.

Sistemas de Degelo do Carburador e do Para-brisa

Um sistema de degelo a álcool é previsto em algumas aeronaves para remover o gelo do para-brisa e do carburador.

A figura 8-8 ilustra um sistema típico de um bimotor, no qual três bombas de degelo (uma para cada carburador e uma para o para-brisa) são usadas. O fluido, vindo do tanque de álcool, é controlado por uma válvula solenoide a qual é energizada quando alguma das bombas de álcool está ligada.

O fluxo de álcool da válvula solenoide é filtrado e dirigido para as bombas e daí distribuído através de um sistema de tubulações para os carburadores e para-brisas.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-8 Sistema de degelo do carburados e do para-brisa

Interruptores de mola controlam a operação das bombas de álcool para o carburador. Quando os interruptores são colocados na posição "ON", as bombas de álcool são ligadas e a válvula de corte, operada a solenoide, é aberta.

A operação da bomba de degelo do para-brisa e da válvula de corte do álcool, operada a solenoide, é controlada por um interruptor tipo reostato, localizado na estação do piloto.

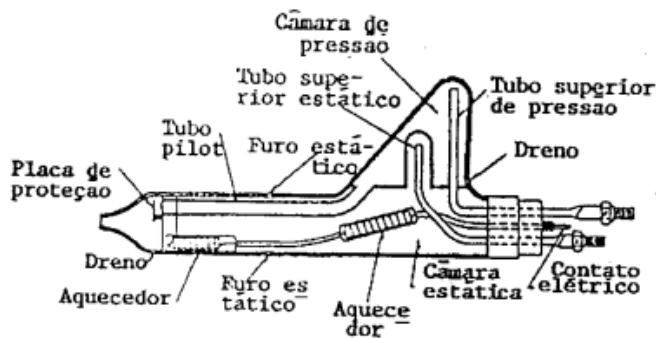
Quando o reostato, localizado na estação do piloto. Quando o reostato é movido para fora da posição "OFF", a válvula de corte é aberta, fazendo com que a bomba de álcool leve o fluido para o para-brisas na razão selecionada pelo reostato. Quando o reostato é retornado para a posição "OFF", a válvula de corte fecha e a bomba interrompe a operação.

Antigelo do Tubo Pitot

Para evitar a formação de gelo sobre a abertura do tubo de pitot, está previsto um elemento de aquecimento elétrico embutido.

Um interruptor localizado na cabine controla a energia para o aquecimento.

Precisamos de cautela para checar o tubo de pitot no solo, porque o aquecedor não deve ser operado por longos períodos, a menos que a aeronave esteja em vôo.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-9 Cabeça do tubo de pitot

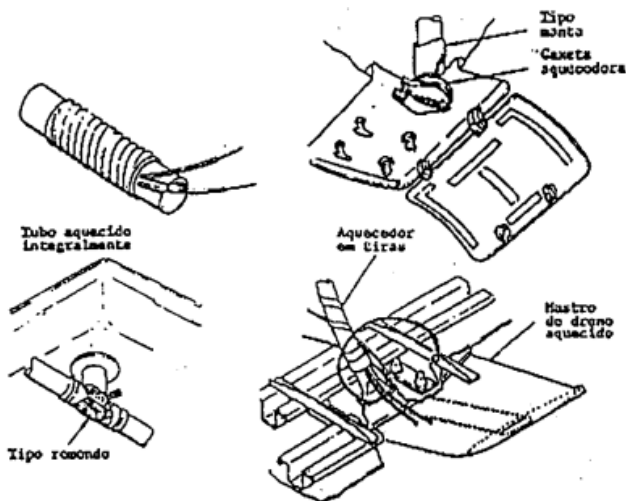
Os elementos de aquecimento deverão ser checados quanto ao funcionamento, para assegurar que a cabeça do pitot começa a aquecer, quando a energia elétrica é aplicada.

Se um ohmímetro (medidor de carga) for instalado no circuito, a operação do aquecedor pode ser verificada pela indicação de consumo de corrente quando o aquecedor for ligado.

1.3 AQUECEDORES DE DRENOS

Aquecedores estão previstos para as linhas de dreno do lavatório, linhas de água, mastros de dreno e drenos de água servida, quando estão localizados em uma área que está sujeita a temperaturas de congelamento em voo.

Os tipos de aquecedores usados são: tubos aquecidos integralmente, tiras, forro, remendos aquecedores que envolvem as linhas e gaxetas aquecedores (ver na figura 8-10). Nos circuitos aquecedores estão previstos termostatos onde for indesejável excessivo aquecido ou para reduzir o consumo. Os aquecedores têm uma baixa voltagem de saída e uma operação contínua não causará superaquecimento.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 8-10 Aquecedores típicos de linhas de água e de drenos



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional. *Matérias Básicas*, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.



No Próximo Módulo

No próximo módulo vamos verificar novos sistemas, agora os utilizados para proteção contra fogo no motor.

Espero você!



Fonte: www.defesacivil.rj.gov.br

MÓDULO I I

SISTEMAS DE PROTEÇÃO CONTRA FOGO NO MOTOR

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Em virtude do fogo ser uma das mais perigosas ameaças a uma aeronave, as zonas de fogo em potencial de todas as multimotoras atualmente produzidas, têm um sistema fixo de proteção de fogo.

Uma "zona de fogo" é uma área ou região da aeronave, designada pelo fabricante, que requer detecção e/ou equipamento de extinção e um alto grau de resistência ao fogo.

O termo "fixo" significa um sistema permanentemente instalado, em contraste com qualquer tipo de equipamento extintor de fogo portátil.

Vamos compreender agora os sistemas.

Vamos lá!

2.1 SISTEMA DE PROTEÇÃO DE FOGO DE MOTORES CONVENCIONAIS

Um sistema completo de proteção contra fogo inclui tanto um sistema de detecção como de extinção de fogo.

Para detectar fogo ou condições de superaquecimento, detectores são colocados nas várias zonas a serem monitoradas. O fogo é detectado nas aeronaves com motores convencionais, usando um ou mais dos seguintes itens:

- 1- Detectores de superaquecimento;
- 2- Detectores de aumento da razão de temperatura;
- 3- Detectores de chama;
- 4- Observação pela tripulação.

Somando-se a estes métodos, outros tipos de detectores são usados nos sistemas de proteção contra fogo em aeronaves, mas raras vezes são usados para detectar fogo nos motores.

Por exemplo, detectores de fumaça são mais apropriados para monitorar áreas como as que comportam bagagens, onde os materiais queimam vagarosamente ou sem chama.

Detector de fumaça em banheiros.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Detector de fumaça nos banheiros.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Garrafa de extinção de fogo em banheiros.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Detector de fumaça compartimento de bagagens.

Outros tipos de detectores, nesta categoria, incluem os de monóxido de carbono.

Os sistemas de proteção de fogo das aeronaves, produzidas atualmente, não confiam na observação pela tripulação como um método primário de detecção de fogo.

Um sistema ideal de detecção de fogo deve incluir, tanto quanto possível, as seguintes características:

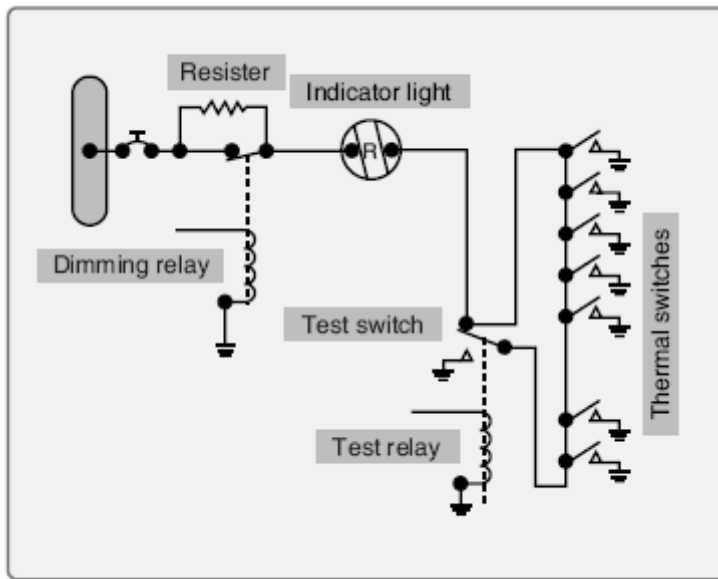
1. Um sistema que não cause falsos alarmes sob qualquer condição de voo ou no solo;
2. Rápida indicação de fogo e sua exata localização;
3. Acurada indicação de que o fogo está extinto;
4. Indicação de que o fogo foi reativado;
5. Indicação contínua da duração do fogo;
6. Possibilidade de testar eletricamente o sistema detector, desde a cabine da aeronave;
7. Detectores resistentes a danos causados pela exposição ao óleo, água, vibração, temperaturas extremas e ao manuseio;
8. Detectores que tenham pouco peso e sejam facilmente adaptáveis em qualquer posição de montagem;
9. Detectores instalados em circuitos, operados diretamente do sistema de força da aeronave, sem inversores;
10. Exigências mínimas de corrente elétrica, quando não houver indicação de fogo;
11. Cada sistema detector deverá acender uma lâmpada na cabine, indicando a localização do fogo e deverá ter um sistema de alarme sonoro;
12. Um sistema detector separado para cada motor.

Sistema de Interruptor Térmico

Um grande número de detectores ou mecanismos sensíveis é encontrado. A maioria das aeronaves antigas, ainda em operação, tem algum tipo de sistema de interruptores térmicos ou sistema de pares térmicos.

Um sistema de interruptor térmico tem uma ou mais lâmpadas, energizadas pelo sistema de força da aeronave e por interruptores térmicos que controlam a operação da lâmpada (ou lâmpadas). Esses interruptores térmicos são unidades sensíveis ao calor, que completam os circuitos elétricos a uma determinada temperatura.

Eles são conectados em paralelo um com o outro, mas em série com as luzes indicadoras (figura 9-1).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook).

Figura 9-1 Circuito de interruptores térmicos.

Se um aumento de temperatura ultrapassar um determinado valor em qualquer seção do circuito, o interruptor térmico fechará, completando o circuito da lâmpada indicadora de fogo ou a condição de superaquecimento.

Não existe um número certo de interruptores térmicos em cada circuito. O número exato será determinado pelo fabricante.

Em algumas instalações todos os detectores térmicos são conectados a uma única lâmpada. Em outras, pode ser encontrado um interruptor térmico para cada lâmpada indicadora.

Algumas luzes de alarme são do tipo "pressione-para-testar".

O circuito apresentado na figura 9-1 inclui um relé de teste.

Com o contato do relé na posição mostrada, dois caminhos são possíveis para o fluxo da corrente dos interruptores até a lâmpada.

Este é um dispositivo adicional de segurança.

Energizando o relé de teste, um circuito em série é completado, checando toda a fiação e o filamento de todas as lâmpadas.

Também incluído no circuito mostrado na figura 9-1, há um relé de controle de brilho. Este, ao ser energizado, altera o circuito, para incluir uma resistência em série com a lâmpada.

Em algumas instalações, vários circuitos são ligados através de relés de controle de brilho e todas as luzes de advertência podem ser ofuscadas ao mesmo tempo.

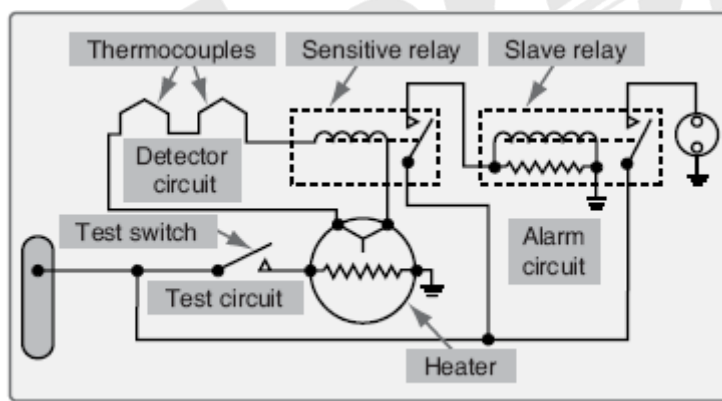
Sistemas de Par Térmico

O sistema de aviso de fogo, em par térmico, opera por um princípio completamente diferente do sistema de interruptores térmicos.

Um par térmico depende da razão de aumento da temperatura e não dá o alarme quando um motor superaquece lentamente ou quando ocorre um curto-circuito. O sistema consiste em uma caixa de relés, luzes de aviso e pares térmicos.

A fiação do sistema dessas unidades pode ser dividida entre os seguintes circuitos: (1) circuito detector; (2) circuito de alarme; (3) circuito de teste.

Esses circuitos são mostrados na figura 9-2.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A da FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook).

Figura 9-2 Circuito de aviso de fogo tipo "termopar".

A caixa de relés contém dois relés, o sensível e o escravo e ainda a unidade de teste térmico. Essa caixa pode conter de um a oito circuitos idênticos, dependendo do número de zonas potenciais de fogo.

Os relés controlam as luzes de alarme. Por sua vez, os pares térmicos controlam a operação dos relés. O circuito consiste de vários pares térmicos, em série uns com os outros e com o relé sensível.

O par térmico é construído com dois metais diferentes, que são o cromel e o constantan. O ponto de junção dos dois metais, que será exposto ao calor, é chamado de junção quente. Há também, uma junção de referência, incluída no espaço entre os dois blocos isolantes.

Um invólucro de metal protege mecanicamente o par térmico, sem interferir no movimento livre do ar na junção quente.

Se a temperatura subir rapidamente, o par térmico produzirá uma voltagem, por causa da diferença de temperatura entre as junções de referência e a junção quente.

Se ambas as junções forem aquecidas ao mesmo tempo, nenhuma voltagem será produzida.

Na nacele do motor, há um normal e gradual aumento de temperatura, causado pela operação do motor. Ambas as junções são aquecidas na mesma proporção, não havendo por isso, sinal de alarme.

Porém, se houver fogo, a junção quente aquecerá mais rapidamente que a junção de referência. A voltagem resultante causará um fluxo de corrente no circuito detector.

Quando a corrente for maior do que quatro miliampères (0.004 ampères) o relé sensível fechará. Isto completará o circuito do sistema de força da aeronave para a bobina do relé escravo. Este fechará, completando o circuito para a lâmpada de alarme, dando uma indicação visual de fogo.

O número total de pares térmicos usados em um circuito detector, depende das dimensões das zonas de fogo e da resistência total do circuito, que geralmente não excede a 5 ohms, como mostra a figura 9-2.

O resistor conectado através dos terminais do relé escravo absorve a voltagem autoinduzida da bobina, para evitar a formação de arco entre os pontos do relé sensível. Os contatos do relé sensível são tão frágeis, que se queimariam ou soldariam, se fosse permitida a formação de um arco.

Quando o relé sensível abre, o circuito para o relé escravo é interrompido e o campo magnético em torno da sua bobina é encerrado. Quando isto acontece, a bobina recebe uma voltagem através da autoindução. Entretanto, com o resistor através dos terminais da bobina, é aberto um caminho para algum fluxo de corrente como resultado desta voltagem. Então o arco nos contatos do relé sensível é eliminado.

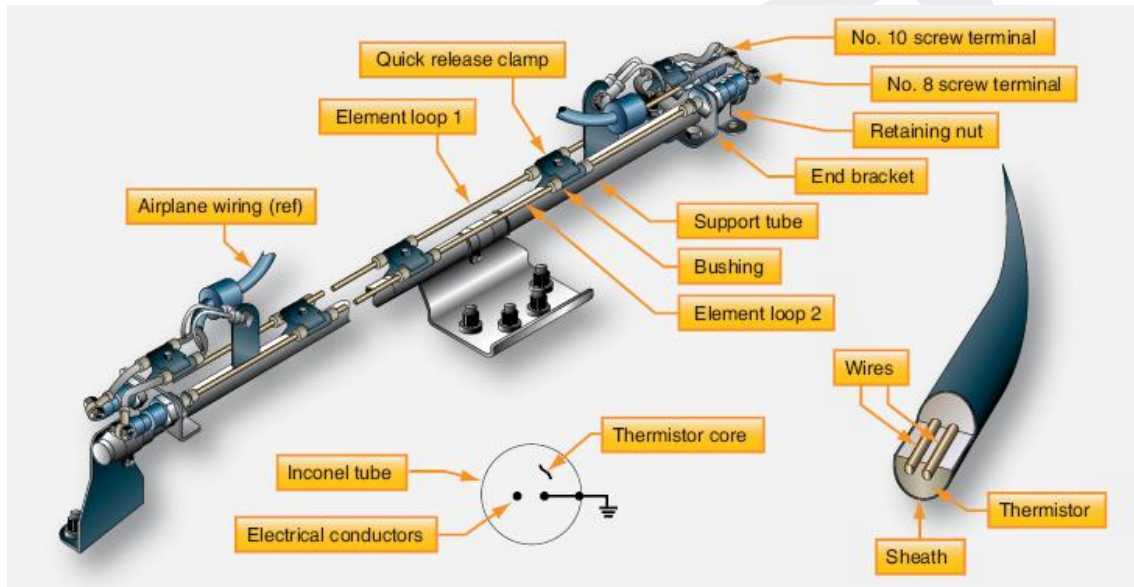
Sistema Detector de Circuito Contínuo

Um sistema detector contínuo, ou um sistema sensor, permite a cobertura mais eficiente de uma área de perigo de fogo do que qualquer um dos detectores de temperatura do tipo "spot".

Os sistemas contínuos são uma versão do sistema de interruptores térmicos, são os de superaquecimento, unidades sensíveis ao calor, que completam o circuito elétrico a uma determinada temperatura. Um sistema contínuo não possui sensibilidade ao aumento da

razão de temperatura. Os dois tipos de detectores, usados nos sistemas de sensores contínuos, são os sistemas Kidde e o Fenwal.

No sistema contínuo kidde (figura 9-3), dois fios são envolvidos com uma camada de cerâmica especial, formando o núcleo de um tubo de Inconel.



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-3 Elemento sensor "Kidde".

Um dos dois fios no sistema sensor Kidde é soldado nos terminais do tubo envolvente, atuando como "massa" interna. O segundo fio é um condutor (acima do potencial terrestre) que permite um sinal de corrente, quando a cobertura de cerâmica dos fios altera a sua resistência com a mudança da temperatura.

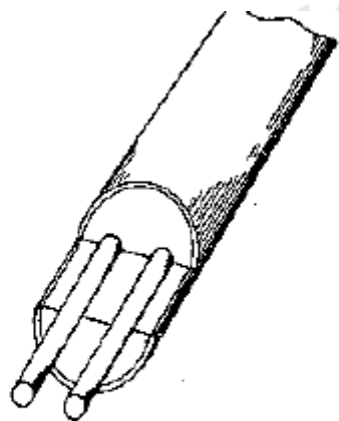
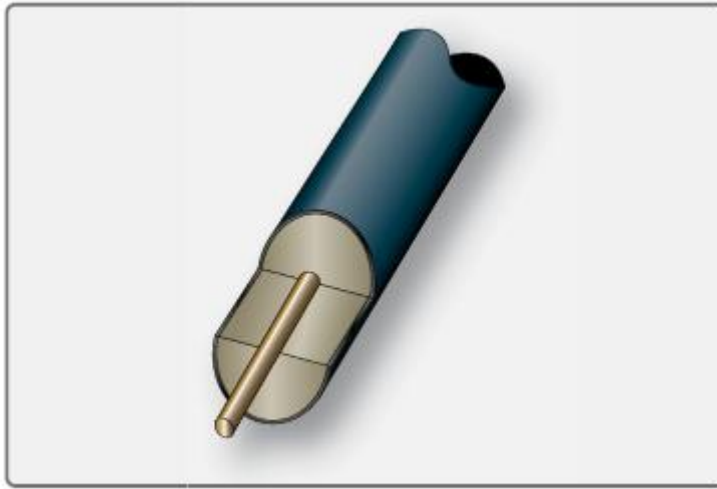


Figura 9-3 Elemento sensor "Kidde".

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional

O outro sistema contínuo, o Fenwall (figura 9-4), usa um fio simples envolvido em uma camada de cerâmica, dentro de um tubo de Inconel.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook).

Figura 9-4 Elemento sensor "Fenwal".

A camada de cerâmica do detector Fenwal está embebida com um sal eutético, que possui características de reduzir rapidamente sua resistência elétrica, quando o elemento sensor atingir a sua temperatura de alarme.

Em ambos os sistemas, no Kidde e no Fenwall, a resistência da cerâmica ou do sal eutético evita o fluxo da corrente elétrica enquanto for normal a temperatura.

No caso de uma condição de fogo ou superaquecimento, a resistência do núcleo diminui e o fluxo de corrente flui entre o fio condutor de sinal e a "massa", energizando o sistema de alarme.

Os elementos sensores do sistema Kidde são conectados a um relé da unidade de controle.

Essa unidade constantemente mede a resistência total de todo o sensor.

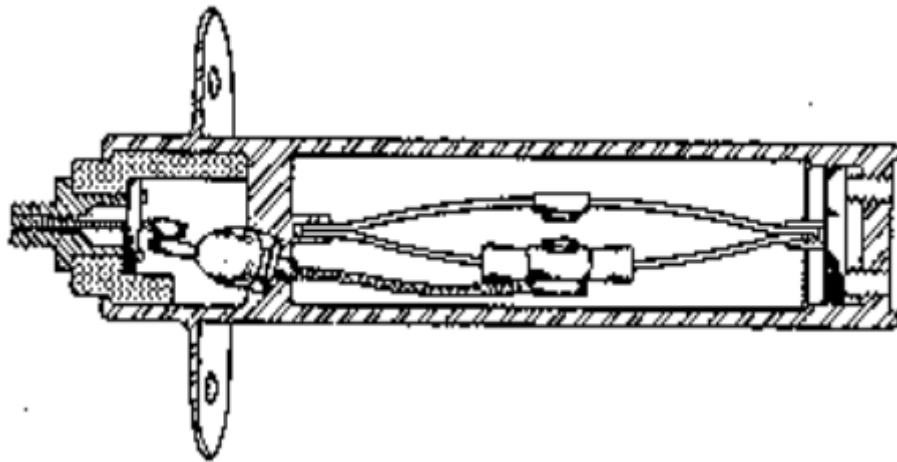
O sistema sente a temperatura média, tão bem como qualquer simples ponto isolado.

O sistema Fenwal usa um amplificador magnético como unidade de controle. Esse sistema não é proporcional, mas soará um alarme quando qualquer porção do seu elemento sensor atingir a temperatura.

Ambos os sistemas continuamente monitoram as temperaturas nos compartimentos dos motores e, automaticamente, são rearmados após um alarme de fogo ou de superaquecimento.

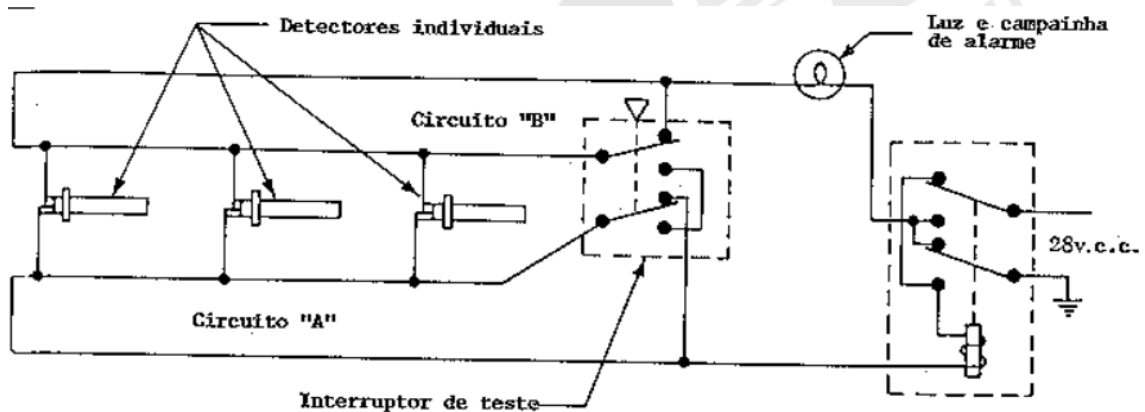
Sistema Detector do Tipo "Spot"

O sistema detector spot opera por um princípio diferente do sistema contínuo. Cada unidade detectora (figura 9-5) consiste de um interruptor térmico bimetálico. A maioria dos detectores spot são interruptores térmicos de terminal duplo, eletricamente acima do potencial terrestre.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional.
Figura 9-5 Detetor "Fenwal" tipo "Spot".

Os detetores Fenwal spot são ligados em paralelo entre dois circuitos completos da fiação, como é mostrado na figura 9-6. Assim, o sistema pode resistir a uma falha, que pode ser uma abertura no circuito elétrico ou um curto para a massa, sem indicar um falso alarme de fogo.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional.
Figura 9-6 Circuito detetor "Fenwal".

Uma dupla falha pode existir antes que um falso alarme de fogo possa ocorrer. No caso de uma condição de fogo ou de superaquecimento, o interruptor do detector spot fecha, completando o circuito para soar um alarme.

O sistema detector Fenwal spot opera sem uma unidade de controle.

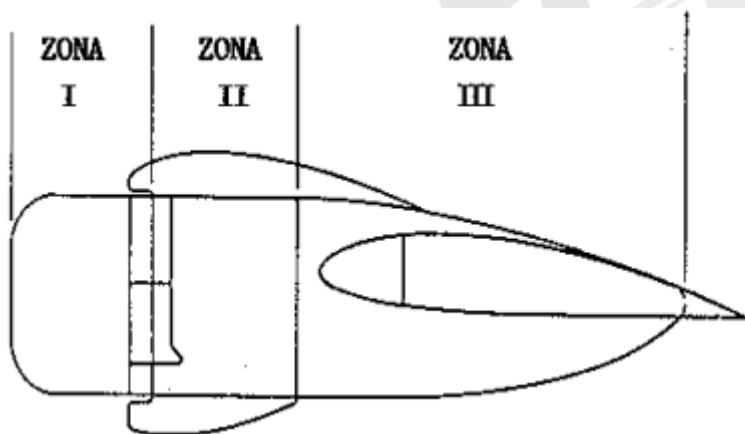
Quando uma condição de superaquecimento ou de fogo causar o fechamento de um interruptor do detector, o alarme soará e uma lâmpada de aviso indicando a área afetada será acesa.

2.2 ZONAS DE FOGO

Os detectores de fogo do motor são localizados de acordo com as zonas de fogo. Cada motor e área da nacele normalmente são divididos em três zonas semelhantes às apresentadas na figura 9-7.

A zona I identifica a área da seção de força do motor à frente do bordo de fuga dos flapes de refrigeração até a entrada dos anéis deflectores. A zona "II" identifica a área da seção de acessórios do motor entre a entrada dos anéis deflectores e a parede de fogo e a zona "III" identifica a área da nacele atrás da parede de fogo.

Além das zonas das áreas do motor e da nacele, outras áreas nas aeronaves multimotoras estão equipadas com sistemas de proteção e de detecção de fogo. Estas áreas incluem os compartimentos de bagagem, instalações de fonte de força auxiliar, instalações de aquecimento do combustível e outras áreas perigosas. A apresentação da proteção contra fogo para estas áreas não está incluída nesta seção, estando limitada à proteção de fogo do motor.



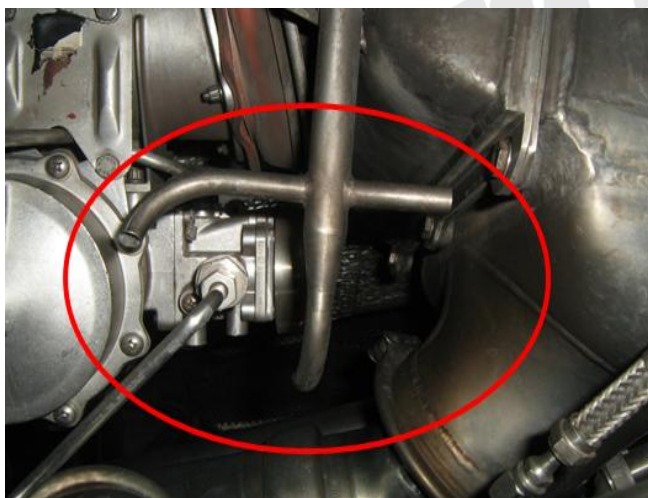
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional.
Figura 9-7 Zonas de fogo.

2.3 AGENTES DE EXTINÇÃO DE FOGO

Os sistemas fixos de extinção de fogo, usados na maioria dos sistemas de proteção contra fogo dos motores convencionais, são destinados a diluir a atmosfera com um agente inerte que não sustentará a combustão.

A maioria dos sistemas usam tubos perfurados ou bicos de descarga para a distribuição do agente extintor.

O sistema HRD (alta razão de descarga), recentemente desenvolvido, usa tubos sem restrição na saída, para liberar uma quantidade do agente extintor em 1 ou 2 segundos.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Tubos sem restrição na saída.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Tubos sem restrição na saída.

Dióxido de Carbono (CO₂)

Classificação de toxicidade UL de 5a é especialmente recomendado para o uso em fogo das classes B e C. Extingue a chama pela dissipação imediata do oxigênio da área.

Do ponto de vista de toxicidade e perigo de corrosão, o dióxido de carbono é o agente mais seguro para o uso.

Ele foi por muitos anos o agente mais amplamente utilizado. Se manipulado imprópriamente, pode causar confusão mental e sufocação.

Devido à sua variação em pressão de vapor com a temperatura, torna-se necessário estocar o CO₂ em vasilhames mais resistentes do que a maioria dos requeridos para outros agentes.

Hidrocarbonetos Halogenados (normalmente chamados de Freon)

Brometo de metila (Halon 1001) - Fórmula química - CH₃ Br - um gás liquefeito, com uma classificação de toxicidade UL de 2.

O brometo de metila é um agente extintor mais eficiente do que o CO₂, do ponto de vista de peso. Ele é também mais tóxico do que o CO₂ e não pode ser usado em áreas onde uma concentração prejudicial possa penetrar no compartimento de pessoal.

Um agente de alarme, como uma fumaça colorida, é misturado com o brometo de metila, que poderá corroer seriamente as ligas de alumínio, magnésio ou zinco.

Clorobromometano (Halon 1011) - fórmula química - CH₂ Cl Br - é um gás liquefeito, com uma classificação de toxicidade UL de 3. Normalmente conhecido como "CB", o clorobromometano é mais tóxico do que o CO₂.

Ele é corrosivo para alumínio, magnésio, aço e latão e não é recomendável para o uso em aeronaves.

Classificação do comparativo perigo de vida dos agentes extintores de fogo pelo UNDERWRITERS' LABORATORIES' (UL).

GRUPO	DEFINIÇÃO	EXEMPLOS
6 (menos tóxico)	Gases ou vapores, os quais em concentrações acima de no mínimo 20% por volume, por duração de exposição da ordem de 2 horas, não chega a produzir danos	Bromotrifluorometano (Halon 1301)
5a	Gases ou vapores bem menos tóxicos do que o grupo 4, porém mais tóxicos do que o grupo 6	Dióxido de carbono
4	Gases ou vapores, os quais em concentrações da ordem de 2 a 2 1/2 % para duração de exposição da ordem de 2 horas, são letais ou produzem sérios danos.	Dibromodifluorometano (Halon 1202).
3	Gases ou vapores, os quais em concentrações da ordem de 2 a 2 1/2% para duração de exposição da ordem de 1 hora, são letais ou produzem sérios danos.	Bromoclorometano (Halon 1011) Tetracloreto de carbono (Halon 104).
2	Gases ou vapores, os quais em concentrações da ordem de 1/2 a 1% para duração de exposição da ordem de 1/2 horas, são letais ou produzem sérios danos.	Metil bromide (Halon 1001)

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional.

Tabela 9-1 Tabela de toxicidade.

Tetracloreto de carbono (Halon 104) - Fórmula química - CCl_4 - é um líquido com uma classificação de toxicidade UL de 3. Ele é venenoso e tóxico. Sempre que o tetracloreto de carbono ("carbon tet") é usado em fogo comum, são produzidos vapor de ácido clorídrico, gás de cloro e gás fosfênio.

A quantidade de gás fosfênio é aumentada sempre que o tetracloreto de carbono for posto em contato direto com metal quente, certos produtos químicos, ou arcs elétricos contínuos. Ele não é mais aprovado para uso em qualquer tipo de extintor de fogo.

Dibromodifluorometano (Halon 1201) - Fórmula química - CBr_2F_2 - é um gás liquefeito com uma classificação de toxicidade UL de 4.

Este agente não é corrosivo para o alumínio, latão e aço e é mais tóxico do que o CO_2 . Ele é um dos mais eficientes agentes extintores encontrados, mas não é recomendado para o uso em aeronaves.

Bromoclorodifluorometano (Halon 1211) fórmula química - $CBrClF_2$ - é um gás liquefeito com uma classificação de toxicidade UL de 5.

Ele é incolor, não corrosivo, evapora rapidamente não deixando resíduo algum, não congela nem causa queimaduras, não danifica tecidos, metais ou outros materiais os quais tenha entrado em contato.

O Halon 1211 atua rapidamente contra o fogo produzindo uma camada espessa de névoa que elimina o ar da fonte do fogo. O mais importante é que interfere quimicamente com o processo de combustão. Ele possui notáveis propriedades para evitar o reacendimento após o fogo ter sido extinto.

Bromotrifluorometano (Halon 1301) - fórmula química - $C F_3 Br$ - é um gás liquefeito com uma classificação de toxicidade UL de 6.

Ele tem todas as características do Halon 1211. A diferença significativa entre os dois é que o Halon 1211 expele um jato semelhante ao CO_2 , enquanto o Halon 1301 tem um jato de vapor que se torna mais difícil de direcionar.

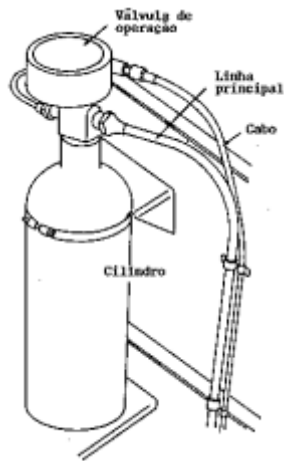
O Halon 1211 e o Halon 1301 são amplamente usados em sistemas de extinção de incêndios de alta razão de descarga (HRD), instalados em aeronaves equipadas com motor a reação ou turboélice.

Sistemas Extintores de Fogo de CO_2 dos Motores Convencionais

O CO_2 é um dos mais antigos tipos de sistemas extintores de fogo dos motores convencionais das aeronaves de transporte, sendo ainda usado em muitas aeronaves antigas.

O sistema extintor de fogo é projetado em torno de uma garrafa de CO_2 (figura 9-8) e uma válvula de controle remoto operada da cabine.

A garrafa armazena o dióxido de carbono abafador de chama, sob a pressão requerida para distribuir o agente extintor para o motor.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional.
 Figura 9-8 Instalação de garrafa de dióxido de carbono (CO₂).

O gás é distribuído através de tubulações da válvula da garrafa de CO₂ para o conjunto de controle da válvula na cabine e então para os motores por tubulações instaladas na fuselagem e túneis da asa. A tubulação terminal, em forma de círculo, é toda perfurada envolvendo os motores (figura 9-9).

Para operar o sistema de extinção de fogo de CO₂, a válvula seletora deve ser comandada para o motor que contenha fogo. Um puxão no punho em "T" de controle, localizado próximo à válvula seletora do motor, atua a haste de alívio da válvula da garrafa de CO₂. O líquido comprimido na garrafa de CO₂ flui em uma rápida descarga para as saídas da linha de distribuição (figura 9-9) do motor afetado. O contato com o ar converte o líquido em gás e "neve", o qual abafa a chama.

Um dos mais sofisticados tipos de sistema de proteção contra fogo de CO₂ é usado em muitas aeronaves de quatro motores. Este sistema é capaz de liberar CO₂ duas vezes para cada um dos quatro motores.

Sistemas de aviso de fogo são instalados em todas as localizações perigosas da aeronave, para fornecer um alarme em caso de fogo. Os vários sistemas de alarme operam luzes de aviso no painel de controle de fogo na cabine, energizando, também, um alarme sonoro na cabine.

Um sistema típico de CO₂ consiste de seis garrafas, montadas três de cada lado do alojamento da roda do nariz. Válvulas de enchimento são instaladas em cada garrafa de CO₂. As garrafas de cada fileira são interconectadas.

As válvulas de duas garrafas traseiras, de cada conjunto de três, são projetadas para serem abertas mecanicamente por um cabo conectado ao punho de controle de descarga no painel principal de controle de fogo na cabine.

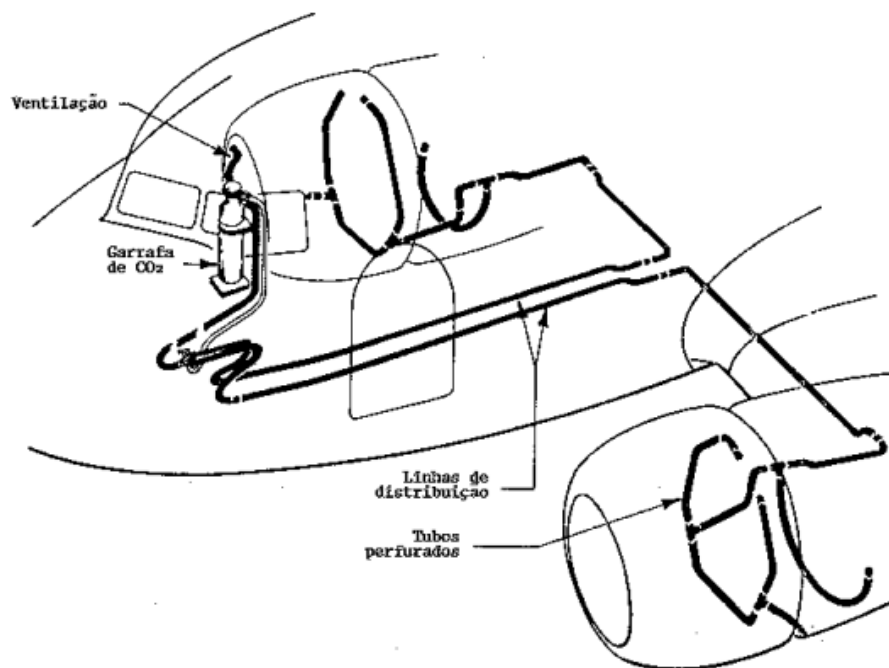
Em caso de descarga pelos meios mecânicos, a válvula de enchimento da garrafa dianteira de cada grupo é operada pela pressão de CO₂, aliviada das duas garrafas traseiras através da linha de interconexão. A válvula de enchimento da garrafa dianteira de cada grupo contém um solenoide. A válvula é projetada para ser operada eletricamente, quando o solenoide for energizado pela atuação de um botão no painel de controle.

No caso de uma descarga pelos meios elétricos, as válvulas das duas garrafas traseiras de cada grupo são operadas pela pressão de CO₂, aliviada da garrafa dianteira através da linha de interconexão. Cada grupo de garrafas de CO₂ tem um disco vermelho, indicador de descarga térmica de segurança, que será rompido quando a pressão atingir ou ultrapassar 2.650 p.s.i. A descarga ocorrerá também em temperaturas acima de 74° C. Cada conjunto de garrafas também tem um disco amarelo indicador da descarga do sistema.

Montado ao lado do disco vermelho, o disco amarelo indica qual grupo de garrafas foi esvaziado por uma descarga normal.

Este tipo de sistema de proteção contra fogo de CO₂ inclui um sistema de alarme de fogo. Ele é um sensor contínuo, de baixa impedância e do tipo de religação automática para o motor e áreas da nacele do motor. Um único circuito detector de fogo é previsto para cada motor e área da nacele.

Cada circuito completo consiste de uma unidade de controle, elementos sensores, um relé de teste, uma luz de aviso de fogo e um relé do circuito de aviso de fogo.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional.

Figura 9-9 Sistema extintor de fogo de CO₂ em uma aeronave bimotora de transporte.

Equipamentos associados, como conjunto de conectores flexíveis, fios passadores de borracha, braçadeiras e presilhas de montagem, são usados em várias quantidades, dependendo das necessidades individuais da instalação.

Por exemplo, em uma aeronave de quatro motores, quatro conjuntos de luzes de alarme, sendo uma para cada motor e área da nacele, darão a correspondente indicação de aviso quando um alarme for iniciado pelo respectivo circuito de aviso de fogo do motor.

Conjunto de luzes de alarme nos punhos de comando manual de CO₂ é conectado para todos os quatro circuitos detectores de fogo do motor, em conjunto com um alarme sonoro de fogo com os seus interruptores de corte protegidos e luzes de indicação.

O fio isolado do circuito detector é encaminhado da unidade de controle no compartimento de rádio para o relé de teste.

O fio é então dirigido através da nacele e seções do motor, retornando para o relé de teste, onde ele será unido a sua outra extremidade formando um circuito contínuo.

Cada unidade de controle contém transistores, transformadores, resistores, capacitores e um potenciômetro. Ele também contém um circuito integrado, o qual introduz um retardo, que dessensibiliza o sistema de aviso para um sinal transitório de curta duração, que de outra forma causaria falsos alarmes momentâneos.

Quando uma condição de fogo ou superaquecimento existir em um motor ou área da nacele, a resistência do sensor diminuirá, abaixo de um valor determinado pelo potenciômetro da unidade de controle, o qual está em um circuito de referência do circuito detector e amplificador da unidade de controle. A saída deste circuito energiza o alarme sonoro de aviso de fogo e a luz de aviso de fogo.

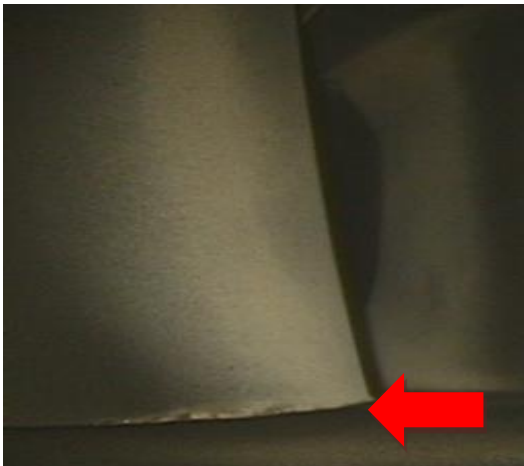
2.4 SISTEMAS DE PROTEÇÃO DE FOGO DE MOTORES A TURBINA

Diversas falhas ou danos em geral podem resultar em condições de superaquecimento ou de fogo, peculiares às aeronaves com motor a turbina por causa de suas características de operação.

Os dois principais tipos de falhas de turbina podem ser classificados como termodinâmicos ou como mecânicos. As causas termodinâmicas são aquelas que alteram a proporção do ar de refrigeração da temperatura da combustão, para os níveis em que os metais da turbina podem tolerar.

Quando o ciclo de refrigeração é alterado, as palhetas da turbina podem ser derretidas, causando uma súbita perda de empuxo. A rápida formação de gelo na tela da

entrada de ar ou na entrada das aletas guias pode resultar em severo superaquecimento, causando o derretimento das palhetas da turbina, sendo arrancadas e arremessadas para fora do motor.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Parte interna de um motor a reação, palhetas das turbinas.

Falhas semelhantes podem causar a separação do cone traseiro e possível penetração de estilhaços na estrutura da aeronave, tanques ou equipamentos próximos à roda da turbina. Em geral, a maioria das falhas termodinâmicas é causada pelo gelo, excesso de sangria de ar ou vazamento ou falha dos controles que permitam o estol do compressor ou excesso de combustível.

Falhas mecânicas, como quebra da palheta da turbina ou palheta arrancada, podem também levar a uma condição de superaquecimento ou fogo.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Parte interna de um motor a reação, palhetas das turbinas.

Estilhaços das palhetas podem perfurar o cone traseiro, criando uma condição de superaquecimento.

A falha dos estágios dianteiros de uma turbina de muitos estágios normalmente é muito mais severa.

A penetração no alojamento da turbina pelos estilhaços de uma palheta danificada é um possível perigo de fogo, do mesmo modo que a penetração nas linhas e nos componentes que contenham fluidos inflamáveis.

Um alto fluxo de combustível, através de um bico injetor mal calibrado, pode causar a queima através do cone de escapamento em alguns motores. O fogo no motor pode também ser causado pela queima de fluido que, ocasionalmente, esorra através do tubo de escapamento.

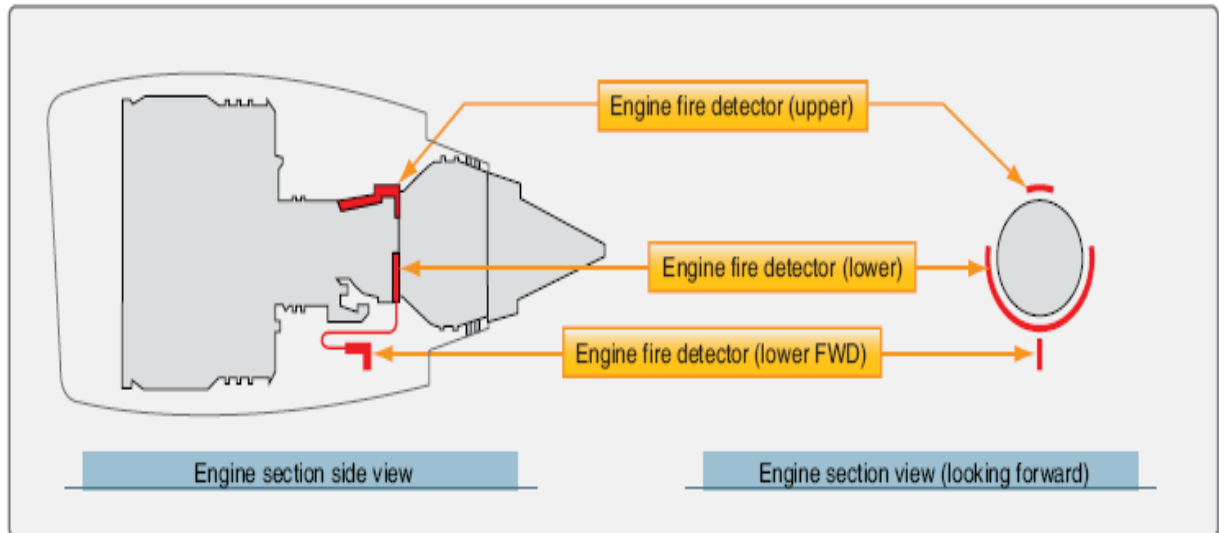
Zona de Fogo dos Motores a Turbina

Em virtude das instalações de um motor a turbina terem diferenças marcantes das instalações de um motor convencional, os sistemas de zonas de fogo usados para a maioria dos motores convencionais, não poderão ser usados.

Uma possível zona de fogo em uma instalação de motor a turbina é qualquer área na qual possa existir uma fonte de ignição, junto com combustíveis, vazamentos de linhas de fluido combustível ou vapores de combustível.

Os seguintes compartimentos do motor usualmente são protegidos:

- 1 - Seção de força do motor, incluindo os queimadores, turbina e escapamento;
- 2- Compressor do motor e seção de acessórios, estando incluídos o compressor e todos os acessórios do motor;
- 3- O compartimento do motor por inteiro, quando não existir isolamento entre a seção de força do motor e a seção de acessórios;



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Zona de fogo de um motor Turbo Fan.

Agentes de Extinção de Fogo dos Motores a Turbina

Os agentes de extinção de fogo usados nos motores convencionais são também usados nos sistemas de proteção de fogo dos motores a turbina.

A eficiência dos vários agentes é influenciada pelo tipo de sistema de proteção de fogo no motor a ser utilizado, se ele for um sistema HRD (alta razão de descarga) melhor do que um sistema convencional ou se for o método de distribuição por bico pulverizador, anel de esguicho ou tubo com extremidade aberta.

A escolha do agente é também influenciada pelas condições do fluxo de ar através do motor.

Tipos de Detectores de Fogo ou Superaquecimento

A seguinte relação de métodos de detecção inclui aqueles mais usados em sistemas de proteção de fogo em motores a turbina.

O sistema completo de proteção contra fogo de uma aeronave, com os maiores motores a turbina, terá alguns destes diferentes métodos de detecção incorporados:

- 1- Detectores de razão de aumento da temperatura;
- 2- Detectores sensíveis à radiação;

- 3- Detectores de fumaça;
- 4- Detectores de superaquecimento;
- 5- Detectores de monóxido de carbono;
- 6- Detectores de vapores de combustível;
- 7- Detectores de fibra ótica;
- 8- Observação da tripulação ou passageiros.

Os três tipos de detectores mais usados para uma rápida detecção de fogo são o razão de aumento da temperatura, sensor de radiação e os detectores de superaquecimento.

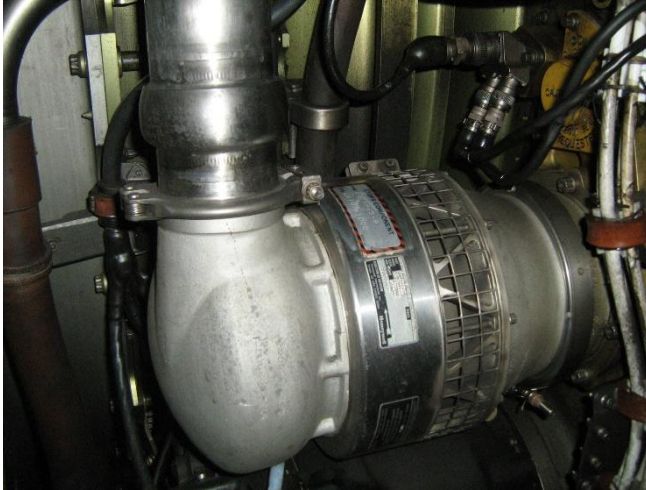
Proteção de Fogo no Solo dos Motores a Turbina

O problema de fogo no solo tornou-se mais grave com o aumento do tamanho das aeronaves de motor a turbina. Por esta razão, uma conexão central de solo, para o sistema de extinção de fogo, tem sido instalada em algumas aeronaves. Estes sistemas fornecem um meio mais eficiente de extinção de fogo no solo e eliminam a necessidade de remoção e de reabastecimento das garrafas de extinção de fogo instaladas na aeronave.

Estes sistemas usualmente incluem meios de operação do sistema inteiro, de um local como a cabine ou da localização do suprimento do agente extintor, no solo.

Nas aeronaves não equipadas com a conexão central de solo para o sistema de extinção de fogo, normalmente são previstos meios de um rápido acesso ao compressor, escapamento ou compartimento dos queimadores. Por isso, a maioria dos sistemas da aeronave estão equipados com portas de acesso de abertura rápida na superfície externa de vários compartimentos.

O fogo na parte interna do escapamento dos motores, durante o corte ou falsa partida, pode ser eliminado pelos giros do motor com o motor de partida, conforme foto abaixo.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Motor de partida pneumático (starter pneumatic)

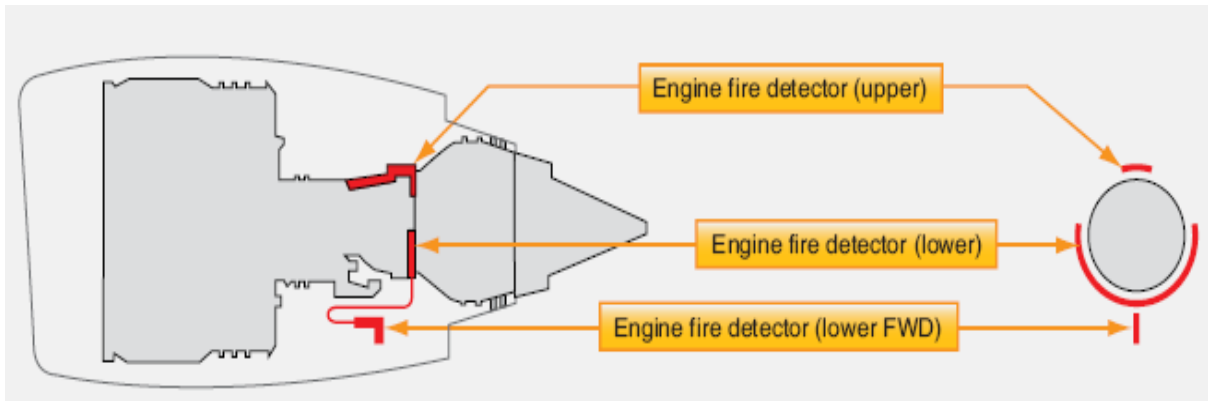
Se o motor já estiver funcionando, ele pode ser acelerado para atingir o mesmo resultado. Se o fogo persistir, um agente extintor pode ser dirigido ao interior do tubo de escapamento. O que deve ser levado em conta, é que o uso excessivo de CO₂ ou outro agente que tenha o efeito de resfriamento, pode contrair o alojamento da turbina ou a própria turbina, causando a desintegração do motor.

2.5 SISTEMA TÍPICO DE PROTEÇÃO DE FOGO DE MULTIMOTORES

O sistema de proteção contra fogo da maioria das grandes aeronaves com motor a turbina consiste de dois subsistemas: um sistema detector de fogo e um sistema de extinção de fogo. Estes dois subsistemas proporcionam proteção contra fogo, não somente no motor e áreas da nacele, mas também em áreas como os compartimentos de bagagem e alojamento das rodas. Aqui serão discutidos apenas os sistemas de proteção contra fogo do motor.

Cada motor a turbina instalado em uma nacele suspensa contém um circuito de detecção de fogo, que é automático e sensível ao calor. Este circuito consiste de uma unidade sensível ao calor, uma unidade de controle, um relé e dispositivos de alarme. Normalmente os dispositivos de alarme incluem uma luz de aviso na cabine para cada circuito e um alarme sonoro para todos os circuitos em conjunto.

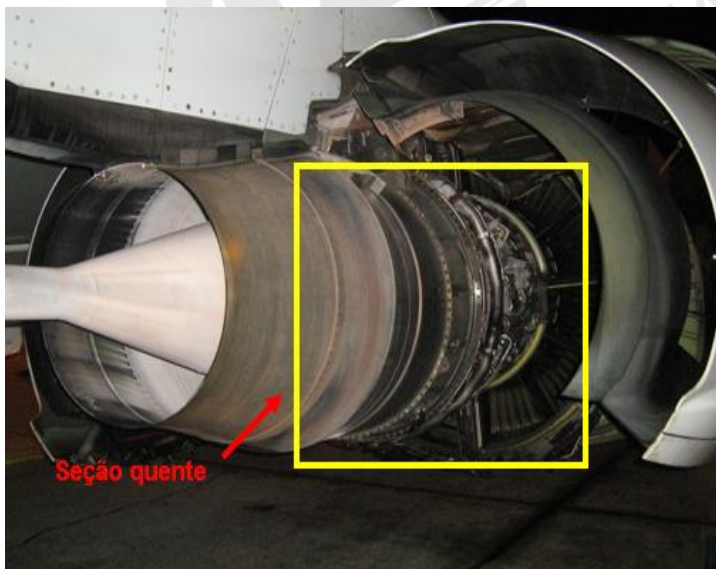
A unidade sensora de calor de cada circuito possui um detector contínuo em torno das áreas a serem protegidas.



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Zona de fogo Motor a reação.

Essas áreas são os queimadores e a área do escapamento.

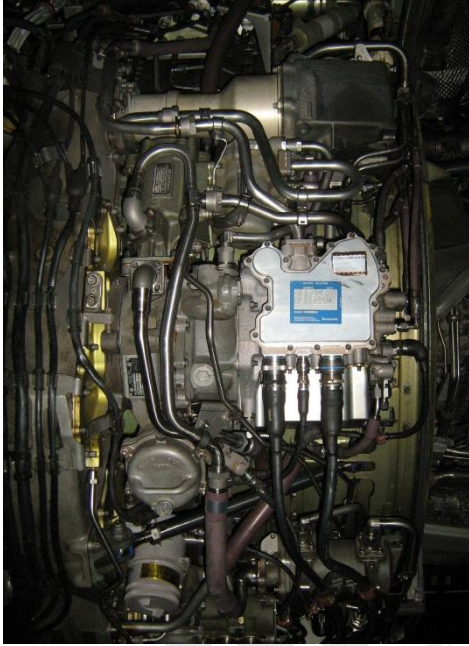


Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Área dos queimadores e a área do escapamento.

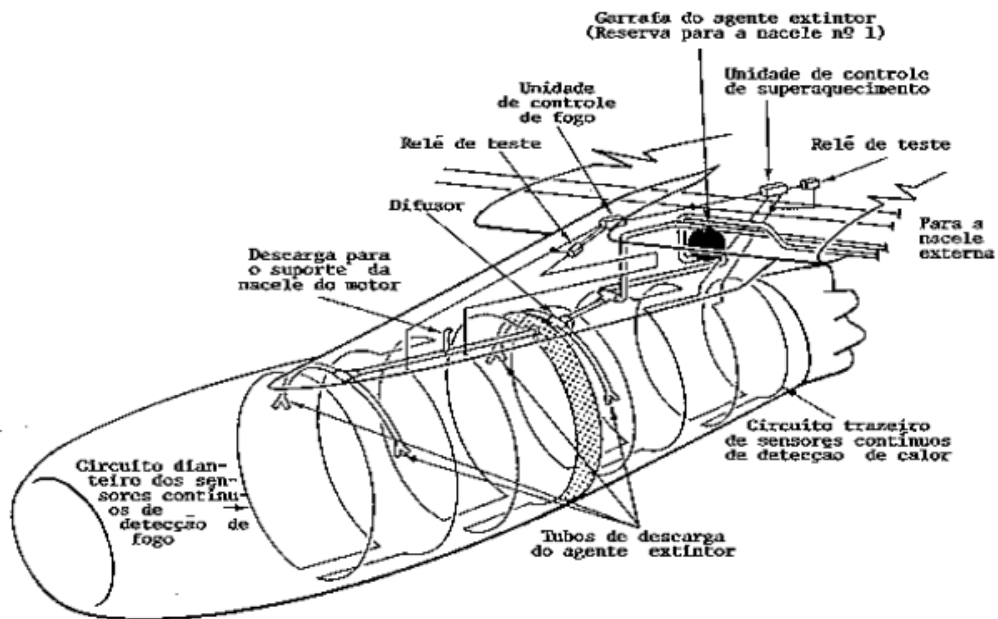
Também incluídas na maioria dos sistemas de extinção de fogo das aeronaves, estão a área do compressor e a área dos acessórios as quais, em algumas instalações, podem ser protegidas por um circuito separado de proteção de fogo. A figura 9-10 ilustra a rota típica de um detector contínuo de fogo em um motor instalado em nacele suspensa.

Um detector contínuo típico é formado por uma série de elementos unidos por conectores à prova de umidade, os quais são fixados à estrutura da aeronave. Na maioria das instalações, o detector contínuo é preso por dispositivos ou presilhas a cada 10 ou 12 polegadas de distância. Um espaço maior entre os suportes pode permitir vibração ou atrito da seção livre e tornar-se uma fonte de falsos alarmes.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Área dos acessórios do motor a reação



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

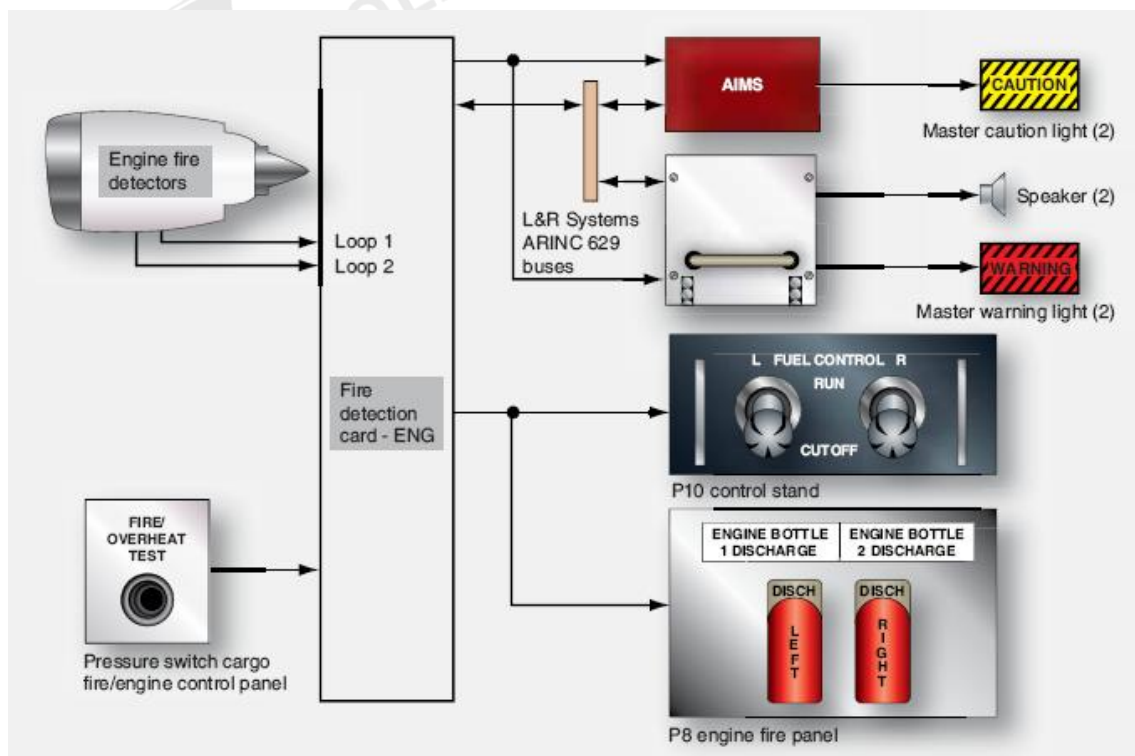
Figura 9-10 Instalação típica de proteção da nacela do motor e seu suporte ("Pylon").

Em um típico sistema detector de fogo de um motor a turbina, uma unidade de controle individual é prevista para cada circuito sensor.

A unidade de controle contém um amplificador transistorizado ou magnético, que produz uma saída quando um fluxo de corrente predeterminado de entrada for detectado pelo sensor contínuo. Cada unidade de controle também contém um relé de teste, que é usado para simular uma condição de fogo ou de superaquecimento para o circuito de teste.

A saída do amplificador, da unidade de controle, é usada para energizar um relé de aviso, muitas vezes chamado de "relé de fogo". Normalmente localizado próximo às unidades de controle, estes relés de fogo, quando energizados, completam o circuito para o apropriado dispositivo de aviso.

Os dispositivos de aviso para as condições de fogo e superaquecimento do motor e nacele estão localizados na cabine. Uma luz de aviso de fogo para cada motor, normalmente é localizada em um interruptor especial de fogo na forma de um punho, localizado no painel de instrumentos ou no painel de controle de fogo.

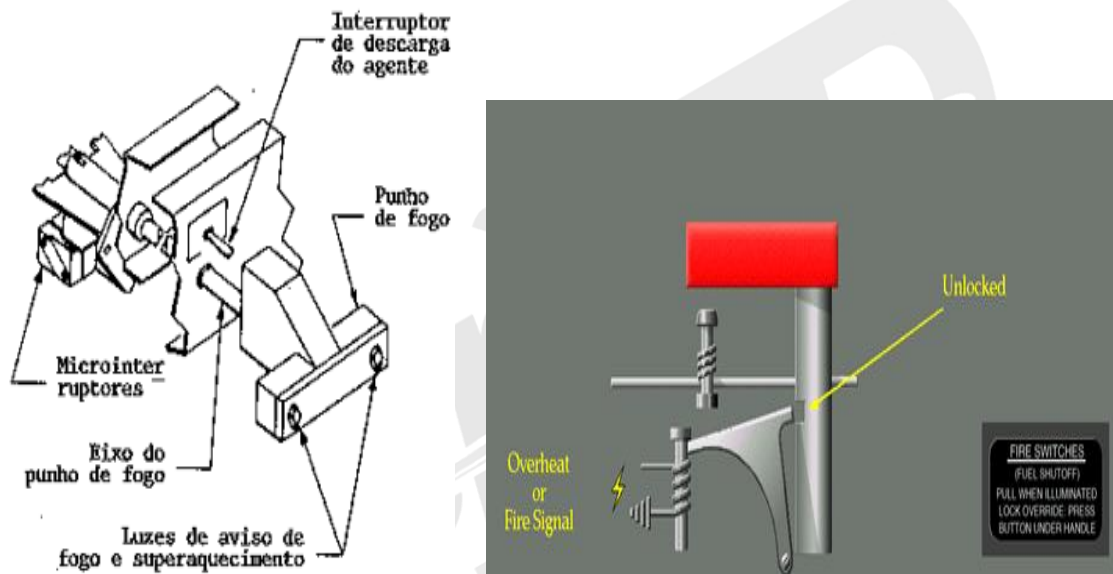


Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Esquemático sistema detecção de fogo motor a reação.

Estes interruptores de fogo são, algumas vezes, chamados de "punhos de fogo".

Conforme está ilustrado na figura 9-11, o punho de fogo contém a luz de aviso de detecção de fogo.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional.

Fonte: Manual De Manutenção Amm Part I (Cbt Boeing)

Figura 9-11 Interruptor e punho de fogo.



Fonte: Ricardo Cesar Garcia

Figura: Punho de fogo, cada motor possui seu punho.

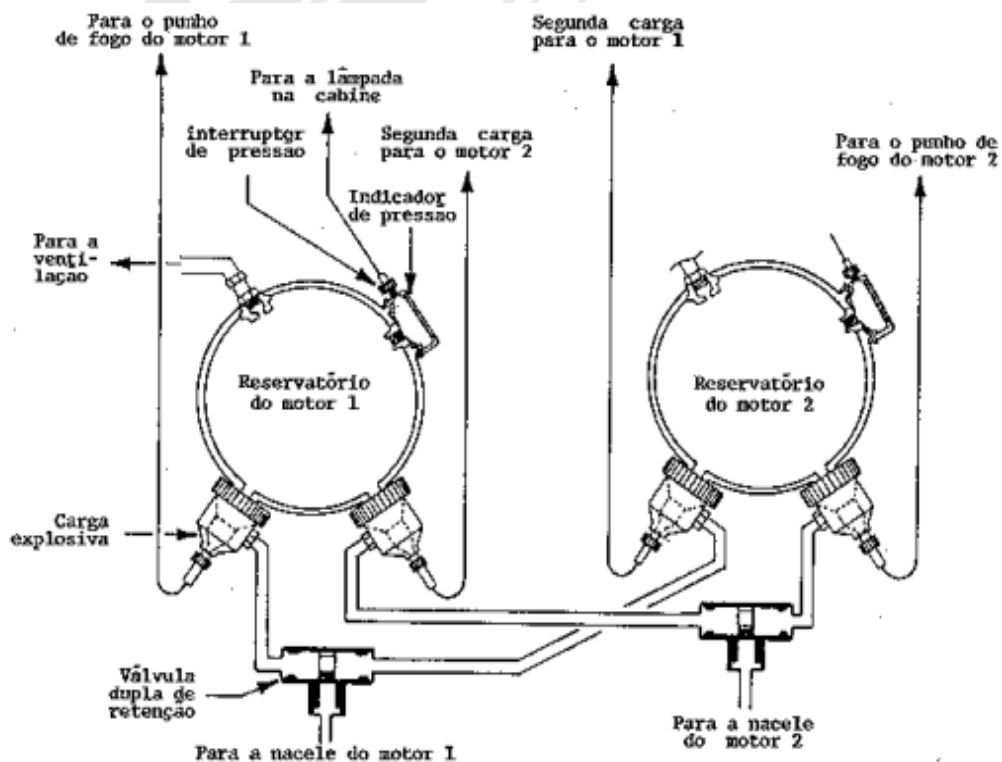
Em alguns modelos deste punho interruptor de fogo, ao ser puxado, deixa exposto um interruptor, que anteriormente era inacessível, que comanda o agente extintor e também atua micros interruptores que energizam as válvulas de corte de emergência e outras válvulas pertinentes.

Sistema de Extinção de Fogo de Motores a Turbina

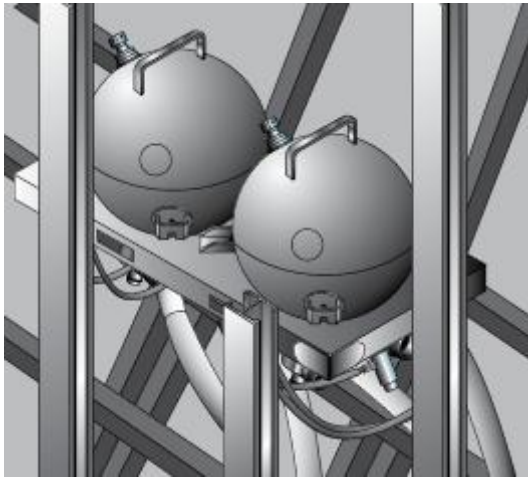
A parte de extinção de fogo de um típico sistema de proteção de fogo completo inclui uma garrafa ou reservatório de um agente extintor para cada motor ou área da nacele. Um tipo de instalação provê uma garrafa de agente para cada uma das naceles suspensas de uma aeronave multimotora.

Este sistema usa uma garrafa ou reservatório de agente extintor semelhante ao tipo mostrado na figura 9-12.

Este tipo de garrafa é equipado com duas válvulas de descarga que são operadas por cartuchos disparados eletricamente. Estas duas válvulas são o controle principal e o reserva, que liberam e dirigem o agente para a nacele suspensa, na qual a garrafa está localizada ou para o outro motor da mesma asa.



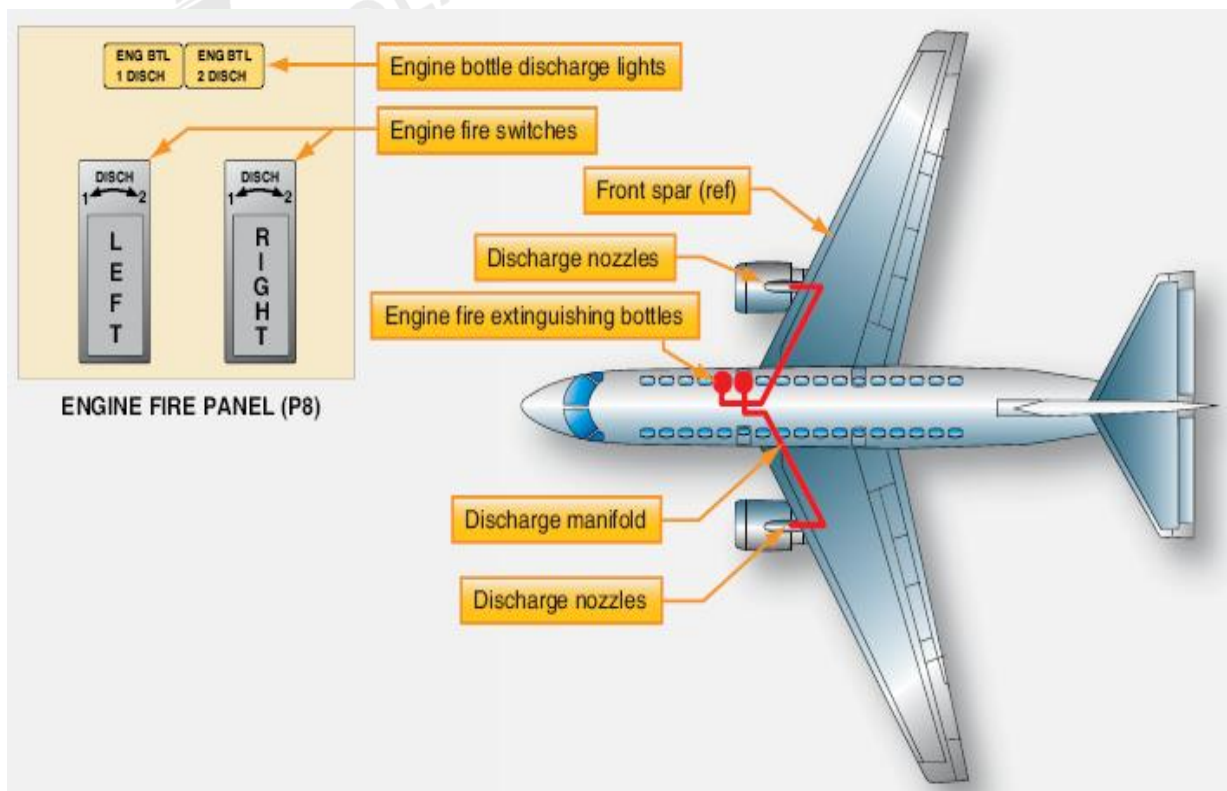
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-12 Sistema de extinção de fogo para uma aeronave multimotora.

Este tipo de tiro duplo, configuração de alimentação cruzada, permite a liberação de uma segunda carga de agente extintor de fogo para o mesmo motor, se outro foco de fogo ocorrer, sem a condição de duas garrafas para cada área do motor.



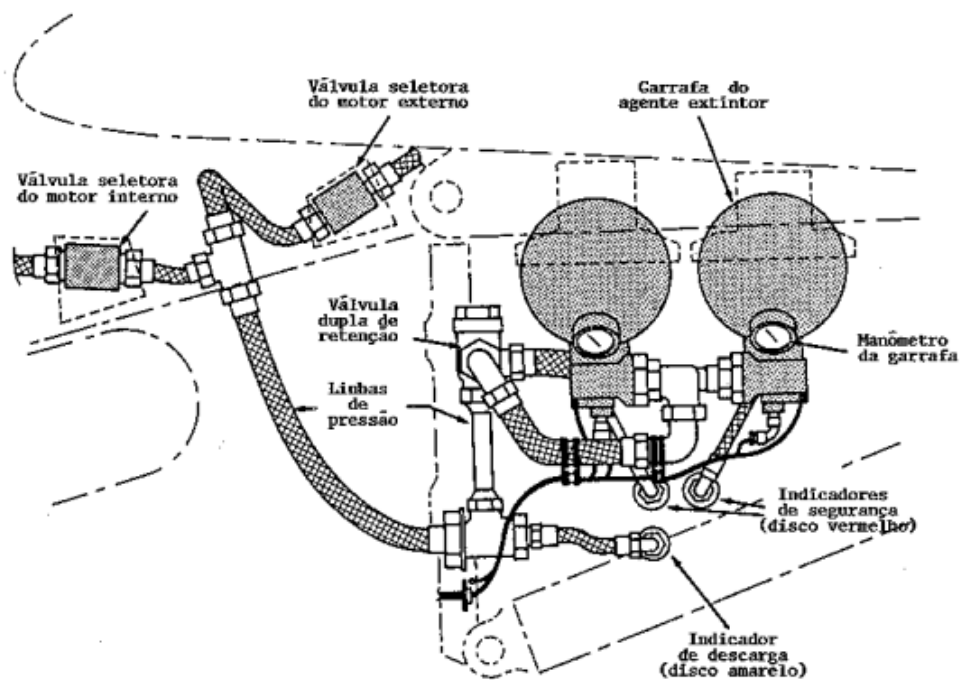
Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Configuração tiro duplo.

Outro tipo de instalação para quadrimotores usa dois sistemas independentes de extinção de fogo.

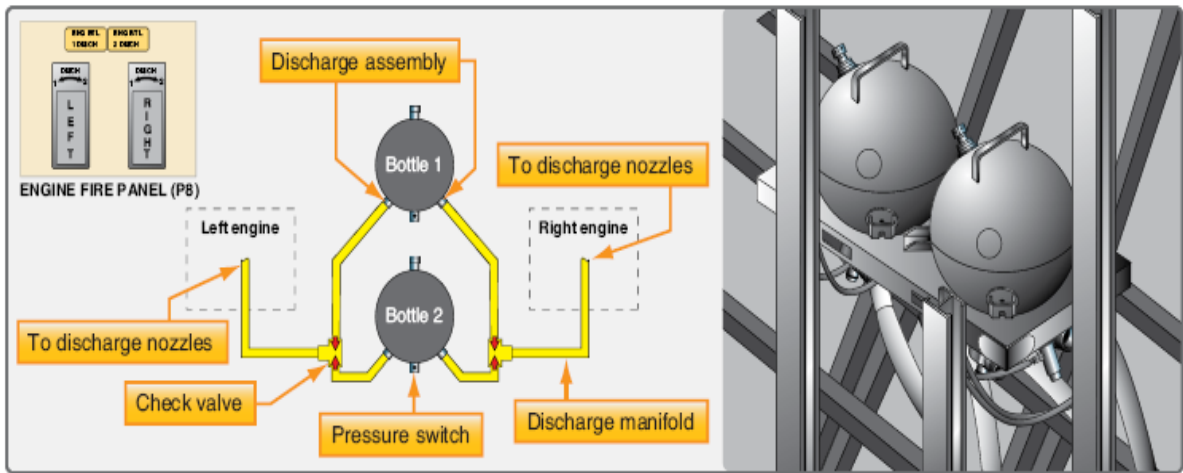
Os dois motores do mesmo lado da aeronave são equipados com dois reservatórios de agente extintor (figura 9-13), mas eles estão localizados juntos na nacele suspensa interna. Um indicador da pressão, um plugue de descarga e uma conexão de segurança são previstos para cada reservatório. Plugue de descarga é selado com um disco quebrável, combinado com uma carga explosiva que é eletricamente detonada para descarregar o conteúdo da garrafa. A conexão de segurança é fixada na parte interna da estrutura com um indicativo disco vermelho. Se a temperatura ultrapassar um determinado valor de segurança, o disco será rompido, extravasando o agente.

A conexão de alimentação dos dois reservatórios de uma instalação dupla (figura 9-13) inclui uma válvula de retenção dupla e uma conexão em "T", da qual as tubulações são ligadas ao indicador de descarga. Este indicador é fixado na parte interna da estrutura com um indicativo disco amarelo, que é rompido quando a linha de alimentação for pressurizada por qualquer uma das garrafas.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

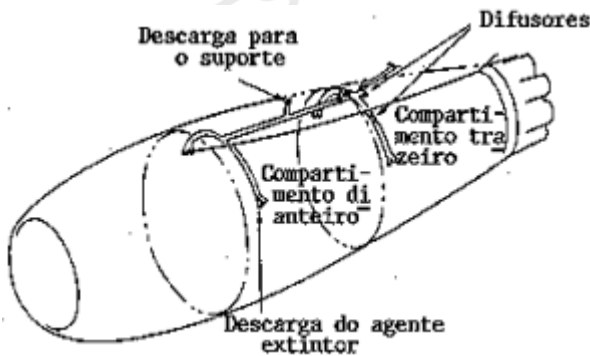
Figura 9-13 Instalação de garrafas e conexões.



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Instalação de garrafas e conexões.

A linha de descarga tem dois ramos (figura 9-13), uma linha pequena para o motor interno e uma mais comprida estendendo-se pelo bordo de ataque da asa para o motor externo. Ambos os ramos terminam em uma conexão em "T", próxima à fixação dianteira do motor.

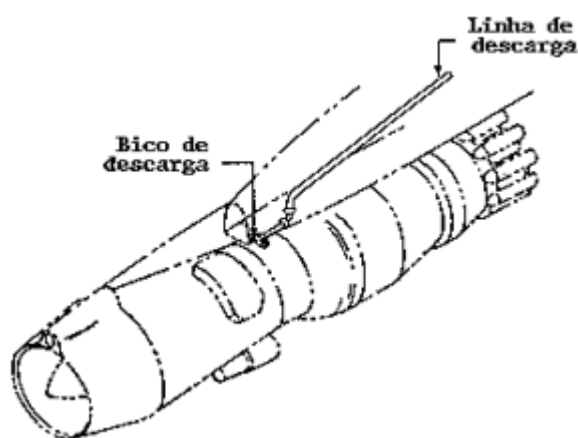


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 9-14 Tubos de descarga do agente extintor.

Outro tipo de instalação da descarga do agente extintor de fogo é mostrado na figura 9-15. A linha de descarga termina em um bico injetor em "T" próximo ao suporte dianteiro do motor. A conexão "T" contém orifícios difusores, que permitem que o agente extintor seja lançado ao longo da parte superior e de ambos os lados do motor. Quando qualquer seção do sensor contínuo estiver exposta a uma condição de fogo ou superaquecimento, a luz de aviso na cabine acenderá e o alarme sonoro soará. A luz de aviso pode estar localizada no punho de fogo. Em algumas instalações o interruptor de fogo pode incorporar uma luz de aviso a um motor em particular, sob uma cobertura de

plástico translúcido, como é mostrado na figura 9-16. Neste sistema, um interruptor de transferência é instalado para o sistema de extinção de fogo esquerdo e direito. Cada interruptor de transferência tem duas posições: "TRANS" e "NORMAL".



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

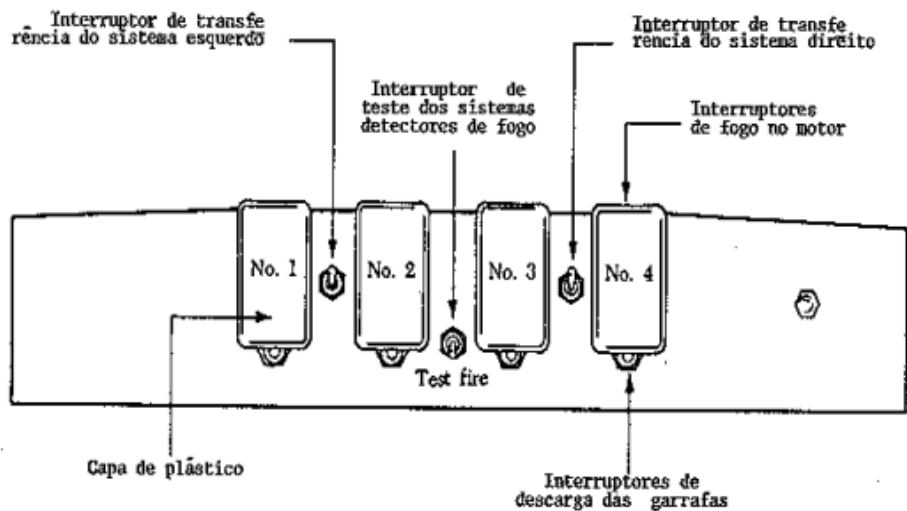
Figura 9-15 Localização dos bicos de descarga do agente extintor.

Se ocorrer uma condição de fogo no motor número 4, a luz de aviso no interruptor de fogo número 4 acenderá com o interruptor de transferência na posição "NORMAL". O interruptor de fogo número 4 é puxado e o interruptor de descarga número 4, localizado diretamente sob o punho de fogo, ficará acessível. Ativando o interruptor de descarga, o agente extintor será enviado da garrafa para a área do motor número 4. Se for necessário mais do que uma descarga do agente extintor, o interruptor de transferência deverá ser colocado na posição "TRANS" para que a segunda garrafa possa ser descarregada naquele mesmo motor.

Um controle do alarme sonoro permite que qualquer um dos circuitos de detecção de fogo dos motores, energize o alarme sonoro comum. Após o alarme ter soado, ele poderá ser silenciado pelo acionamento do interruptor de corte do alarme (figura 9-16).

O alarme sonoro pode também reagir a um sinal de fogo, vindo de qualquer um dos outros circuitos.

A maior parte dos sistemas de proteção contra fogo para as aeronaves com motor a turbina, inclui também um interruptor de teste e um circuito, que permite que o sistema de detecção seja testado inteiramente, a qualquer tempo. O interruptor de teste está localizado no centro do painel, mostrado na figura 9-16.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 9-16 Interruptor do sistema de detecção e extinção de fogo.

2.6 PROCEDIMENTOS DE MANUTENÇÃO DOS SISTEMAS DE DETECÇÃO DE FOGO

Os elementos sensores de detecção de fogo estão localizados em muitas áreas de grande atividade em torno dos motores das aeronaves. Sua localização, junto com sua pequena dimensão, aumenta a chance de danos aos elementos sensores durante a manutenção. A instalação dos elementos sensores, dentro dos painéis das naceles nas aeronaves, proporciona algumas medidas de proteção não fornecidas aos elementos fixados diretamente no motor.

Por outro lado, a remoção e a instalação dos painéis das naceles podem facilmente causar atritos ou defeitos estruturais aos elementos sensores.

Um programa de inspeção e manutenção, para todos os tipos de sistemas de sensores contínuos, deverá incluir os seguintes cheques visuais.

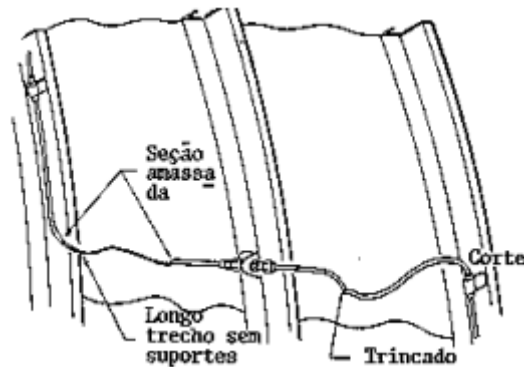
Estes procedimentos são apenas exemplos e não deverão ser usados em substituição às aplicáveis instruções do fabricante.

Os elementos sensores de um sistema contínuo deverão ser inspecionados nos seguintes itens:

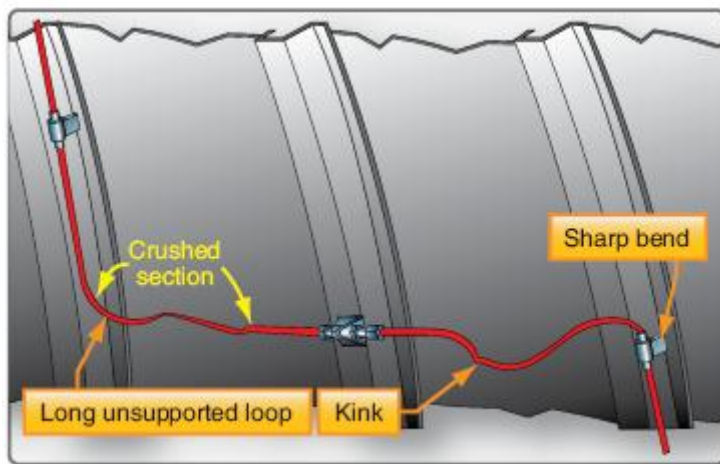
1. Seções rachadas ou quebradas, causadas por choque ou aperto entre janelas de inspeção, painéis das naceles ou componentes do motor;
2. Desgaste causado pelo atrito do elemento com o revestimento, acessórios ou membros estruturais;
3. Peças de arame de freio ou outras partículas de metal, que possam formar um curto-circuito nos terminais do detector;

4. Condições das juntas de borracha nas braçadeiras de montagem, que podem ter sofrido amolecimento pela exposição a óleo ou endurecimento pelo calor excessivo;

5. Mossas ou dobras nas seções dos elementos sensores. Os limites do diâmetro dos elementos, as mossas e as dobras aceitáveis e o grau de suavidade dos contornos dos tubos são especificados pelo fabricante. Nenhum esforço deve ser feito para endireitar qualquer mossa ou dobra aceitável, porque o esforço poderá causar uma falha na tubulação (veja na figura 9-17 um exemplo de falha na tubulação);



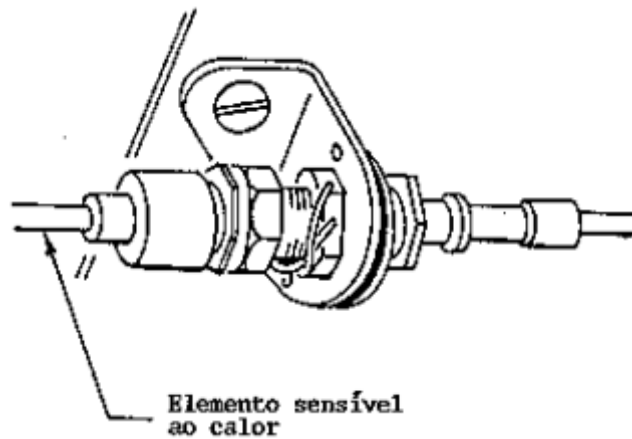
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



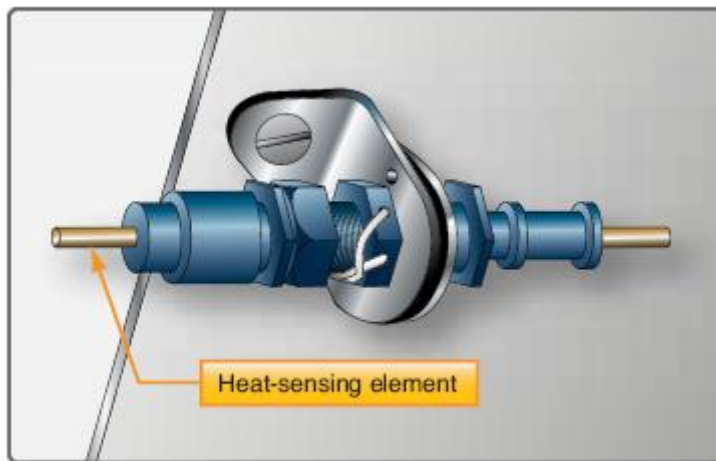
Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-17 Defeitos do elemento sensor.

6. As porcas nos terminais dos elementos sensores (figura 9-18) deverão ser inspecionadas quanto ao aperto e frenagem. As porcas frouxas deverão ser apertadas para o valor de torque especificado pelas instruções do fabricante.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

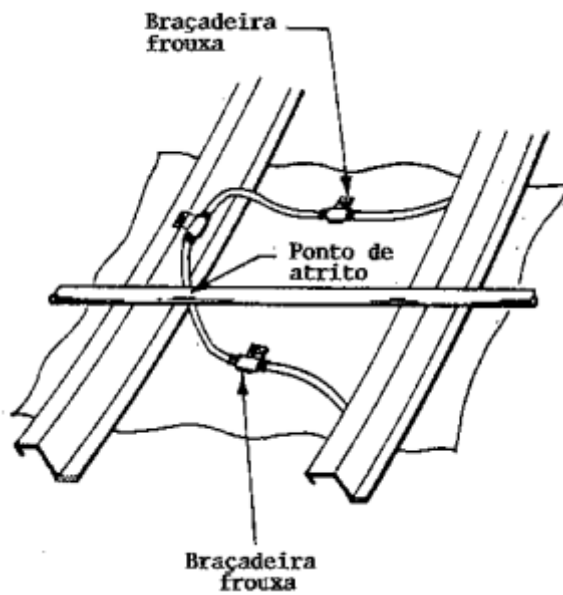


Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

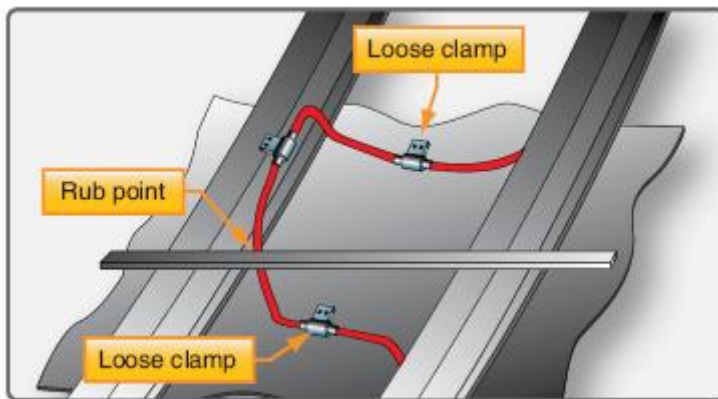
Figura 9-18 Junta conectora fixada à estrutura.

Alguns tipos de juntas de conexão de elementos sensores requerem o uso de juntas de atrito de cobre. Essas juntas deverão ser substituídas todas as vezes que a conexão for desfeita;

7. Se forem usados cabos flexíveis blindados, eles deverão ser inspecionados quanto ao desgaste da malha externa. A blindagem é feita de uma malha de finos fios de metal trançados dentro de uma cobertura, que envolve um fio isolado. Contínuas dobras do cabo ou um tratamento grosseiro poderão partir esses fios finos, especialmente aqueles próximos das conexões;



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



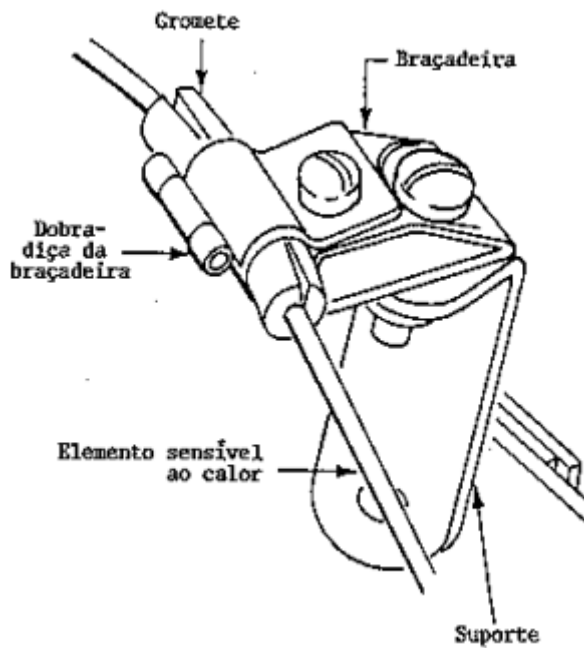
Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-19 Interferência por atrito.

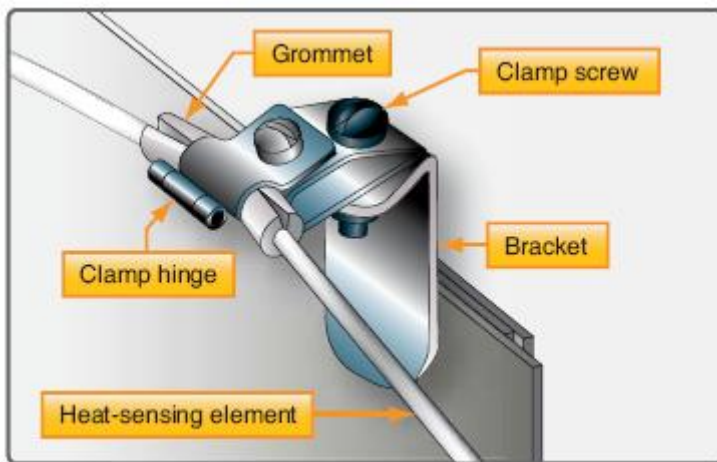
8. A rota dos elementos sensores e a fixação devem ser inspecionadas cuidadosamente (figura 9-19). Seções muito longas entre suportes podem permitir excessiva vibração e causar a quebra. A distância entre as braçadeiras de fixação nos espaços retos deve ser normalmente de 8 a 10 polegadas, conforme a especificação de cada fabricante. O primeiro suporte de fixação após uma conexão, normalmente é colocado entre 4 e 6 polegadas da conexão de junção. Na maioria dos casos, uma reta de 1 polegada é mantida antes e após um conector, para então ser feita uma curva. Um raio de curva de 3 polegadas, normalmente é usado também;

9. A interferência entre o elemento sensor e um tirante da nacele pode causar atrito (figura 9-19). Esta interferência pode causar desgaste e curto-circuito no elemento sensor;

10. Os anéis isolantes deverão estar instalados no elemento sensor, centralizados com a braçadeira de fixação. O final cortado do isolante deverá estar voltado para a parte curva da braçadeira. As braçadeiras e os anéis isolantes deverão fixar o elemento sem danificá-lo (ver a figura 9-20).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-20 Braçadeira típica de fixação do elemento sensor.

Pesquisa de Panes do Sistema de Detecção de Fogo

Os seguintes procedimentos de pesquisa de panes representam a maior parte das dificuldades comuns encontradas nos sistemas de detecção de fogo do motor:

1. Alarmes intermitentes são, na maioria das vezes, causados por um curto-circuito intermitente na fiação do sistema detector. Tais curtos podem ser causados por um fio solto ou frouxo que, ocasionalmente, toca em um terminal. Um fio desgastado atritando em um membro da estrutura ou ainda o elemento sensor atritando na estrutura o suficiente para desgastar o isolante. As falhas intermitentes muitas vezes podem ser localizadas pelo movimento dos fios para recriar o curto-circuito;

2. Alarmes de fogo e luzes de aviso acesas podem ocorrer mesmo quando não houver fogo no motor ou condição de superaquecimento. Estes falsos alarmes podem ser mais facilmente localizados pela desconexão do sensor contínuo do motor na unidade de controle. Se o falso alarme cessar quando o sensor for desconectado, a falha é no sensor contínuo que deverá ser examinado nas áreas que tenham a possibilidade de entrar em contato com as partes quentes do motor. Se nenhuma destas áreas for encontrada, a seção em curto pode ser localizada isolando as conexões dos elementos, consecutivamente, até o final do sensor contínuo;

3. Torções ou dobras acentuadas no elemento sensor podem causar um curto-circuito intermitente entre o fio interno e a tubulação externa. A falha pode ser localizada checando o elemento sensor com um ohmímetro, enquanto aplicar leves batidas nas áreas suspeitas do elemento sensor para produzir o curto;

4. Umidade no sistema de detecção raramente causa um falso alarme de fogo. Se, no entanto a umidade causar um alarme, o aviso persistirá até que a contaminação seja removida ou desapareça com o calor e a resistência do sensor retorne ao seu valor normal;

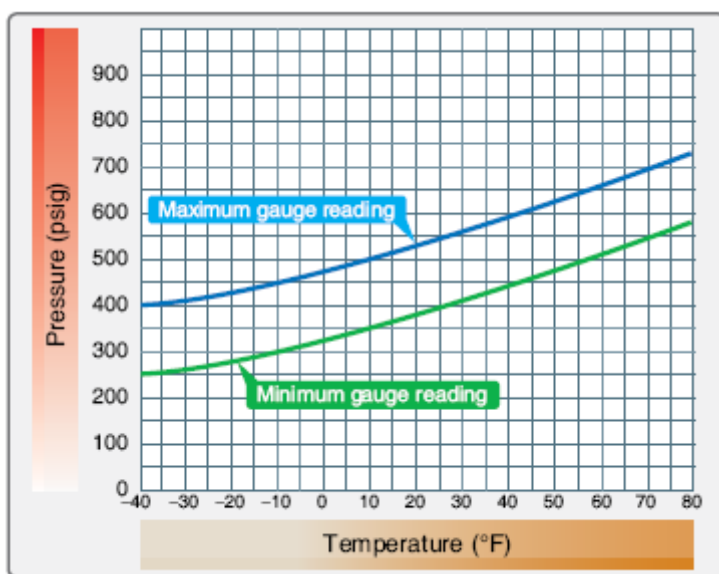
5. Falha em obter um sinal de alarme, quando o interruptor de teste é atuado, pode ser causada por um defeito no interruptor de teste ou na unidade de controle, deficiência de energia elétrica, lâmpada indicadora inoperante, uma interrupção no elemento sensor ou na conexão da fiação. Quando o interruptor de teste falha em proporcionar uma condição de alarme, a atuação de um sensor contínuo de dupla fiação pode ser determinada pela abertura do sensor e medição da resistência. Em um sensor contínuo de fiação simples, o condutor central deverá ser ligado à massa.

2.7 PRÁTICAS DE MANUTENÇÃO DO SISTEMA EXTINTOR DE FOGO

A manutenção regular dos sistemas típicos de extinção de fogo inclui itens, como a inspeção e o recarregamento das garrafas (reservatórios), remoção e reinstalação dos cartuchos e válvulas de descarga, teste das tubulações de descarga quanto a vazamentos e testes de continuidade da fiação elétrica.

Os parágrafos seguintes contêm detalhes de alguns dos mais típicos procedimentos de manutenção.

Os reservatórios do agente extintor são checados periodicamente para determinar se a pressão está entre os limites máximo e mínimo previstos. Mudanças de pressão com a temperatura ambiente, também devem estar dentro dos limites previstos. O gráfico da figura 9-21 é típico da curva pressão-temperatura, que fornece a máxima e a mínima leitura do instrumento. Se a pressão não cair dentro dos limites do gráfico, o reservatório deve ser substituído.



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-21 Curva de pressão/temperatura dos reservatórios de agente extintor de fogo.

O tempo de vida do cartucho de descarga do extintor de fogo é fornecido por um carimbo estampado pelo fabricante, que é, normalmente, colocado na face do cartucho. O tempo de vida recomendado pelo fabricante é frequentemente em termos de horas antes de uma determinada temperatura limite.

Os cartuchos são fornecidos com um tempo de vida de aproximadamente 5.000 horas. Para determinar o tempo de validade não utilizado de um cartucho de descarga,

normalmente será necessário remover o cabo condutor de eletricidade e a linha de descarga do corpo do plugue, o qual pode então ser removido do reservatório do extintor.

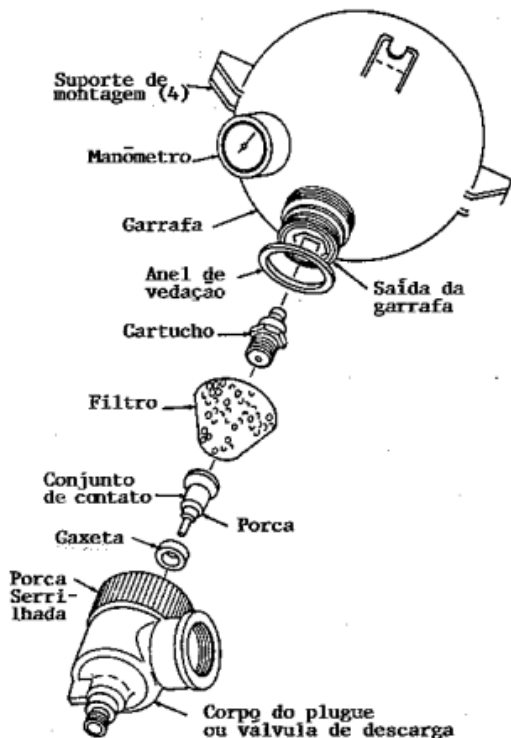
Em um tipo de reservatório de extintor de fogo, a data pode ser vista sem remover o corpo do plugue.

Ver na figura 9-22 a localização dos componentes de um reservatório típico de extintor de fogo.

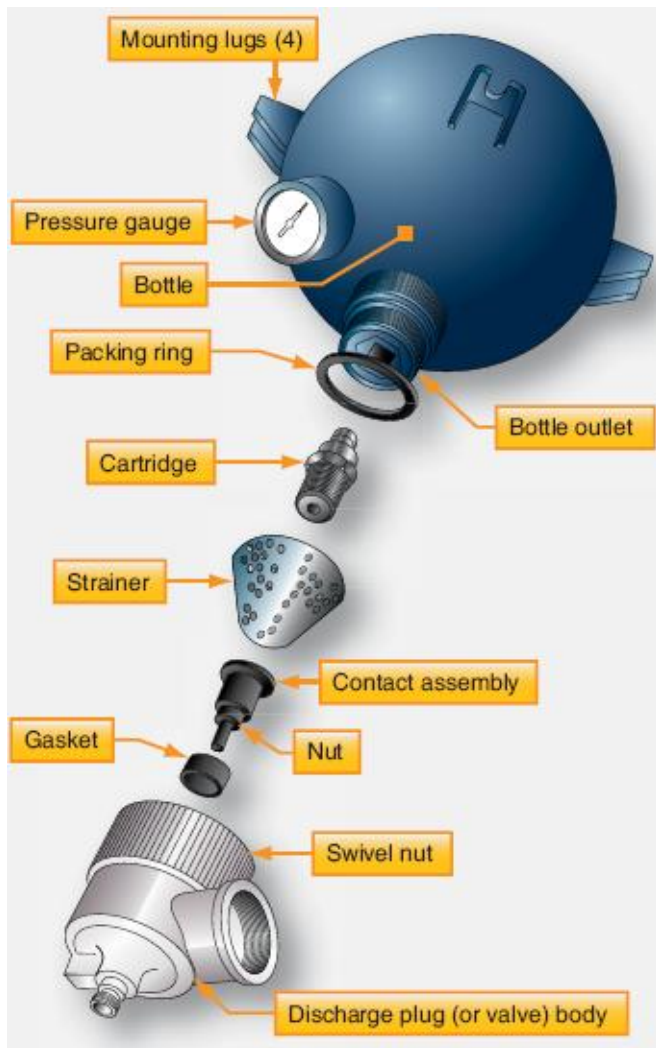
Muito cuidado deve ser tomado na substituição do cartucho e das válvulas de descarga. A maioria dos novos reservatórios de extintores é suprida com os seus cartuchos e válvulas de descarga desmontadas.

Antes da instalação na aeronave, o cartucho deve ser montado de maneira correta na válvula de descarga e a válvula conectada ao reservatório por meio de uma porca serrilhada (tipo conexão elétrica), que aperta de encontro a um anel de vedação, como ilustrado na figura 9-22.

Se um cartucho for removido de uma válvula de descarga por qualquer razão, ela não deverá ser usada em outra válvula de descarga, porque a distância do ponto de contato pode variar de uma unidade para outra.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-22 Componente de um reservatório típico de agente extintor de fogo.

Dessa forma poderá não existir continuidade, se um plugue que foi usado com um longo ponto de contato, for instalado em uma válvula de descarga com um menor ponto de contato.

Todos os assuntos apresentados até aqui neste capítulo, foram relativos aos procedimentos de natureza geral com os princípios envolvidos e os procedimentos gerais a serem seguidos.

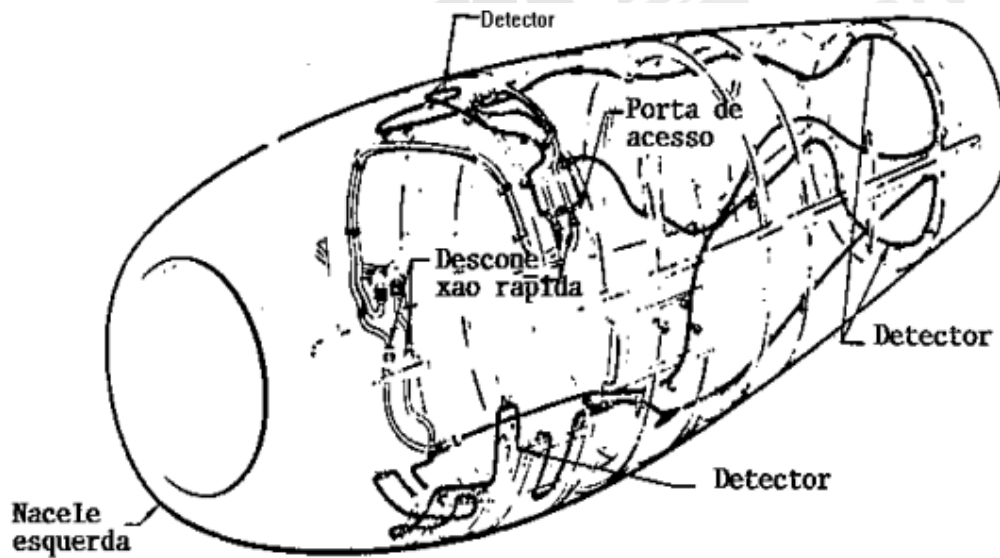
Quando executando realmente os procedimentos de manutenção, consultam-se sempre os aplicáveis manuais de manutenção e outras publicações relativas àquela aeronave em particular.

2.8 SISTEMA DE PROTEÇÃO CONTRA FOGO DE AERONAVE TURBOJATO (SABERLINER)

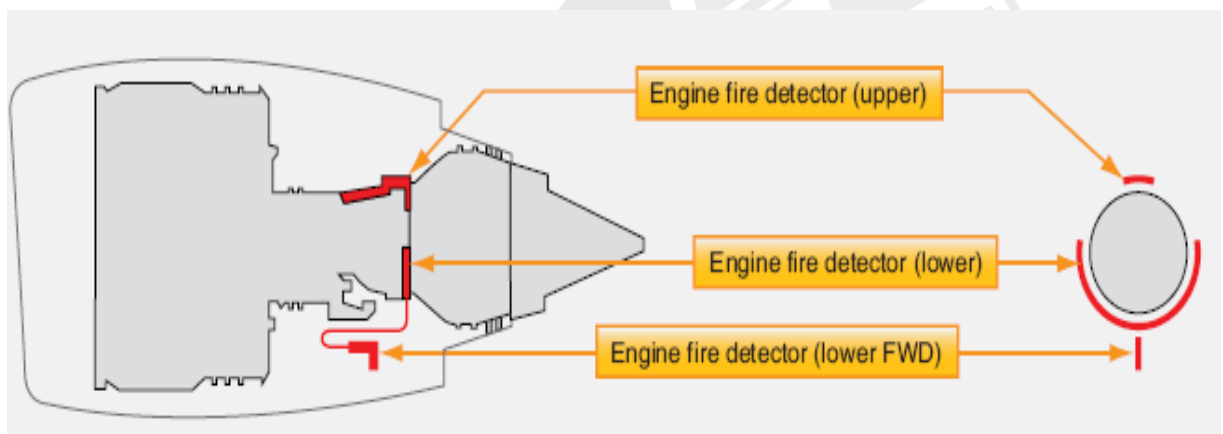
Esta descrição do sistema de proteção contra fogo, instalado no Saberliner, é incluída com o propósito de familiarização.

Um sistema fixo de extinção de fogo de alta razão de descarga está disponível para cada nacele de motor.

Os elementos detectores de fogo estão localizados em pontos estratégicos dentro de cada nacele, como ilustrado na figura 9-23.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura 9-23 Sistema de detecção de fogo.

Dois reservatórios pressurizados contêm o agente extintor bromotrifluorometano. Este agente pode ser dirigido de cada um dos reservatórios, para cada uma das naceles dos motores, como necessário.

As linhas de descarga de cada reservatório se juntam em uma válvula de retenção dupla, em "T", para seguirem daí em uma linha única de descarga.

A válvula unidirecional evita que um reservatório descarregue o seu conteúdo dentro da linha do outro reservatório.

O sistema é controlado da cabine pelo uso de um punho manual e mais um interruptor seletor elétrico. Dois discos indicadores de descarga, montados externamente na fuselagem, indicam tanto a descarga manual do reservatório, como a descarga automática ocasionada por condições externas.

Um indicador de pressão é montado em cada reservatório. O cartucho na válvula de descarga do extintor número 1 ou do extintor número 2 (figura 9-24) é acionado por 28 volts de corrente DC, quando um punho "FIRE PULL" é puxado e o seletor extintor de fogo é atuado para EXT nº 1 ou EXT nº 2.

Uma válvula direcional então dirige o agente extintor para o devido motor, de acordo com o punho "FIRE PULL" que foi puxado. Quando o cartucho é detonado, o conteúdo de um reservatório é descarregado pela pressão do nitrogênio e forçado através de linhas de entrega e bicos de descarga, dentro do compartimento dianteiro da nacele do motor selecionado.

Operação do sistema

Punhos "FIRE PULL" mecanicamente interconectados, um para cada motor, estão no painel de controle de extinção de fogo. Durante uma condição de fogo ou de superaquecimento, indicado por uma luz de aviso no respectivo punho de fogo ("FIRE PULL"), imediatamente puxa-se o punho de fogo para trás.

Quando o punho de fogo da direita é puxado, a válvula de corte em emergência da sangria do ar é cortada e a válvula direcional do sistema extintor é energizada, para permitir que o agente extintor seja direcionado para o motor do lado direito. Ao mesmo tempo, o gerador é retirado da linha.

Quando o punho de fogo ("FIRE PULL") for recolocado na sua posição original, aqueles itens anteriormente desligados, com exceção do gerador, serão restabelecidos, a menos que o interruptor mestre do motor seja desligado. Se o segundo punho de fogo

("FIRE PULL") for puxado, o primeiro punho será automaticamente retraído para a sua posição original.

Interruptor de Seleção

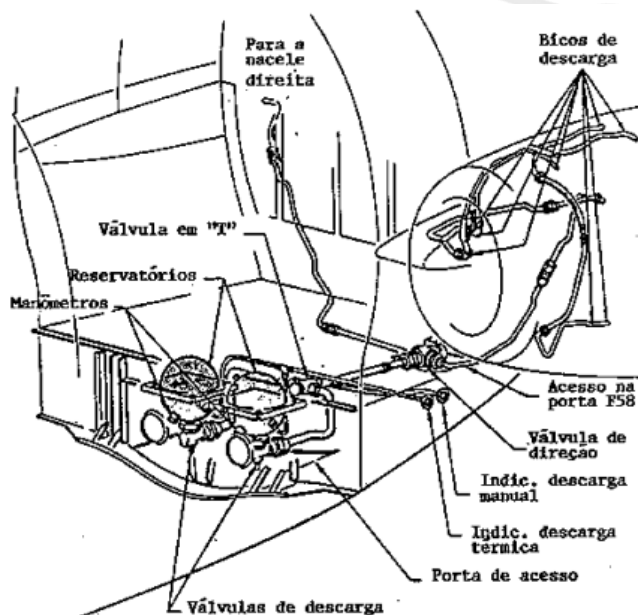
O interruptor seletor do extintor de fogo está instalado no centro do painel de controle do extintor e energizado pela barra essencial, tendo três posições: EXT N° 1, EXT N° 2 e uma posição central com a marcação "OFF".

Quando o interruptor for momentaneamente posicionado para EXT N° 1 ou para EXT N° 2, e tiver sido armado pelo acionamento do punho de fogo, o agente extintor de um reservatório será descarregado para a nacele do motor selecionado pelo punho.

Após o primeiro reservatório ter sido esvaziado, o interruptor de seleção do extintor de fogo poderá ser se necessário momentaneamente posicionado para o outro extintor, para descarregar o segundo reservatório.

Válvula Direcional

Partindo da válvula de retenção dupla em "T", a linha é conectada a uma válvula direcional (figura 9-24). A válvula tem dois canais de saída: um deles, normalmente aberto, está conectado na linha de descarga do extintor de fogo da nacele do motor esquerdo e o outro, normalmente fechado, conectado com a linha da nacele do motor direito.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 9-24 Sistema de extinção de fogo.

Quando o punho de fogo do motor direito for puxado, um circuito elétrico é completado para a válvula direcional, energizando o solenoide. A descarga do agente extintor de fogo é então dirigida para a nacele do motor direito.

Reservatórios do Agente Extintor

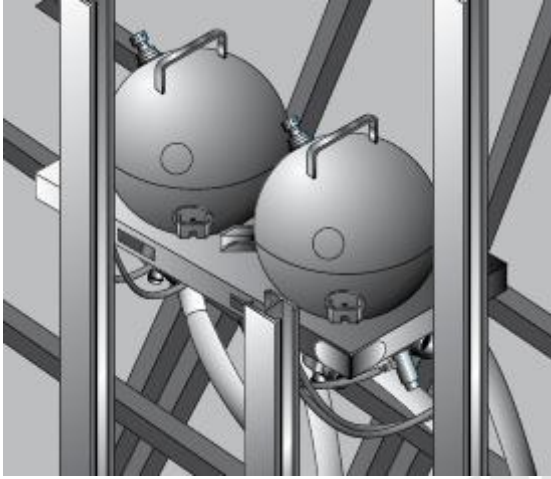
Dois reservatórios para o sistema extintor de fogo estão instalados na área traseira do alojamento da roda principal, entre as estações da fuselagem 298 e 307. Cada reservatório tem um instrumento que indica a pressão no reservatório. Uma válvula de descarga, contendo um cartucho, está instalada na parte inferior de cada reservatório.

O cartucho, quando deflagrado, descarrega o conteúdo do reservatório em tubulações direcionadas às naceles dos motores. Uma conexão está fixada em cada reservatório para ligar tubulações a indicadores de descarga por variações térmicas, instalados na parte externa da fuselagem.



Fonte: Ricardo Cesar Garvia

Figura: Reservatório de agente extinção.



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Reservatório de agente extintor.

Indicadores

Dois discos indicadores de descarga, do sistema de extinção de fogo, estão montados no lado esquerdo da fuselagem após a asa. O disco amarelo, do indicador de descarga traseiro, está conectado por uma linha de 1/4 de polegada com a linha de descarga do extintor de fogo, entre a válvula de retenção dupla em "T" e a válvula direcional.

Quando um dos reservatórios for descarregado, um fluxo limitado será dirigido para o disco amarelo, removendo-o.

Uma checagem no indicador de pressão mostrará qual o reservatório que foi descarregado.

O disco vermelho, no indicador de descarga dianteiro, está conectado por uma linha de 1/4 de polegada a ambos os reservatórios. Quando os reservatórios tiverem sido aquecidos excessivamente, a pressão interna causará a descarga do agente pelo bujão fusível de segurança. O fluxo do agente extintor será dirigido ao disco vermelho, removendo-o.

Uma checagem nos indicadores de pressão mostrará se um, ou ambos os reservatórios foram descarregados.



Fonte: Apostila FAA – www.faa.gov

Figura: Ilustração dos discos amarelo e vermelho.



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional. Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.



Encerrando a Disciplina

Encerramos aqui a disciplina.

Foi um prazer estar com você.

Espero que tenhamos obtido êxito em nossos encontros e que você tenha compreendido os sistemas de proteção aqui mencionados, que possa pôr em prática seu aprendizado e alcance sucesso em sua carreira de mecânico de manutenção de aeronaves.

Abraços

Prof. Ricardo

