

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Bruna Silva Dias

**INFLAMABILIDADE EM TANQUES DE COMBUSTÍVEL DE
AERONAVES: Meios de Controle e Mitigação**

Taubaté – SP

2017

Bruna Silva Dias

**INFLAMABILIDADE EM TANQUES DE COMBUSTÍVEL DE
AERONAVES: Meios de Controle e Mitigação**

Trabalho de Graduação apresentado
para obtenção do Título de Bacharel em
Engenharia Mecânica do Departamento
de Engenharia Mecânica da
Universidade de Taubaté.
Orientador: Prof. Dr. Luiz Ricardo Prieto
Hercos

Taubaté – SP

2017

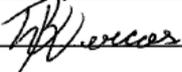
BRUNA SILVA DIAS
INFLAMABILIDADE EM TANQUES DE COMBUSTÍVEL DE AERONAVES:
Meios de Controle e Mitigação

Trabalho de Graduação apresentado para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

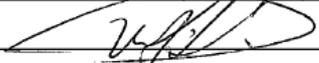
Data: 16/11/2014

Resultado: Aprovada

BANCA EXAMINADORA

Prof. Luiz Ricardo Pinto Soares
Assinatura 

Universidade de Taubaté

Prof. Pedro Marcelo Alves F. Pinto
Assinatura 

Prof. _____
Assinatura _____

Dedico este trabalho à Deus
A minha família pela compreensão e apoio
e pessoas que acreditaram em mim durante esse período.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiro a Deus por ter me iluminado para a conclusão desse trabalho.

Agradeço aos meus pais Walesca Dias e Ronaldo Dias, e a minha irmã Mariana Dias que sempre me incentivaram a estudar e a correr atrás dos meus sonhos.

Aos funcionários da Embraer SA que me despertaram o interesse em pesquisar e aprender sobre o assunto abordado.

Ao Prof. Dr. Luiz Ricardo Prieto Hercos pela orientação, comprometimento e paciência durante esse período.

E a todos que de alguma forma colaboraram para a realização desse trabalho.

RESUMO

Após a ocorrência de alguns acidentes relacionados à explosão de tanques de combustível de aeronaves, o *Federal Aviation Administration* (FAA) passou a criar requisitos para reduzir a inflamabilidade em tanques de combustível de aeronaves. Nesse trabalho serão abordados os fatores que determinam o tempo de exposição do tanque à inflamabilidade, as medidas que podem ser adotadas para evitar a formação de vapores e/ou controlar a concentração de oxigênio dentro dos tanques de combustível e as boas práticas de projeto, principalmente de aeronaves da categoria de transporte. A finalidade desse trabalho é expor uma série de alternativas que podem ser tomadas para controlar e/ou mitigar os perigos de explosão de tanques de combustível de aeronaves, dependendo das características de cada avião, para garantir a segurança das mesmas.

Palavras-chave: Inflamabilidade. Análise de Monte Carlo. Combustível. Oxigênio.

ABSTRACT

After some accidents related to the explosion of aircraft fuel tanks, the Federal Aviation Administration (FAA) started to create requirements to reduce flammability in aircraft fuel tanks. In this work will be indicated the factors that determine the time of exposure of the tank to flammability, the means that can may be taken to avoid the formation of vapors and / or to control the concentration of oxygen within fuel tanks and good design practices, particularly transport aircraft category. The purpose of this work is present alternatives that can be taken to avoid the explosion of aircraft fuel tanks, depending on the characteristics of each aircraft, to ensure their safety.

Keywords: Flammability. Monte Carlo Analysis. Fuel. Oxygen.

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Efeito da temperatura nos vapores de combustível em combustíveis de aviação	20
Quadro 2 - Exemplo de resultados obtidos em testes em voo de um tanque de combustível (Parte 1)	32
Quadro 3 - Exemplo de resultados obtidos em testes em voo de um tanque de combustível (Parte 2)	33

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Reconstrução do Boeing 747 da companhia <i>Trans World Airlines</i> (TWA) durante a investigação do acidente	13
Figura 2 - Tanques de combustível de uma aeronave	15
Figura 3 - Elementos necessários para formar o triângulo do fogo	16
Figura 4 - Zonas pobre, inflamável e rica	17
Figura 5 - Temperatura de ignição de combustíveis a base de petróleo	19
Figura 6 - Efeito da temperatura nos vapores de combustível em combustíveis de aviação	19
Figura 7 - Exemplo de análise de falhas de fontes de ignição dentro do tanque de combustível	24
Figura 8 - Comparação do teste e da temperatura de combustível calculada	31
Figura 9 - Determinação da exposição média à inflamabilidade	38
Figura 10 - Tanque de combustível com espuma instalada	41
Figura 11 - Tanque de combustível com espuma instalada	41
Figura 12 - Kit de espuma sendo preparado	42
Figura 13 - Bloco de metal expandido	42
Figura 14 - Funcionamento da bomba ejetora	44
Figura 15 - Comportamento do vapor de combustível com a pressurização do tanque	45
Figura 16 - Pressurização do tanque de combustível para evitar a mistura fique na condição inflamável	46
Figura 17 - Zonas pobre, inflamável e rica	47
Figura 18 - Inserção de nitrogênio dentro do tanque para evitar vapor inflamável	48
Figura 19 - Membrana que separa o gás nitrogênio do oxigênio	48
Figura 20 - Diagrama de bloco do sistema de inertização	49
Figura 21 - OBIGGS instalado no Boeing 747	50

LISTA DE SIGLAS

AC - Advisory Circular

AFM – Aircraft Flight Manual

ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil

ASM - Air Separation Module

CG - Centro de Gravidade

CWT - Center Wing Tank

FAA - Federal Aviation Administration

FEET – Flammability Exposure Evaluation Time

FEET – Flammability Exposure Evaluation Time

FRM - Flammability Reduction Means

FRM - Meio de Redução de Inflamabilidade

FTFAM - Método de Avaliação da Inflamabilidade do Tanque de Combustível

FTFR - Fuel Tank Flammability Reduction

FTS - Fuel Tank Safety

ISA - Atmosfera Padrão Internacional

LFL – Lower flammability limit

MMEL - Lista Mínima de Equipamento Mínimo

NEA - Nitrogen Enriched Air

OEA - Ar Enriquecido com Oxigênio

SFAR - Special Federal Aviation Regulations

SOV - Shut off valve

TAT - Total Air Temperature

TWA- Trans World Airlines

UFL – Upper flammability limit

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	13
2 REVISÃO DE LITERATURA	15
2.1 Sistema de Combustível	15
2.2 Triângulo do Fogo	16
2.3 Inflamabilidade	16
2.3.1 Limite de Inflamabilidade	18
2.3.2 Ponto de Inflamação (Flash Point)	18
2.4 Temperatura	20
2.4.1 Temperatura Ambiente Atmosférica	21
2.4.2 Baixa Temperatura	21
2.4.3 Alta Temperatura	22
2.5 Propriedades do Combustível	22
2.6 Possíveis fontes de ignição dentro de um tanque de combustível	23
3 METODOLOGIA	25
3.1 Determinação da Inflamabilidade do Tanque de Combustível	25
3.2 Avaliação Qualitativa de Inflamabilidade	26
3.3 Análise de Monte Carlo	27
3.3.1 Modelo Térmico	27
3.3.2 Meios de Redução da Inflamabilidade (FRM – Flammability Reduction Means)	34
3.3.3 Parâmetros usados para a Análise de Monte Carlo	35
3.3.4 Parâmetros específicos do Avião que devem ser considerados na Análise de Monte Carlo	36
4 RESULTADOS	39
4.1 Demonstração de Conformidade	39
4.2 Material de Supressão de Explosão – Espuma de Poliuretano	39
4.2.1 Espuma de Poliuretano	41
4.2.2 Produtos expandidos do metal	42
4.3 Pressurização no Tanque de Combustível	43
4.3.1 Jet Pump	43

4.3.2 Pressurização	44
4.3.3 Combustível Susceptível à ignição	47
4.4 Inertização com Nitrogênio	48
4.4.1 <i>On Board Inert Gas Generation System</i> (OBIGGS)	49
4.4.1.1 Funcionamento do Sistema	49
4.4.1.2 Cálculo do Consumo de Ar Sangrado	51
4.4.1.3 Considerações Gerais	51
4.5 Práticas de Projeto para Minimizar a exposição à Inflamabilidade	51
5 CONCLUSÃO	54
REFERENCIAS	55

1 INTRODUÇÃO

Desde 1959 houve 18 acidentes oriundos da explosão de tanques de combustível de aeronaves. O mais notável ocorreu em 1996, com um Boeing 747 da companhia *Trans World Airlines* (TWA) que realizava o voo de número 800. O avião explodiu em voo resultando na morte de 230 pessoas. O órgão investigador determinou que a causa provável do acidente foi a explosão de combustível do tanque central devido à ignição do vapor de combustível inflamável e mistura de ar no tanque. A teoria é que parte do combustível tenha ficado na forma de vapor durante a espera do avião na pista em um dia de verão, em Nova York. Quando o avião ganhou altitude uma faísca inflamou os vapores (ar/combustível).

A fonte de energia de ignição não pôde ser determinada com certeza. Das fontes de ignição avaliadas pela investigação, o cenário mais provável era uma combinação de uma falha latente de um componente eletrônico, dentro do tanque de combustível, combinado com um curto-circuito ou outra falha fora do tanque. Este cenário pode ter resultado em um arco elétrico de alta energia dentro do tanque de combustível e causado a explosão (PROVA INFALÍVEL: TWA 800 [DUBLADO] DOCUMENTÁRIO DISCOVERY SCIENCE, S/D).

Muitos esforços foram tomados para descobrir o motivo do acidente do TWA 800, inclusive a reconstrução do mesmo a partir dos destroços encontrados no mar após a explosão. De acordo com o Documentário Discovery Science Prova Infalível (s/d), o resultado da investigação levou o FAA a concluir que muitos aviões tinham falhas semelhantes às do 747. A Figura 1 mostra a reconstrução do *Boeing 747*.

Figura 1 - Reconstrução do Boeing 747 da companhia *Trans World Airlines* (TWA) durante a investigação do acidente



Fonte: TWA Flight 800, 2017.

Em junho de 2001 foi criada a regra *Fuel Tank Safety* (FTS) que tornava efetiva a revisão do projeto de combustível do avião da categoria de transporte, a redução da inflamabilidade e requisitos de manutenção e inspeção. Ações de curto prazo foram tomadas para a prevenção de ignição e o *Federal Aviation Administration* (FAA) emitiu o *Special Federal Aviation Regulations* (SFAR) 88 que: exigiu o reexame da frota comercial existente relacionada à prevenção da ignição, e; exigiu a implementação de aprimoramentos de segurança relacionados aos resultados desses exames.

O *Advisory Circular* (AC) No. 25.981-2^a – *Fuel Tank Flammability Reduction Means* (FTFRM), do *Federal Aviation Administration* (FAA), publicado no dia 19 de setembro de 2008 (ADVISORY CIRCULAR, 2008) fala do limite de tempo que o combustível pode ser inflamável e do controle ou da mitigação da inflamabilidade da mistura ar/combustível dentro de um tanque de combustível. A redução da inflamabilidade de tanques de combustível para aviões da categoria de transporte que tem como objetivo garantir a segurança, reduzir as fontes de ignição e as chances de uma explosão catastrófica nos tanques de combustível. Para cumprir essa regra pode-se reduzir a inflamabilidade através de um gás inerte como o nitrogênio ou pode-se mitigar o problema ao incorporar espumas de poliuretano no avião.

Haja vista as recomendações citadas nos parágrafos anteriores, nesse trabalho serão abordados os fatores que determinam o tempo de exposição do tanque à Inflamabilidade, as medidas que podem ser adotadas para evitar a formação de vapores e/ou controlar a concentração de oxigênio dentro dos tanques de combustível e as boas práticas de projeto, principalmente de aeronaves da categoria de transporte.

A finalidade desse trabalho é expor uma série de alternativas que podem ser tomadas para evitar a explosão de tanques de combustível de aeronaves, dependendo das características de cada avião, para garantir a segurança das mesmas.

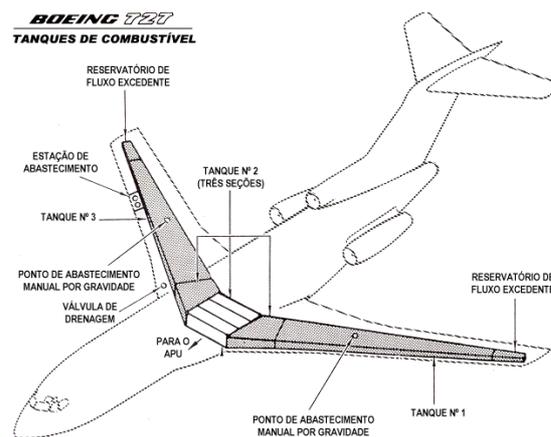
2 REVISÃO DE LITERATURA

2.1 Sistema de Combustível

O propósito do sistema de combustível é alimentar os motores com combustível a uma temperatura e pressão de acordo com as especificações do fabricante do motor. O sistema de combustível compreende em tanques estruturais, linhas (compostas por tubos); equipamentos como bombas, válvulas, sensores (para medir a quantidade, nível e temperatura de combustível) entre outros componentes (FUEL SYSTEM, 2006).

Os tanques são divididos em sub-tanques e agrupados em diferentes locais das aeronaves, nas asas e na fuselagem, a Figura 2 mostra um avião com tanques de asa e um tanque central, uma das configurações mais comuns encontradas em aviões. Isso é feito para otimizar o peso da aeronave e gerenciar o Centro de Gravidade (CG) do avião. O combustível dos tanques centrais é consumido primeiro do que os tanques de asa para que haja um equilíbrio e o sistema possui também linhas de transferência entre os tanques caso seja necessário suprir o combustível em um dos tanques (CAVAGE; MORRISON, s/d).

Figura 2 - Tanques de combustível de uma aeronave



Fonte: Sistemas do Boeing 727, 2006.

O sistema possui tanques coletores, que sempre devem estar cheios de combustível que pode ser fornecido para o motor através de bombas ejetoras.

A complexidade do sistema de combustível depende do número, da forma e do arranjo dos vários tanques em torno do centro de equilíbrio da aeronave.

2.2 Triângulo do fogo

Para que haja uma melhor compreensão de como uma explosão é ocasionada é importante ter em mente o conceito do triângulo do fogo.

O triângulo do fogo é a representação dos três elementos necessários para iniciar uma combustão. Esses elementos são o combustível que fornece energia para a queima, o comburente que é a substância que reage quimicamente com o combustível e a fonte de calor que é necessária para iniciar a reação entre combustível e comburente. A Figura 3 trata-se de um esquemático desses três elementos.

Figura 3 - Elementos necessários para formar o triângulo do fogo



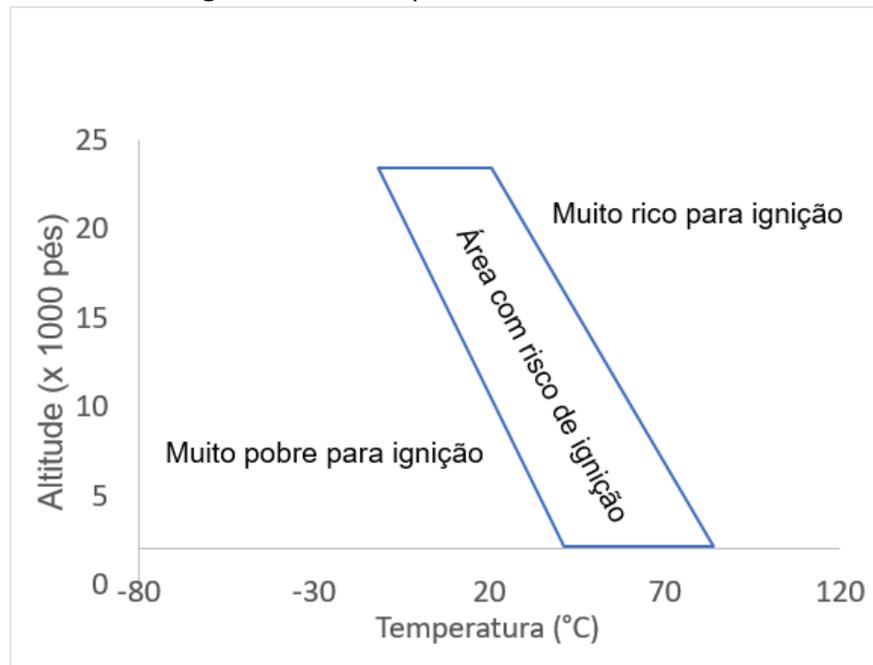
Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

2.3 Inflamabilidade

Quando um fluído ou gás é suscetível a inflamar ou explodir julga-se o mesmo como inflamável. Um *ullage* (volume dentro do tanque de combustível não ocupado por combustível líquido) não inflamável é aquele em que o vapor de ar combustível é pobre ou muito rico para queimar. Um tanque de combustível é considerado inflamável quando a temperatura média do combustível do tanque estiver dentro da faixa de inflamabilidade para o tipo de combustível que está sendo utilizado. Essa notação é válida para qualquer tanque de combustível que é subdividido em seções

ou compartimentos (ADVISORY CIRCULAR, 2008). A Figura 4 mostra as zonas em que um tanque pode se enquadrar.

Figura 4 – Zonas pobre, inflamável e rica.



Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

Existem vários fatores que influenciam na formação de vapores inflamáveis incluindo o tipo de combustível utilizado e suas propriedades, a temperatura, a pressão no tanque e qualquer característica de projeto que aumente significativamente o vapor de combustível. O tempo que um tanque de combustível fica na condição inflamável é determinado pela análise de Monte Carlo, baseado no pressuposto de que as características de projeto necessárias para evitar a pulverização de combustível no tanque foram incorporadas ao projeto, portanto esses fatores não são considerados.

As práticas gerais de projeto relacionadas à inflamabilidade serão abordadas em um tópico específico desse trabalho. É importante salientar que novos projetos de aviões são submetidos por avaliações do órgão em relação a essas práticas (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

2.3.1 Limite de Inflamabilidade

Nem todas as misturas de ar combustível irão queimar ou explodir. Ao adicionar gradualmente pequenas quantidades de combustível ou vapor ao ar, o ponto de inflamabilidade pode ser atingido (LEFEBVRE, 2010).

Existe um envelope de inflamabilidade que se baseia na pressão (altitude) e temperatura onde a mistura ar/vapor de combustível é inflamável para definir limites de inflamabilidade.

O limite inferior de inflamabilidade (LFL – *Lower Flammability Limit*) trata-se da condição da mistura antes de se tornar inflamável. Após atingir o ponto inflamabilidade, se mais combustível for adicionado, outro ponto será alcançado, no qual a mistura não irá mais queimar por ter uma concentração de moléculas de combustível acima do que irá suportar a combustão, este é chamado limite superior de inflamabilidade ou limite rico (UFL – *Upper Flammability Limit*).

Esses limites dependem do tipo de combustível usado e variam para diferentes lotes de combustível que atendem as especificações. O envelope de inflamabilidade para o combustível definido pelo UFL e LFL mostra abaixo:

1. O LFL ao nível do mar é a temperatura do ponto de inflamabilidade do combustível no nível do mar menos 10°F. O LFL diminui a partir do valor do nível do mar com o aumento da altitude a uma taxa de 1° F por 808 pés;

2. O UFL ao nível do mar é a temperatura do ponto de inflamabilidade do combustível no nível do mar mais 63,5° F. O UFL diminui a partir do valor do nível do mar com o aumento da altitude a uma taxa de 1° F por 512 pés (REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL, 2011).

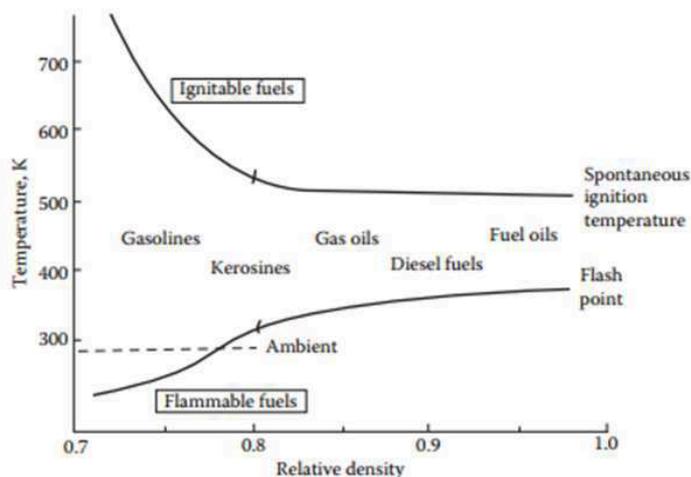
2.3.2 Ponto de Inflamação (*Flash Point*)

O ponto de inflamação é definido como a menor temperatura em que o vapor de combustível é suficiente para formar uma mistura inflamável com o ar. O ponto de inflamação está diretamente relacionado com a pressão do vapor; quanto maior a pressão do vapor mais baixo é o ponto de inflamação.

Em geral, o ponto de inflamação do querosene gera uma medida de inflamabilidade, enquanto em óleos pesados a indicação se dá pela volatilidade. Isso também é usual para classificar combustíveis para o ponto de vista de risco de fogo.

(LEFEBVRE et al., 2010). A variação do ponto de inflamação com a densidade relativa é mostrada por combustíveis a base de petróleo na Figura 5.

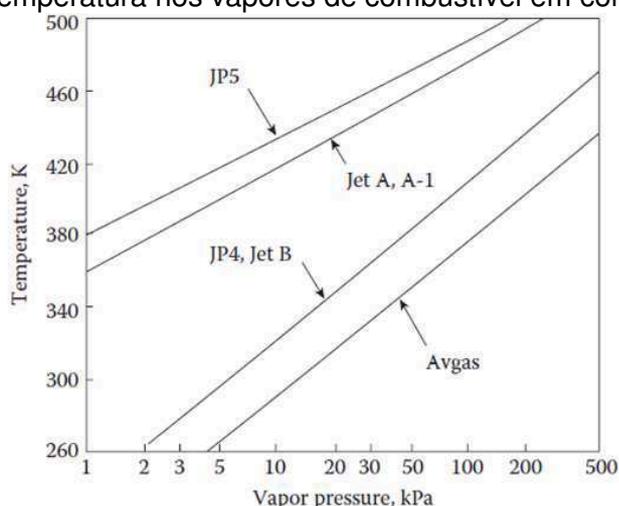
Figura 5 - Temperatura de ignição de combustíveis a base de petróleo



Fonte: LEFEBVRE, 2010.

O ponto mínimo de inflamabilidade do JET-A (querosene de aviação) é 38°C (100°F). A marinha norte americana usa um alto ponto de inflamação (60°C) JP-5 (querosene) nos porta aviões por motivos de segurança (LEFEBVRE, 2010). A Figura 6 mostra a relação temperatura e vapor de combustível nos combustíveis de aviação.

Figura 6 - Efeito da temperatura nos vapores de combustível em combustíveis de aviação



Fonte: LEFEBVRE, 2010.

O ponto de inflamabilidade de um combustível é determinado utilizando o(s) método(s) de ensaio normalizado(s) permitido(s) pela especificação do combustível. O Quadro 1, indicado a seguir, fornece a distribuição gaussiana, ou "normal", para o ponto de inflamação do combustível padrão (Jet-A) a ser utilizado na análise (REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL, 2011).

Quadro 1 - Efeito da temperatura nos vapores de combustível em combustíveis de aviação

Parameter	Temperature in deg F		
	Ground ambient temperature	Cruise ambient temperature	Fuel flash point (FP)
Mean Temp	59.95	-70	120
Neg 1 std dev	20.14	8	8
Pos 1 std dev	17.28	8	8

Fonte: REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL, 2011.

2.4 Temperatura

A temperatura do combustível é um dos fatores-chave que determina a inflamabilidade do tanque de combustível, em tanques não pressurizados aprovados para uso com combustíveis comuns do tipo JET-A. Os métodos mais eficazes para controlar a temperatura do tanque podem diferir entre diferentes tanques de combustível, de acordo com a sua exposição ao risco. Por exemplo, os tanques localizados em asas convencionais de alumínio não aquecido da categoria de aviões de transporte, com pouca ou nenhuma entrada de calor dos sistemas do avião ou de outros tanques de combustível adjacentes que têm grandes áreas superficiais que permitem o resfriamento do combustível, foram analisados e mostrados para atender o regulamento.

Os tanques de combustível localizados dentro dos contornos da fuselagem ou outros tanques localizados dentro da asa que não esfriam requerem mais atenção do projeto. Por exemplo, os tanques de combustível auxiliares localizados no compartimento de carga ou nas áreas pressurizadas, os tanques centrais, os tanques nos estabilizadores horizontais, os tanques com pequenas áreas expostas ao fluxo de ar e os tanques feitos de materiais que atuam como isoladores podem ter menos capacidade para rejeitar o calor para o ar ambiente, tanto no solo como em

voo, e podem estar sujeitos também a fontes de calor provenientes de equipamentos.

Para reservatórios de combustível que, devido à localização da instalação e / ou outros fatores, não atendam aos limites de inflamabilidade aplicáveis, é necessário trabalhar em meios para reduzi-la (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

2.4.1 Temperatura Ambiente Atmosférica

A fim de prever a exposição à inflamabilidade durante um dado voo, deve ser utilizada a variação das temperaturas ambiente do solo, das temperaturas ambiente dos cruzeiros e de um método para calcular a transição do solo para o cruzeiro e vice-versa. A variação da temperatura ambiente do solo e do cruzeiro e do ponto de inflamação do combustível é definida por uma curva gaussiana, dada pelo valor de cinquenta por cento e um valor de ± 1 desvio padrão.

A temperatura varia com a altitude seguindo a taxa de variação da Atmosfera Padrão Internacional (ISA) da temperatura ambiente do solo até a temperatura de voo em cruzeiro ser atingida. Acima desta altitude, a temperatura ambiente é fixada à temperatura ambiente do cruzeiro. Isto resulta numa variação na temperatura atmosférica superior. Para dias frios, uma inversão é aplicada até 10.000 pés e, em seguida, a taxa de mudança ISA é usada (REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL, 2011).

2.4.2 Baixa Temperatura

Em temperaturas abaixo de 273K podem-se formar cristais de gelo no combustível. O principal problema pode ser o entupimento dos filtros de combustível. A maioria dos aviões comerciais tem aquecedores para evitar esse problema. Atualmente existem substâncias que combinado com a água residual diminuem o ponto de congelamento da mistura. Usado nos combustíveis Jet-A, Jet A-1 e JP-8 (LEFEBVRE, 2010).

2.4.3 Alta Temperatura

Durante voos de alta velocidade, o combustível dentro do tanque sofre um aumento de temperatura devido à transferência da energia cinética transferida da estrutura do avião. Outras fontes de calor incluem trocas de calor com o óleo lubrificante do motor, fluidos hidráulicos e as bombas de combustível. Como consequência, as temperaturas de entrada da câmara de combustão chegam a 473K e 533K em voos com números de Mach 2.2 e 3.0, respectivamente. Quando o fluxo de combustível é reduzido para iniciar a descida, uma subida acentuada da temperatura do combustível ocorre devido à absorção de calor dos motores. Isso pode levar à oxidação ou deposição de goma ou partículas sólidas em trocadores de calor, filtros, bicos de combustível entre outros elementos.

Nos anos 90, a força aérea dos Estados Unidos da América iniciou um programa de desenvolvimento para melhorar a estabilidade térmica do combustível. Foram introduzidos aditivos que melhoravam a qualidade térmica do combustível de 100°F (60°C) para 325°C a 425°F (LEFEBVRE, 2010).

2.5 Propriedades do combustível

A proposta de combustível a ser utilizado para um tipo de avião é submetida ao órgão certificador, como ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) e FAA, para aprovação. Os tipos de combustível aprovados para uso para um determinado tipo de avião estão listados no Manual de Voo do Avião (AFM – *Aircraft Flight Manual*) e na folha de dados do certificado de tipo da aeronave. Cada tipo de combustível tem suas próprias propriedades. As diferenças de propriedade podem ocorrer até mesmo em diferentes lotes de um determinado tipo de combustível devido às variações do óleo bruto de origem e ao processo de refinamento utilizado para produzir o combustível. Os tipos de combustíveis mais utilizados são o JET-A ou o JET-A1, de acordo com a Especificação Internacional D1655 da ASTM -Especificação Padrão para Combustíveis de Turbinas de Aviação.

As definições de LFL e UFL definem a temperatura do combustível na qual se pode esperar que um tanque de combustível seja inflamável. A temperatura do combustível é normalmente abaixo do LFL. Porém, com a entrada de calor qualquer tanque que use JET-A/A1 pode passar para a condição inflamável. Para cada voo

analisado, deve ser gerado um número aleatório separado para cada um dos três parâmetros (temperatura ambiente do solo, temperatura ambiente do cruzeiro e ponto de inflamação do combustível) utilizando a distribuição gaussiana definida na Tabela 1. No caso do combustível JET-A, a variação do ponto de inflamação do combustível é definida por uma curva gaussiana, dada pelo valor de 50 por cento e pelo desvio padrão ± 1 (REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL, 2011).

2.6 Possíveis fontes de ignição dentro de um tanque de combustível

O AC 25.981(ADVISORY CIRCULAR, 2008) fornece orientação para demonstrar a conformidade com os requisitos de certificação para prevenção de fontes de ignição dentro dos tanques de combustível dos aviões de categoria de transporte. Esse documento cita quatro fenômenos principais que podem resultar na ignição de vapores de combustível dentro dos tanques de combustível do avião: arcos elétricos e faíscas; aquecimento de filamentos; faíscas de fricção e ignição a quente ou ignição automática.

As causas mais comuns para o surgimento de arco elétrico são a passagem de raios, componentes eletrostaticamente carregados, interferência eletromagnética ou falha de isolamento elétrico que permita a passagem de altas correntes pela fiação do sistema de combustível.

O aquecimento de filamentos trata-se do aumento de temperatura de um fio condutor quando uma corrente elétrica passa pelo mesmo.

Em relação ao surgimento de centelha por fricção, esse pode se dar pelo atrito mecânico entre peças como, por exemplo, das bombas de combustível.

A autoignição da mistura ar-vapor de combustível, por sua vez, tem como causa mais comum a falha de algum componente que atinja uma temperatura alta o suficiente para inflamar mistura presente dentro do tanque.

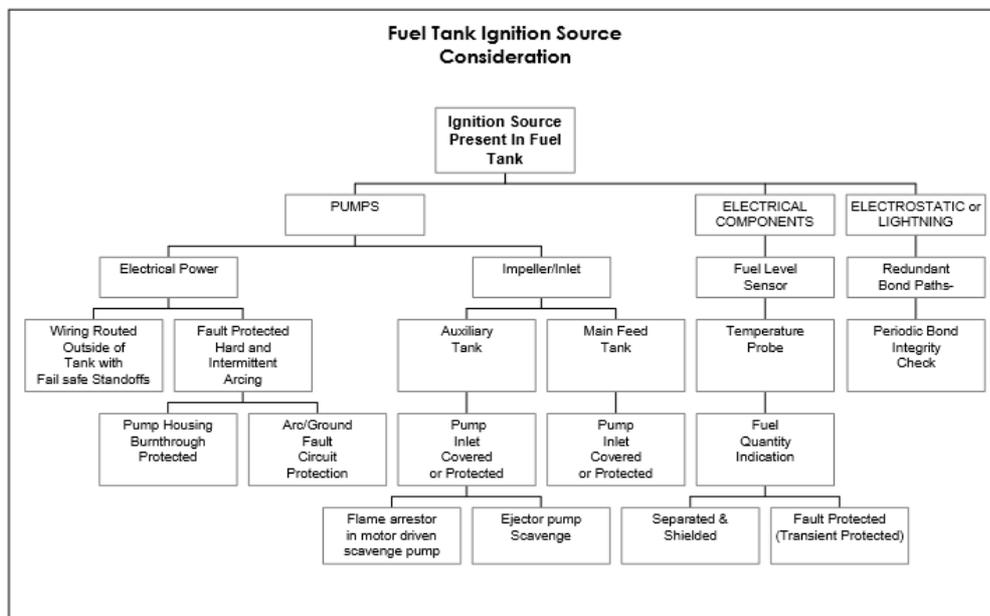
As condições para inflamar os vapores de combustível dessas fontes de ignição variam com as pressões e as temperaturas dentro do tanque de combustível e podem ser afetadas pelo deslocamento (*sloshing*) ou pulverização de combustível no tanque. Devido à dificuldade em prever a inflamabilidade do tanque de combustível e eliminar os vapores inflamáveis do tanque de combustível, as autoridades reguladoras assumiram que uma mistura de ar de combustível

inflamável pode existir nos tanques de combustível de um avião, porém exigiu a não existência de fontes de ignição.

A seguir serão listados os componentes que podem ser possíveis fontes de ignição dentro dos tanques de combustível de aeronaves, também mostrados na Figura 7:

- Bombas, incluindo conectores e fiações;
- Probes (que são medidores da quantidade de combustível), sensores de nível, sensores de temperatura, medidores de densidade do combustível e as cablagens para instalação das mesmas;
- Atuadores de válvulas (*shut-off*, por exemplo);
- Tubos de combustível, tubos de hidráulica e usinados que se não tiverem um bom caminho de metalização podem gerar um arco elétrico a partir de raios por exemplo. Daí a importância de uma metalização entre os componentes e uma estrutura primária.

Figura 7 - Exemplo de análise de falhas de fontes de ignição dentro do tanque de combustível



Fonte: ADVISORY CIRCULAR, 2008.

3 METODOLOGIA

A primeira etapa da pesquisa realizou-se ao nível compilatório, através da coleta de materiais para a elaboração da monografia.

O passo seguinte da pesquisa ocorreu ao nível correlativo, ou seja, os dados levantados na fase anterior foram agrupados a partir de assuntos específicos.

A terceira etapa, que será apresentada por esse tópico, ocorreu de forma interpretativa, ou seja, a partir do problema relatado e das definições apresentadas serão mostrados os métodos usados para a determinação da inflamabilidade em tanques de combustível de aeronaves.

3.1 Determinação da Inflamabilidade do Tanque de Combustível

O AC 25.981-2A (ADVISORY CIRCULAR, 2008) fornece informações e orientações relacionadas à conformidade com os padrões de aero navegabilidade para aviões da categoria de transporte sobre o tempo limitado que um tanque de combustível pode ficar na condição inflamável ou a mitigação de perigos inflamáveis misturas de ar de combustível dentro de tanques de combustível.

De acordo com o Apêndice M do *part 25* do requisito 25.981 (ANAC, 2017), a exposição média à inflamabilidade de uma frota para cada tanque de combustível não deve exceder 3% do tempo de avaliação da exposição à inflamabilidade (FEET – *Flammability Exposure Evaluation Time*). O tempo que um tanque de combustível é inflamável determinado pela análise de Monte Carlo.

Existem dois meios aceitáveis para estabelecer a inflamabilidade de um tanque de combustível, que depende do nível de inflamabilidade que o tanque precisa atender. O uso de um método qualitativo é permitido se for comprovado que o tanque de combustível é um tanque convencional de asa de alumínio não aquecido. Os critérios listados abaixo descrevem as características dos tanques de asa de alumínio convencionais não aquecidos. Para todos os outros tanques de combustível, o modelo de Monte Carlo deve ser usado (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

3.2 Avaliação qualitativa de inflamabilidade

Como comentado no parágrafo anterior, um tanque de asa que seja de alumínio convencional não aquecido, de um avião de transporte subsônico, com aquecimento mínimo de sistemas de avião ou outros tanques de combustível e refrigerado pelo fluxo de ar ambiente durante o voo atende a condição qualitativa. As fontes de calor que têm o potencial de aumentar significativamente a exposição à inflamabilidade de um tanque de combustível impedirão que o tanque seja considerado "não aquecido". Exemplos dessas fontes de calor que podem ter esse efeito são tocadores de calor, tanques adjacentes de combustível aquecido, transferência de combustível de um tanque mais quente e equipamentos de ar condicionado adjacentes. Os sistemas térmicos anti-gelo não aumentam significativamente a inflamabilidade dos tanques de combustível. Para esses tanques, uma avaliação qualitativa que mostre equivalência ao tanque de combustível de alumínio não aquecido pode ser aceitável se os seguintes critérios forem apresentados e atendidos:

1. Uma descrição da configuração do avião, (incluindo subsônico, construção de asa, etc.);
2. Uma listagem de fontes de calor dentro ou adjacentes ao tanque de combustível;
3. O tipo de combustível aprovado para o avião;
4. A pressão de operação do tanque em relação à pressão estática ambiente;
5. O tanque não deve estar isolado e deve ser feito de alumínio; e
6. O tanque deve ter uma grande área de superfície aerodinâmica exposta ao ar externo para transferir o calor do tanque.

Os tanques de combustível com uma área superficial aerodinâmica para proporção de volume (área superficial/volume) superior a 1,0 atendem a esses critérios. Os tanques de combustível com uma proporção inferior a 1,0 não são considerados tanques de asa de alumínio convencionais não aquecidos. A área de superfície aerodinâmica inclui a área do tanque de combustível integral da asa de alumínio que está exposta ao ar exterior. Não inclui nenhuma porção de um tanque de combustível que esteja protegido do fluxo de ar livre, como a *spar* dianteira e traseira, ou a carenagem ou uma área de baixo de uma manta térmica.

Os tanques de asa que não atendam aos critérios acima para uso do método qualitativo devem utilizar a análise de Monte Carlo (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

3.3 Análise de Monte Carlo

É um método estatístico que avalia o tempo de exposição à inflamabilidade do tanque de combustível de uma frota média (ADVISORY CIRCULAR, 2008). A seguir serão abordados os parâmetros necessários para essa análise.

O FAA criou um modelo computacional, O Método de Avaliação da Inflamabilidade do Tanque de Combustível (FTFAM), que usa os métodos estatísticos de Monte Carlo para ser usado como uma ferramenta para a determinação inflamabilidade de um tanque de combustível (FUEL SYSTEM, 2006).

3.3.1 Modelo Térmico

O modelo térmico do tanque de combustível trata-se de uma simulação de computador, validada por dados de teste de vôo, com as entradas o modelo simula o comportamento térmico do tanque em todo o envelope de operação do avião. Este modelo deve ser fornecido pelo requerente com base nas características particulares do tanque de combustível específico que está sendo avaliado. Pode-se usar a ferramenta de modelagem térmica incorporada no modelo de Monte Carlo se os dados do teste de voo mostrar que esta técnica de modelagem fornece uma previsão conservadora das temperaturas do tanque de combustível. O modelo de Monte Carlo inclui um recurso para usar constantes de tempo exponencial para definir as características de aquecimento e resfriamento de um tanque de combustível. Esta característica tem a capacidade de inserir 6 constantes diferentes para várias condições que podem estar presentes em tanques de combustível de alumínio típicos. Embora esta característica seja um método de modelagem das características térmicas do tanque de combustível para que as temperaturas do tanque de combustível possam ser previstas, não é um método aceitável de modelagem do tanque de combustível se não fornecer resultados precisos. Pode ser necessário desenvolver um modelo separado de temperatura do tanque de combustível que forneça as temperaturas do tanque de combustível precisamente (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

O tipo de modelo térmico que é necessário para mostrar a conformidade dependerá do método de conformidade selecionado para os diferentes requisitos. Para os tanques de combustível que tenham uma inflamabilidade equivalente ao de um tanque de combustível de asa de alumínio não aquecido, um modelo térmico de tanque de combustível pode não ser necessário se o método de avaliação de inflamabilidade qualitativa for usado. Para outros tanques em que os níveis de inflamabilidade específicos devem ser mostrados, a modelagem térmica será necessária se a temperatura do combustível afetar a inflamabilidade do tanque de combustível.

Segundo o Advisory Circular (2008), quando um tanque de combustível é aquecido ou arrefecido por uma mudança na temperatura do ar, a resposta da temperatura do combustível é aumentar ou diminuir, respectivamente, seguindo uma lei exponencial de decaimento. No solo, a temperatura do ar é considerada temperatura ambiente na localização do avião, e em voo será a temperatura total do ar (TAT - *Total Air Temperature*). Essa tendência exponencial é conduzida pela diferença de temperatura entre o combustível e o TAT, e a resposta da massa do combustível e do tanque. Pode ser representado pela constante de tempo de decaimento exponencial do sistema Tau, e uma temperatura de equilíbrio que a temperatura do combustível alcançará eventualmente. A temperatura de equilíbrio para um tanque totalmente não aquecido será muito próxima da temperatura do ar e pode ser expressa como uma diferença de temperatura a partir da temperatura ambiente no solo e TAT em vôo. Para este método, a diferença de temperatura será chamada Delta T.

Ao tirar dados de um teste de voo, os valores de Tau e Delta T podem ser aproximados em função da carga de combustível e da temperatura do ar. Este método requer a gravação das temperaturas do tanque de combustível e do TAT em intervalos regulares durante condições críticas de operação do solo e voo, de modo que as características térmicas do tanque de combustível possam ser estabelecidas (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

Quanto ao teste de conformidade, o mesmo deve incluir condições de terra e voo com quantidades de combustível variáveis e qualquer transferência de calor de fontes geradas pelo avião para o tanque de combustível nas condições críticas. O modelo de Monte Carlo inclui a capacidade de usar 6 valores diferentes de Tau, e testes suficientes para confirmar a validade de cada um dos valores utilizados no

modelo devem ser feitos. Além disso, as características térmicas da parte crítica do tanque de combustível em relação à formação de vapores inflamáveis devem ser utilizadas no modelo Monte Carlo e validada pelo teste. Segregações incorporadas na maioria dos tanques de combustível resultam em volumes segmentados que podem afetar significativamente a transferência de calor e, portanto, a inflamabilidade dentro do volume do tanque.

Se barreiras ou paredes resultarem em volumes separados dentro do tanque e evitando a mistura do combustível e/ou vapores no tanque, cada um desses volumes deve ser avaliado de forma independente para determinar a exposição do pior caso para esse tanque. A validação pode incluir uma avaliação qualitativa das fontes de calor (transferência de combustível quente, trocas de calor hidráulico, linhas de retorno de combustível, pacotes ECS, etc.) e características térmicas de diferentes porções do tanque de combustível para fundamentar a localização crítica para a avaliação do teste de Taus (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

A medição da temperatura é feita através de sensores localizados de acordo com a configuração do tanque e considerando as condições críticas. As temperaturas do tanque de combustível devem ser medidas de modo a que a variação da temperatura média do combustível em massa em cada tanque afetado em solo e em vôo versus tempo possa ser determinada.

O número mínimo de condições de teste necessárias para validar a modelagem térmica do tanque de combustível dependerá do número de variáveis que possam afetar a temperatura do tanque de combustível. Por exemplo, seria necessário um mínimo de dois voos de teste para a missão curta para o avião e um para a missão longa para um projeto CWT (*Center Wing Tank*) típico para abordar todas as possíveis variações.

A missão curta deve incluir pelo menos 30 minutos de operação terrestre antes do voo e a longa missão pelo menos 90 minutos de operação no solo antes do voo. Para toda a missão - isto é, desde o arranque dos sistemas de avião até a conclusão do voo -, as temperaturas devem ser registradas no(s) tanque(s) de teste em locais para representar a temperatura do combustível em cada seção de teste(s) a menos que uma avaliação qualitativa mostre que menos locais podem ser justificados.

Para esta discussão, TAT é usado para representar a temperatura ambiente no solo e TAT em vôo. A temperatura do combustível e TAT devem ser gravados pelo menos uma vez por minuto.

O programa de teste deve ser projetado para abordar a resposta térmica do tanque de combustível em função do tipo de dia, incluindo o teste em dias quentes para entender a resposta térmica do tanque de combustível quando a probabilidade do tanque estar inflamável é maior (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

A seguir, para exemplificar, serão mostradas nos quadros 2 e 3 os resultados de um teste realizado em voo, para um avião hipotético com tanque de asa de alumínio e de longo alcance, utilizando o modelo térmico com base no uso do tempo constante Tau, que é aceitável para o tanque em questão. Os dados incluem o tempo operacional antes e depois do voo.

A temperatura do combustível é registrada a cada minuto e a temperatura média do tanque de combustível é determinada a partir dos dados do teste. (Os dados em intervalos de 10 minutos são mostrados para o exemplo, para economizar espaço.) O valor Tau é estimado para um tanque cheio e diminuiu à medida que o combustível é queimado em voo. Usando o valor de Tau, as temperaturas médias de combustível do tanque podem ser estimadas usando a equação de decomposição exponencial (o termo *Temp de Combustível* nas equações é uma abreviatura para "temperatura média de volume de combustível"):

$$\text{Equação 1 - (Mudança de Temp de Combustível no tempo t) / (Fuel Temp-TAT) = 1 - e^{-t / \text{Tau}}$$

Isso também pode ser escrito como:

$$\text{Equação 2 - Mudança de temperatura do combustível no tempo t = (Temp-TAT de Combustível) x (1 - e^{-t / \text{Tau}})$$

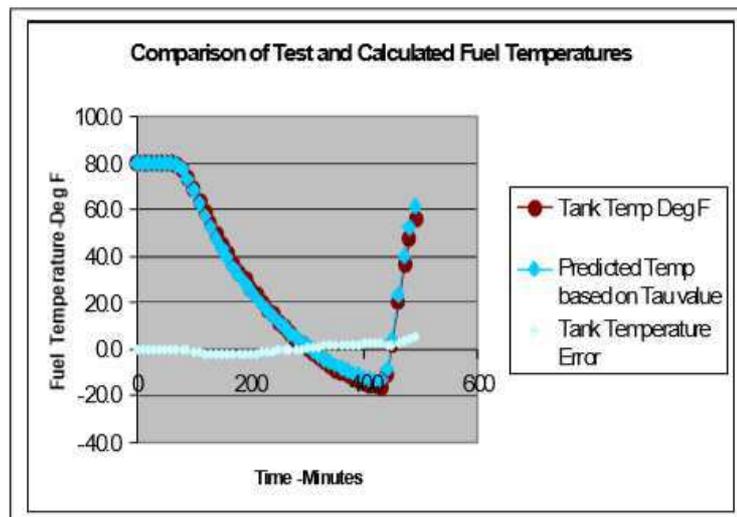
A temperatura de combustível estimada resultante é então comparada aos valores real e Tau corrigidos até obter uma combinação satisfatória, a Figura 8 mostra essa comparação. Isso pode ser feito manualmente ou usando algum

programa de computador. Se não houver aquecimento do tanque, os valores Tau podem ser obtidos diretamente. Se houver um aquecimento significativo do tanque, a temperatura de equilíbrio pode ser encontrada aumentando o valor de TAT para (TAT + Delta T), onde Delta T é a compensação de temperatura de equilíbrio do tanque de TAT.

Neste caso, os valores para Tau e Delta T devem ser encontrados para o tanque. O Tau usado no modelo de Monte Carlo deve ser mostrado para prever as temperaturas do tanque de combustível com um erro de menos de 3 graus por um período de tempo não superior a 5 minutos.

Se a precisão não atingir este nível deve-se usar um Tau que seja ajustado para que a temperatura prevista seja maior e produza um nível de inflamabilidade conservador ou propor um método alternativo de modelagem das temperaturas do tanque de combustível (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

Figura 8 - Comparação do teste e da temperatura de combustível calculada



Fonte: ADVISORY CIRCULAR, 2008.

Quadro 2 - Exemplo de resultados obtidos em testes em voo de um tanque de combustível (Parte 1)

Example of Wing Fuel Tank Flight Test Results (Part 1 of 2)										
Shown at 10 minute increments for this example to save space. Should be recorded at 1 minute intervals							Delta T	Estimated Tau	Predicted Temp based on Tau value	Tank Temperature Error
Time	OAT	Mach Number	TAT	Altitude	Fuel Load	Fuel Temp	Fuel Temp TAT	Actual vs. Predicted		
Min	Deg. F.		Deg. F.	Ft.	%	Deg. F.	Deg. F.	Deg F.		
0	80	0.00	80.0	0	100	80.0	0.0	149.8	80.0	0.0
10	80	0.00	80.0	0	100	80.0	0.0	149.8	80.0	0.0
20	80	0.00	80.0	0	100	80.0	0.0	149.8	80.0	0.0
30	80	0.00	80.0	0	100	80.0	0.0	149.8	80.0	0.0
40	80	0.00	80.0	0	100	80.0	0.0	149.8	80.0	0.0
50	80	0.00	80.0	0	100	80.0	0.0	149.8	80.0	0.0
60	80	0.00	85.9	0	100	80.0	-5.8	149.8	80.0	0.0
70	42.5	0.43	58.2	8750	100	79.5	21.2	149.8	79.4	0.0
80	5	0.57	32.7	17500	100	77.4	44.6	149.8	77.1	-0.2
90	-32.5	0.71	8.5	26250	100	73.9	65.4	149.8	73.4	-0.5
100	-70	0.86	-18.7	35000	100	69.2	87.8	149.8	68.3	-0.8
110	-70	0.86	-18.7	35000	100	63.8	82.5	149.8	62.7	-1.2
120	-70	0.86	-18.7	35000	100	58.8	77.4	149.8	57.3	-1.4
130	-70	0.86	-18.7	35000	100	53.9	72.6	149.8	52.4	-1.6
140	-70	0.86	-18.7	35000	100	49.4	68.1	149.8	47.7	-1.7
150	-70	0.86	-18.7	35000	100	45.1	63.8	149.8	43.3	-1.8
160	-70	0.86	-18.7	35000	100	41.0	59.7	149.8	39.2	-1.8
170	-70	0.86	-18.7	35000	100	37.2	55.9	149.8	35.4	-1.8
180	-70	0.86	-18.7	35000	100	33.6	52.3	149.8	31.8	-1.8
190	-70	0.86	-18.7	35000	100	30.2	48.9	149.8	28.5	-1.7
200	-70	0.86	-18.7	35000	100	26.9	45.6	149.8	25.3	-1.6
210	-70	0.86	-18.7	35000	98	23.7	42.4	146.9	22.4	-1.3
220	-70	0.86	-18.7	35000	94	20.7	39.3	142.2	19.6	-1.1
230	-70	0.86	-18.7	35000	90	17.7	36.4	137.5	16.9	-0.8

Fonte: ADVISORY CIRCULAR, 2008.

Quadro 3 - Exemplo de resultados obtidos em testes em voo de um tanque de combustível (Parte 2)

Example of Wing Fuel Tank Flight Test Results (Part 2 of 2)										
Shown at 10 minute increments for this example to save space Should be recorded at 1 minute intervals							Delta T	Estimated Tau	Predicted Temp based on Tau value	Tank Temperature Error
Time	OAT	Mach Number	TAT	Altitude	Fuel Load	Fuel Temp	Fuel Temp- TAT			Actual vs. Predicted
Min	Deg. F.		Deg F.	Ft.	%	Deg F.	Deg F.			Deg F.
240	-70	0.86	-18.7	35000	87	14.9	33.6	132.8	14.3	-0.6
250	-70	0.86	-18.7	35000	83	12.2	30.9	128.1	11.9	-0.4
260	-70	0.86	-18.7	35000	79	9.7	28.3	123.4	9.5	-0.1
270	-70	0.86	-18.7	35000	76	7.2	25.9	118.7	7.3	0.1
280	-70	0.86	-18.7	35000	72	4.9	23.6	114.0	5.2	0.3
290	-70	0.86	-18.7	35000	68	2.7	21.3	109.3	3.2	0.5
300	-70	0.86	-18.7	35000	65	0.6	19.3	104.6	1.3	0.7
310	-70	0.86	-18.7	35000	61	-1.4	17.3	99.9	-0.4	1.0
320	-70	0.86	-18.7	35000	57	-3.3	15.4	95.2	-2.1	1.2
330	-70	0.86	-18.7	35000	54	-5.0	13.7	90.5	-3.7	1.3
340	-70	0.86	-18.7	35000	50	-6.6	12.0	85.8	-5.1	1.5
350	-70	0.86	-18.7	35000	46	-8.2	10.5	81.1	-6.4	1.7
360	-70	0.86	-18.7	35000	43	-9.6	9.1	76.4	-7.7	1.9
370	-70	0.86	-18.7	35000	39	-10.9	7.8	71.7	-8.8	2.1
380	-70	0.86	-18.7	35000	35	-12.1	6.6	67.0	-9.8	2.2
390	-70	0.86	-18.7	35000	31	-13.2	5.5	62.3	-10.7	2.4
400	-70	0.86	-18.7	35000	28	-14.1	4.5	57.6	-11.6	2.6
410	-70	0.86	-18.7	35000	24	-15.0	3.7	52.9	-12.3	2.7
420	-70	0.86	-18.7	35000	20	-15.8	2.9	48.2	-12.9	2.9
430	-70	0.86	-9.8	33906	17	-16.2	-6.5	43.5	-13.3	3.0
440	-20	0.67	22.1	22969	17	-10.4	-32.5	38.8	-8.1	2.3
450	30	0.48	55.6	12031	16	2.4	-53.2	34.1	4.0	1.7
460	80	0.28	80.0	1094	15	20.8	-59.2	29.9	23.5	2.7
470	80	0.00	80.0	0	15	36.2	-43.8	29.9	40.0	3.8
480	80	0.00	80.0	0	15	47.6	-32.4	29.9	52.3	4.7
490	80	0.00	80.0	0	15	56.0	-24.0	29.9	61.4	5.3

Fonte: ADVISORY CIRCULAR, 2008.

Relatórios de conformidade são feitos para mostrar se a temperatura do tanque de combustível é aceitável. Esses documentos devem incluir dados do teste de voo, as temperaturas previstas do tanque de combustível e o erro associado entre a temperatura prevista e medida durante o teste de voo (ADVISORY CIRCULAR, 2008).

3.3.2 Meios de Redução da Inflamabilidade (FRM - Flammability Reduction Means)

Os métodos disponíveis para limitar a exposição à operação de um tanque de combustível de uma aeronave com espaço inflamável (*ullage*) incluem evitar a formação de vapores inflamáveis e / ou controlar a concentração de oxigênio. Os fatores que influenciam diretamente a formação de vapores inflamáveis incluem as propriedades do tipo de combustível, a temperatura do combustível, a pressão dentro do tanque de combustível e qualquer característica de projeto que aumente o potencial de criar névoas de combustível (ADVISORY CIRCULAR, 2008). As precauções de projeto serão citadas nos tópicos seguintes dessa pesquisa.

Se o FRM é usado, uma simulação do desempenho do FRM deve ser incluída na análise de Monte Carlo. A simulação deve determinar os tempos durante o voo que o FRM é efetivo. Os fatores que precisam ser considerados ao desenvolver a simulação são:

- a) Gerenciamento da transferência de calor no tanque de combustível – fontes de calor dentro ou próximas dos tanques de combustível devem ser evitadas, caso não seja possível soluções técnicas para retirar o excesso de calor devem ser consideradas;
- b) Arrefecimento/Ventilação dos tanques de combustível – para tanques de combustível localizados em locais com pouca ventilação como os tanques centrais localizados na fuselagem ou tanques auxiliares localizados em compartimentos de carga, caso seja necessário, formas de arrefecimento podem ser previstas para garantir a conformidade;
- c) Controlando a pressão do tanque de combustível - O aumento da pressão do tanque resulta em uma redução na inflamabilidade do tanque de combustível;
- d) Combustíveis com o ponto de inflamabilidade mais elevados – restringir o uso de combustíveis com o ponto de inflamabilidade elevado. Lembrando que os tipos de combustíveis utilizados em uma aeronave devem passar pela aprovação do órgão certificador;
- e) Concentração de Oxigênio- A inertização dos tanques de combustível é um meio eficaz de reduzir ou eliminar a exposição à inflamabilidade. Esse método reduz a quantidade de oxigênio dentro do tanque ao inserir o gás inerte. Mais detalhes serão abordados nos tópicos seguintes;

- f) Mudança de temperatura durante à noite – deve ser considerada nas análises;
- g) Demonstração de conformidades;
- h) Considerações de Confiabilidade do Sistema - O tempo total que o tanque de combustível é inflamável não pode exceder 3% do FEET que é o tempo total, incluindo o tempo de terra e de voo. Como uma porção desses 3%, se o Meio de Redução de Inflamabilidade (FRM) for utilizado, cada um dos seguintes períodos de tempo não pode exceder 1.8% dos pés: quando qualquer FRM está operacional, mas o tanque de combustível não é inerte e o tanque é inflamável; quando qualquer FRM é inoperante e o tanque é inflamável.

3.3.3 Parâmetros usados para Análise de Monte Carlo

O modelo térmico do tanque de combustível e a quantidade de combustível no tanque são entradas necessárias para determinar a inflamabilidade do tanque de combustível para um tanque de combustível sem FRM. O desempenho de um FRM também deve ser fornecido se estiver instalado. As entradas para o modelo de Monte Carlo e os parâmetros padronizados incluem o seguinte:

- Temperatura ambiente em cruzeiro;
- Temperatura ambiente em solo;
- Ponto de ignição do combustível (*Fuel Flash Point*);
- Distribuição do comprimento de voo;
- Perfil de subida e descida do avião;
- Tempo de pré-voo e pós-voo; Os tempos de pré-voo são fornecidos em função do tempo de voo pelo Modelo de Monte Carlo no Manual do Usuário e o tempo de pós-voo é uma constante de 30 minutos;
- Taxa de evolução do oxigênio (incluído no modelo quando o FRM é usado);
- Mudança de temperatura durante à noite (quando o FRM é adicionado).

3.3.4 Parâmetros específicos do avião que devem ser considerados na Análise de Monte Carlo

As entradas específicas do avião devem refletir as condições de operação ou configuração mais severas do avião em relação à exposição e à inflamabilidade do tanque de combustível, sendo:

1. Altitude de cruzeiro do avião;
2. Quantidade de combustível no tanque. Se a quantidade de combustível afetar a inflamabilidade do tanque, entradas para a análise de Monte Carlo que representem a quantidade atual de combustível dentro do tanque ao longo de cada começo de voo devem ser fornecidas. Valores de entrada para a base de dados devem ser obtidos por dados de teste em solo e em voo ou procedimentos aprovados pelo FAA;
3. Número de *mach* (relação entre a velocidade verdadeira e a velocidade do som) do avião em cruzeiro;
4. Máximo alcance do avião;
5. Características térmicas do tanque de combustível. Se a temperatura do combustível afeta a inflamabilidade do tanque, as entradas que representam a temperatura média dentro do tanque em cada ponto e em cada um dos voos avaliados devem ser fornecidas para a análise de Monte Carlo. Para tanques que são subdivididos em compartimentos, entradas da temperatura média de cada seção devem ser providenciadas. Os valores de entrada devem ser obtidos a partir de dados de teste em solo e em voo ou de um modelo térmico do tanque que tenha sido validado por dados de teste em terra e em voo. Os dados de entrada térmica devem refletir as condições de operação ou configuração mais severas do avião;
6. Limite máximo de temperatura de operação do avião, conforme definido no manual de voo do avião para o tipo específico de aeronave;
7. Utilização do avião. O requerente deve fornecer dados que suportem o número de voos por dia e ao número de horas por voo para o modelo de avião específico em avaliação. Se não houver dados da frota de aviões existentes para suportar o avião a ser avaliado, o requerente deve substanciar que o número de voos por dia e o número de horas por voo para esse modelo de avião é consistente com os dados da frota que se propõe utilizar;

8. *Fuel Tank Flammability Reduction Means Model*. Se o FRM for usado, um programa de Monte Carlo aprovado pela FAA deve ser usado para mostrar o cumprimento dos requisitos de inflamabilidade do tanque.

O programa deve determinar os períodos de tempo durante cada fase de voo quando o tanque de combustível ou compartimento no qual o FRM seria inflamável. Os seguintes fatores devem ser considerados ao estabelecer esses períodos de tempo:

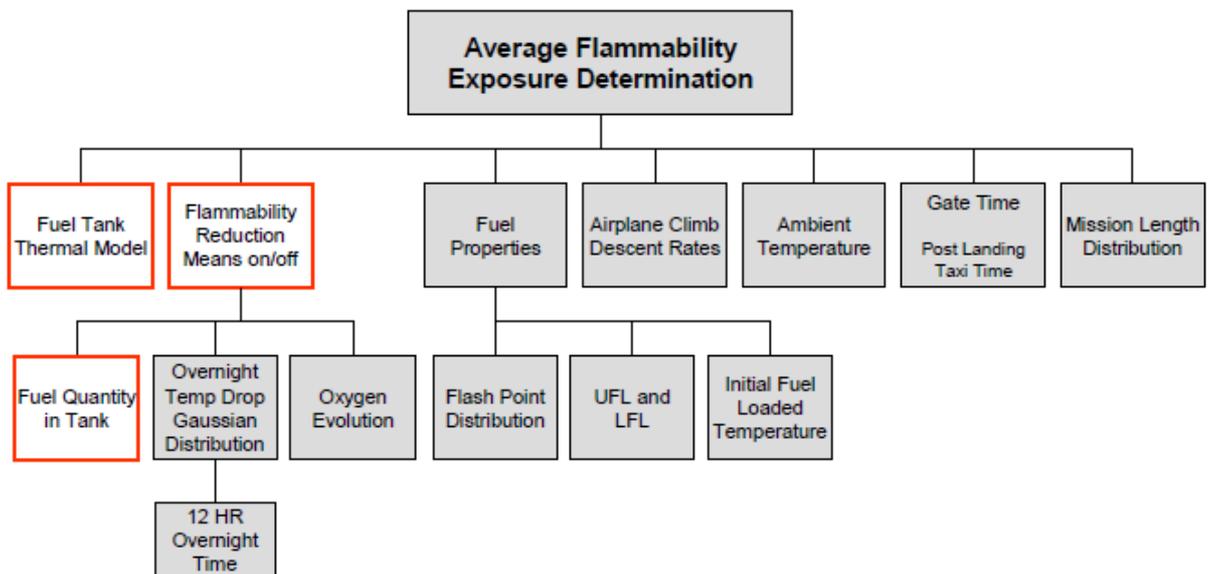
- a) Quaisquer períodos de tempo ao longo do tempo de avaliação da exposição à inflamabilidade e em todas as condições de funcionamento esperadas, quando o FRM estiver funcionando corretamente, mas não consegue manter um depósito de combustível não inflamável devido aos efeitos do sistema de ventilação do tanque de combustível ou outras causas;
- b) Se for solicitada a expedição com o sistema inoperante de acordo com a Lista Mínima de Equipamento Mínimo (MMEL), o período de tempo assumido na análise de confiabilidade (60 horas de voo deve ser usado para um limite de expedição MMEL de 10 dias a menos que um período alternativo tenha sido aprovado pelo Administrador);
- c) Frequência e duração dos períodos de inoperância de FRM, substanciados por testes ou análises aceitáveis para a FAA, causadas por falhas latentes ou conhecidas, incluindo paradas do sistema de aviões e falhas que poderiam causar o FRM desligar ou ficar inoperacional;
- d) Efeitos de falhas do FRM que poderiam aumentar a exposição à inflamabilidade do tanque de combustível;
- e) Se for utilizado um FRM que seja afetado pelas concentrações de oxigênio no tanque de combustível, os períodos de tempo em que a evolução de oxigênio do combustível resulta no tanque ou no compartimento de combustível que excede o nível inerte. O requerente deve incluir qualquer momento em que a evolução do oxigênio a partir do combustível no tanque ou compartimento sob avaliação, resultaria num tanque de combustível inflamável. A taxa de evolução do oxigênio que deve ser utilizada é definida no Manual do Utilizador do Método de Avaliação de Inflamabilidade do Tanque de

Combustível, datado de maio de 2008, documento DOT / FAA / AR-05/8 (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998d);

- f) Se for utilizado um FRM de sistema de inércia, os efeitos de qualquer ar que possa entrar no tanque de combustível após o último voo do dia devido a alterações na temperatura ambiente, durante um período de 12 horas;
- g) O avião deve ser apresentado pelo FAA para aprovação. A análise de inflamabilidade do tanque de combustível afeta a exposição à inflamabilidade, dados de comprovação e quaisquer limitações de aeronavegabilidade e outras condições assumidas na análise (REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL, 2011).

Na Figura 9 podem ser observados alguns parâmetros utilizados para a determinação da exposição média à inflamabilidade.

Figura 9 - Determinação da exposição média à inflamabilidade



Fonte: ADVISORY CIRCULAR, 2008.

4 RESULTADOS

Nas etapas anteriores da pesquisa os dados foram compilados, correlacionados e interpretados. Nessa etapa serão abordadas as alternativas encontradas para evitar a inflamabilidade em tanques de combustível de aeronaves, no caso das aeronaves cuja exposição à inflamabilidade for maior que 3% do tempo de avaliação da exposição à inflamabilidade (*Flammability Exposure Evaluation Time - FEET*) e, assim, atender aos requisitos de certificação exigidos pelas autoridades aeronáuticas.

4.1 Demonstração de conformidade

Conforme o Advisory Circular (2008) há duas opções quanto aos perigos associados à inflamabilidade do tanque de combustível, que são os objetivos principais desse trabalho:

- Controlar a inflamabilidade do tanque de combustível em níveis especificados,
- Mitigar os perigos se a ignição dos vapores de combustível ocorrer.

Os meios de controle incluem a pressurização dos tanques de combustível, controle de temperatura e propriedades do combustível já abordados durante a pesquisa e o sistema de inertização. Para esse método é necessário que uma análise da inflamabilidade seja feita para que seja estabelecida a solução adequada.

Já os meios de mitigação incluem o enchimento do tanque com espuma de poliuretano ou o uso de produtos expandidos de metal, que atenuam os efeitos da ignição. Se esse método for usado, não é necessário determinar a inflamabilidade do tanque de combustível para demonstrar conformidade.

4.2 Material de supressão de explosão feito de espuma de poliuretano reticulado para sistemas de combustível e baías secas.

Existem dois tipos de materiais disponíveis para instalação dentro de tanques de combustível de aeronaves que podem reduzir a inflamabilidade: espuma de poliuretano reticulado e produtos metálicos expandidos - ambos têm mais de uma

aplicação, e ambos exigem a certificação da FAA. Quando instalado dentro do tanque de combustível, ambos os materiais criam suas próprias desvantagens, como aumento de peso, perda de volume de combustível, aumento da temperatura do tanque causando degradação da integridade estrutural da aeronave, FOD e dificuldades de manutenção.

A instalação de qualquer sistema não tem efeito real no sistema de combustível. No entanto a presença dos materiais no tanque de combustível afeta a instalação e remoção de componentes no tanque. Este efeito em aeronaves operacionais deve ser contabilizado na estimativa de custo.

A espuma também requer um manuseio e envoltório especiais para sair do tanque e é difícil de descartar sem danos ambientais.

Os materiais supressivos de explosão atuam como supressores quando instalados em tanques de combustível-tanques porque eles: atuam como dissipador de calor, reduzindo assim as temperaturas em pontos de faísca; quebram ondas de compressão que precedem as frentes de chamas em uma explosão; enriquecem a mistura de vapores nos tanques de combustível, especialmente em tanques com o JP-4 ou combustíveis similares são usados.

Ambos os tipos de materiais fornecem sistemas passivos. Nenhuma peça móvel é necessária, e não é necessário equipamento de instrumentação do *cockpit*. Quando os sistemas são devidamente projetados e instalados, é garantida a proteção em todas as condições do solo e de voo. No entanto, existem desvantagens para utilizar estes materiais, sendo:

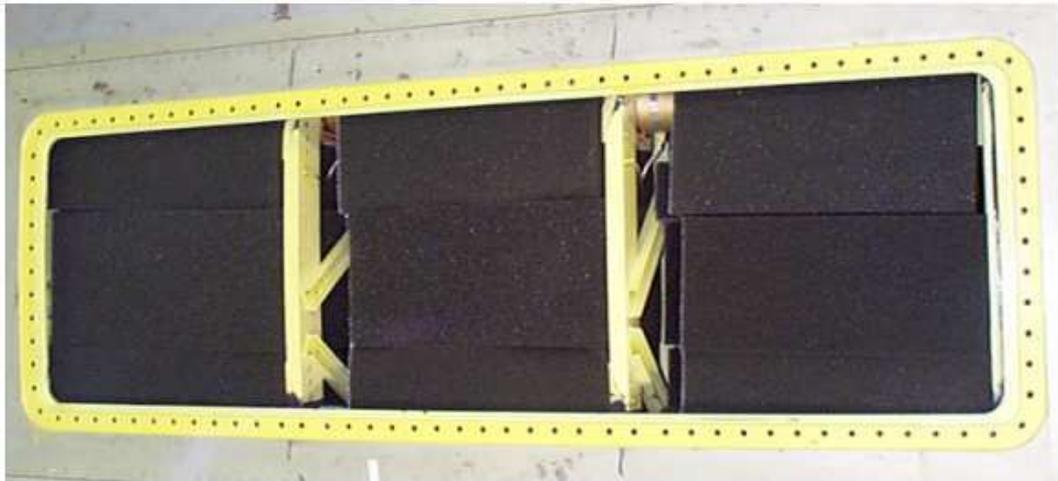
- Ambos reduzem o peso bruto de decolagem e / ou a gama de aeronaves devido ao sistema;
- Aumento de peso e redução em quantidades de combustível utilizáveis;
- Ambos aumentam o tempo de inatividade e o custo da mão-de-obra devido ao tempo adicional necessário para drenar os tanques e remover e substituir os produtos para manutenção no tanque;
- A espuma quando instalada dentro do tanque da asa central pode atuar como um isolador o que poderia dificultar a dissipação térmica da energia térmica produzida pelas *packs* de ar-condicionado montados debaixo do tanque;
- A espuma tem uma vida limitada (aproximadamente 15 a 20 anos).

4.2.1 Espuma de Poliuretano

As aeronaves militares são altamente vulneráveis a incêndios e explosões. Durante o final da década de 1960, a Força Aérea dos Estados Unidos começou a usar a espuma de poliuretano de poliéster reticulado para suprimir incêndios e explosões dentro tanques de combustível.

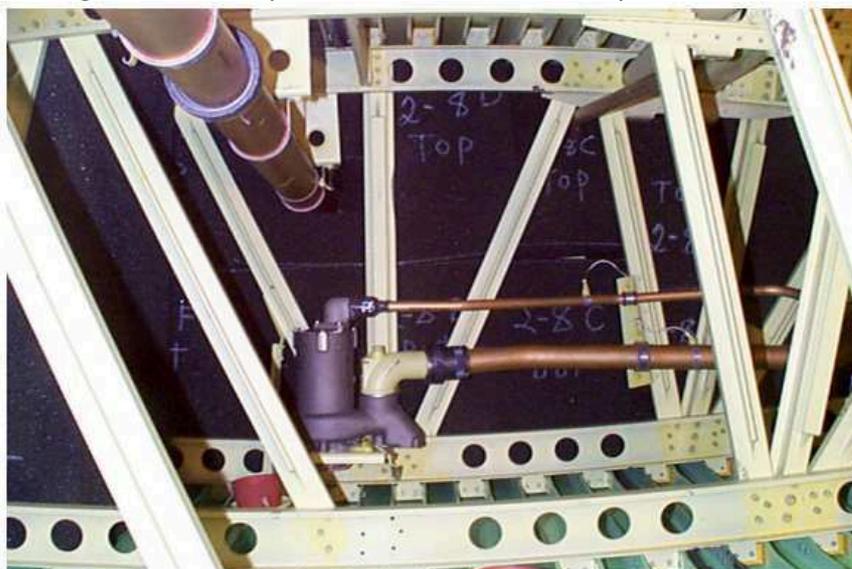
A Figura 10 e a Figura 11 são fotografias de um tanque C-130 típico com espuma instalada. E a Figura 12 mostra o kit de espuma sendo preparado.

Figura 10 - Tanque de combustível com espuma instalada



Fonte: FOAM, 1998.

Figura 11 - Tanque de combustível com espuma instalada



Fonte: FOAM, 1998.

Figura 12 - Kit de espuma sendo preparado



Fonte: FOAM, 1998.

4.2.2 Produtos Expandidos de Metal

Estão sendo feitos testes com esses produtos metálicos, testes começaram a ser feitos, porém, ainda não há aprovação para o uso em aeronaves contra explosões. No entanto, isso não significa que eles não são eficazes, porém, mudanças de projeto deverão ser feitas caso essa tecnologia seja usada (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998a).

Figura 13- Bloco de metal expandido



Fonte: FOAM, 1998.

4.3 Pressurização no tanque de combustível

A pressurização do tanque de combustível é um exemplo típico de tecnologia desenvolvida para combinar os requisitos muito exigentes da aviação militar, que também faz parte do projeto *Falcon* (um avião a jato produzido pela *Dassault*). A experiência de caça-piloto permite que a *Dassault Aviation* crie sistemas de combustível para aviões pressurizados. Esta tecnologia é aplicada aos *Falcon* para reduzir o risco de ignição em tanques e aumentar a segurança. Mas essas aeronaves também se beneficiam de derivações adicionais desta transferência de tecnologia: a transferência de combustível é maximizada, permitindo estratégias inteligentes de transferência de combustível, garantindo alimentação contínua e ótima do motor de combustível durante as manobras da aeronave e usando uma arquitetura de sistema de combustível mais simples, proporcionando maior confiabilidade e Benefícios de manutenção (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b).

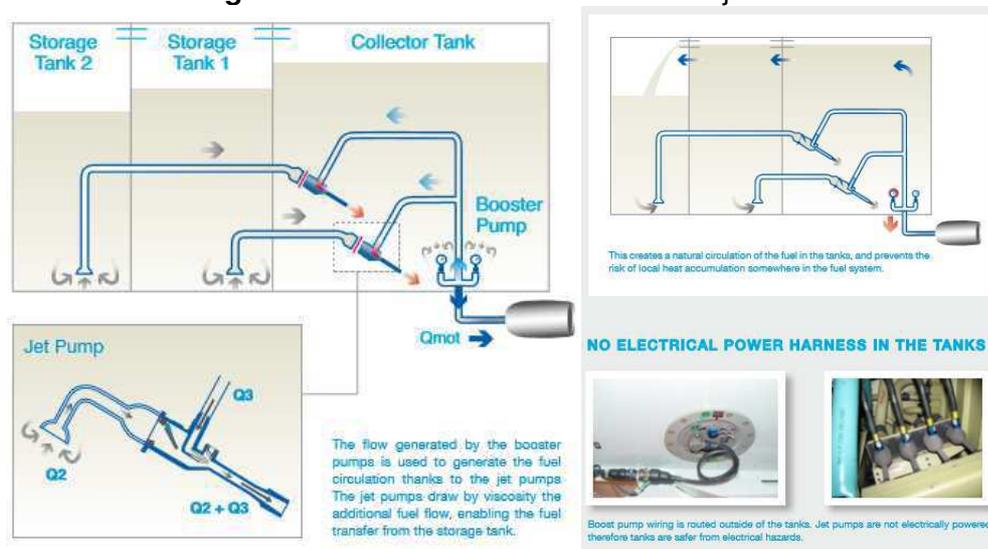
O projeto do sistema de combustível do *Falcon* visa alcançar um alto nível de segurança. Possui uma arquitetura de sistema de combustível segura e eficiente original com tanques pressurizados, atuando sobre a inflamabilidade da mistura de vapor que reside acima do combustível líquido e um caminho de recirculação automática de combustível evitando o acúmulo de calor local do combustível contido. O sistema de combustível também é projetado de forma cautelosa para evitar a transferência de calor de uma fonte térmica externa (como um hot spot), garantindo que os tanques da fuselagem não possam ser aquecidos pela proximidade de um sistema de condicionamento ou que o combustível não seja usado para arrefecer outros sistemas (sangramento de ar, hidráulico, motor). Evita o risco de geração de faíscas através do uso de uma bomba não elétrica para realizar a circulação de combustível: a bomba ejetora (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b).

4.3.1 Jet Pump

Uma das grandes preocupações nas aeronaves de transporte é o uso de bombas elétricas e fiação dentro dos próprios tanques. As bombas ejetoras dentro dos aviões *Falcon* não são alimentadas eletricamente: elas usam a viscosidade do combustível para gerar um fluxo de movimento dentro do tanque. A única bomba elétrica é a bomba auxiliar, cuja fiação está localizada fora do tanque, evitando

riscos elétricos dentro do tanque. As bombas auxiliares extraem combustível (Q_{mot}) para alimentar o motor e para criar uma circulação inicial (Q_3) injetada nas bombas ejetoras localizadas dentro do tanque coletor. Este fluxo inicial (Q_3) irá puxar com ele, um fluxo adicional (Q_2) na bomba ejetora. Cada bomba ejetora está gerando uma transferência de combustível dos tanques de armazenamento para o tanque coletor por viscosidade, preenchendo (por Q_2) o tanque coletor (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b). A Figura 14 mostra o princípio de funcionamento da bomba ejetora.

Figura 14 - Funcionamento da bomba ejetora



Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

Enquanto os tanques coletores cheios se mantêm cheios, as bombas ejetoras criam uma taxa de fluxo adicional em relação ao fluxo de saída gerado pelas bombas auxiliares para alimentar os motores. O excesso de combustível é reintroduzido no tanque coletor através de uma sucessão contínua de “cascatas”.

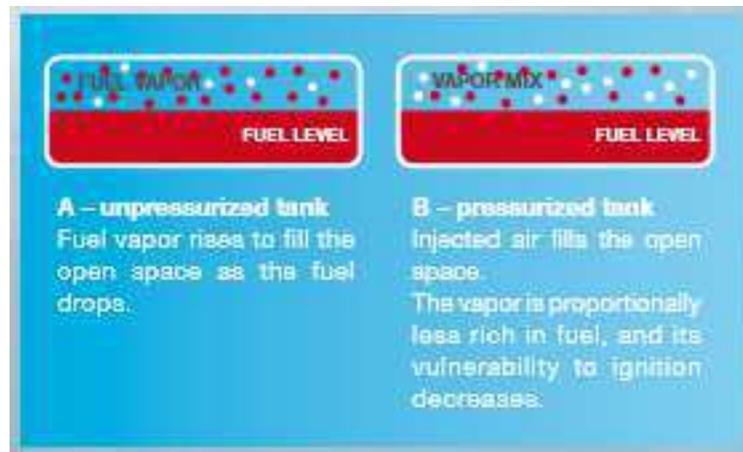
4.3.2 Pressurização

Por mais de 30 anos, todos os aviões *Falcon* foram equipados com um sistema de pressurização de tanques que fornece 3,12 psi (215 mb) a todos os tanques. O aumento de pressão (através da injeção de ar) no tanque compensa o espaço aberto gerado pelo consumo de de combustível e, em seguida, reduz a porção relativa de vapor de combustível na mistura de ar dentro do tanque. A

mistura de combustível / combustão (O₂ neste caso) torna-se menor e o risco de ignição diminui drasticamente.

A pressurização do tanque é uma técnica de inércia simples, eficiente e confiável, quando comparada a outras opções como a adição de nitrogênio em tanques com o uso de geradores de nitrogênio recentemente introduzidos nos transportes comerciais (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b). A Figura 15 mostra uma comparação, do comportamento do vapor de combustível, entre um tanque não pressurizado e pressurizado.

Figura 15 - Comportamento do vapor de combustível com a pressurização do tanque



Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

A especificidade da arquitetura do sistema de combustível *Falcon* é usar a própria função de transferência do sistema de combustível como um elemento ativo da segurança da aeronave, graças a:

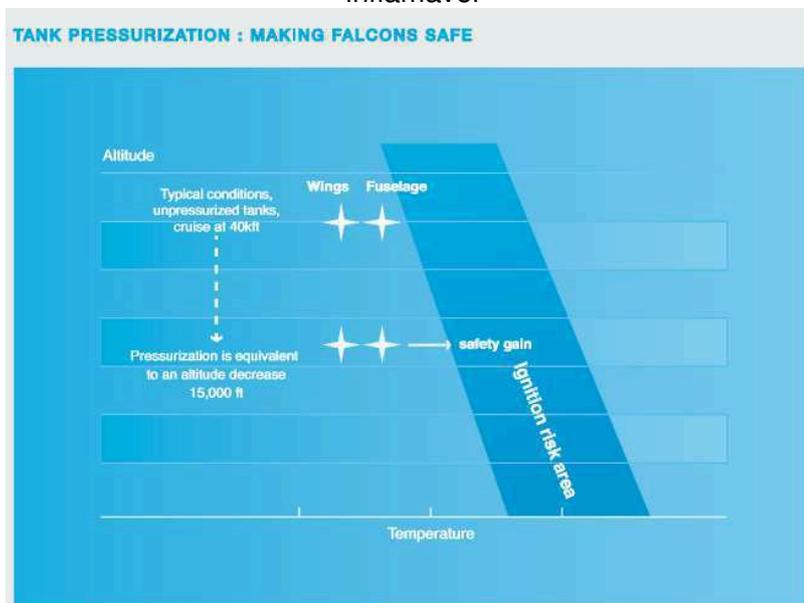
- Uma circulação contínua de combustível, evitando o acúmulo de calor em um tanque; O fluxo de ar aerodinâmico muito limpo cria uma excelente "fonte fria" ao redor das asas. Feito de alumínio, um condutor de temperatura muito bom, a asa garante a transferência de calor entre os tanques e a atmosfera externa fria. Esta filosofia oferece um duplo efeito: a circulação de combustível dentro dos tanques é projetada para melhorar a qualidade do resfriamento pela asa; o modo de operação do sistema de combustível mistura continuamente combustíveis de diferentes sub-tanques, evitando o acúmulo de calor local;
- Uma segregação da energia elétrica do combustível, evitando o risco de faíscas elétricas dentro dos tanques. A circulação e transferência de

combustível são realizadas por bombas ejetoras que são componentes não elétricos. As únicas bombas elétricas são as bombas auxiliares à prova de explosão e as cablagens elétricas são encaminhados do lado de fora dos tanques de combustível. Os únicos dispositivos que utilizam energia elétrica que estão localizados dentro dos tanques são os medidores da quantidade de combustível (probes). O sistema de medição é alimentado a um nível muito baixo, certificando-se de que ele não gera nenhuma faísca que produza energia suficiente para inflamar o combustível, mesmo em caso de mau funcionamento;

- Pressurização do tanque, uma característica única herdada da experiência da aeronave de combate que diminui drasticamente o risco de ignição após uma transferência de energia indesejada, ou seja, uma faísca.

A Figura 16 mostra que o tanque fica na condição não inflamável devido às ações citadas anteriormente.

Figura 16 - Pressurização do tanque de combustível para evitar a mistura fique na condição inflamável



Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

A pressurização aumenta a segurança global nas condições que movimentam o tanque para longe da área crítica. A temperatura do combustível é ligeiramente maior no tanque da fuselagem do que no tanque de asa. A pressurização permite restaurar uma margem de segurança (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b).

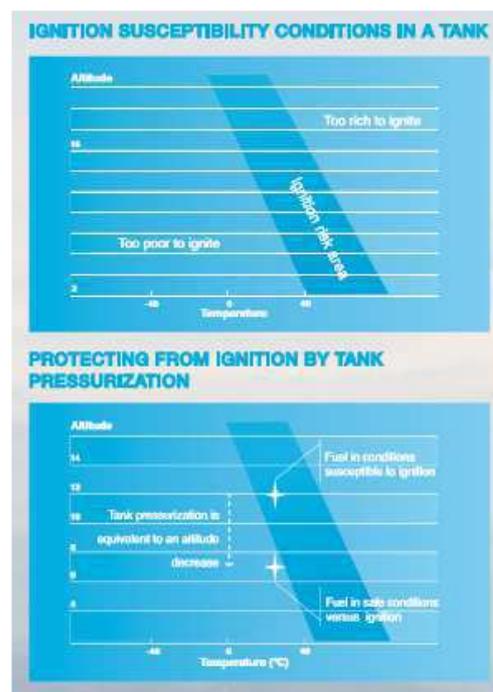
4.3.3 Combustível susceptível à ignição

O risco de ignição é gerado pela mistura de combustível e ar (combustível) que pode aparecer no volume confinado de um tanque de combustível. À medida que o combustível é usado e o nível do líquido cair no tanque, o vapor de combustível aumenta e mistura com o ar dentro do tanque. Tal mistura pode, em uma determinada condição de pressão (ou altitude, a pressão é uma função da altitude na atmosfera) e temperatura, ser suscetível à ignição após uma transferência de energia (faísca, raio, etc.) (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b).

Para além desta gama específica de condições de pressão e temperatura, as condições de ignição diminuem desde: Temperatura mais baixa e menor pressão (quanto maior a altitude menor a pressão), a mistura é muito fraca (magra) para ser acesa; Temperatura mais alta e maior pressão (quanto menor a altitude maior a pressão), a mistura é muito rica para ser inflamada.

Ao modificar as condições de pressão, a pressurização do tanque pode mudar a mistura de vapor da área susceptível para a área "muito pobre para inflamar" como mostra a Figura 17.

Figura 17 - Zonas pobre, inflamável e rica

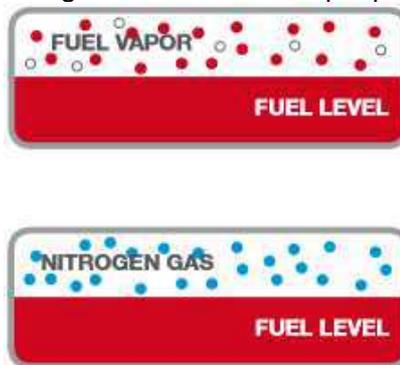


Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

4.4 Inertização com Nitrogênio

À medida que o combustível está sendo usado e o nível do líquido cair no tanque, o vapor de combustível aumenta para preencher o espaço aberto. O vapor de combustível às vezes é inflamável e uma faísca pode inflamar o vapor. Um sistema gerador de nitrogênio preenche o espaço acima do combustível com um gás inerte, fazendo com que a mistura não seja inflamável (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b). A Figura 18 mostra um compare do *ullage* do tanque de combustível ocupado por vapor de combustível e ocupado por nitrogênio.

Figura 18 - Inserção de nitrogênio dentro do tanque para evitar vapor inflamável



Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

O princípio de operação desse sistema é a separação do nitrogênio do oxigênio no ar. O equipamento que faz essa separação dos gases possui uma membrana feita de uma fibra fina com duas camadas: O núcleo, como suporte mecânico; Uma camada externa feita de um polímero que separa o gás. A Figura 19 mostra a membrana de separação de gases.

Figura 19 - Membrana que separa o gás nitrogênio do oxigênio



Fonte: FOCUS N°2 FUEL TANK INERTING, 2010.

4.4.1 On Board Inert Gas Generation System (OBIGGS)

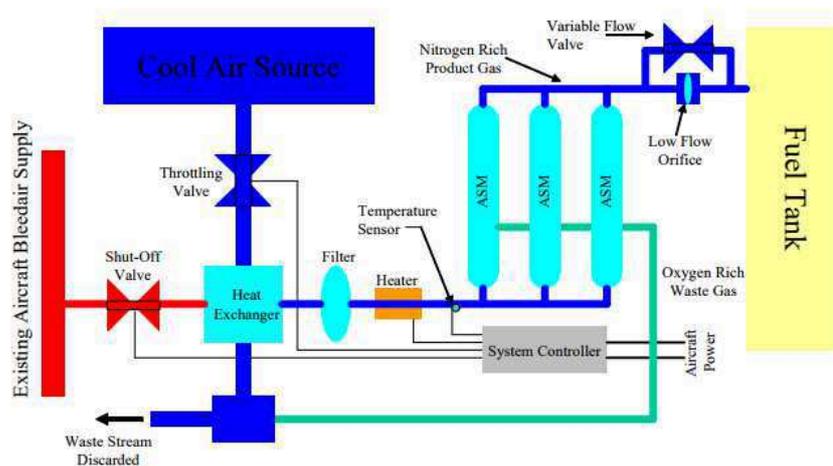
O FAA desenvolveu um sistema de geração de gás inerte com um módulo de separação de ar, *Air Separation Module (ASM)*, que demonstrou ser rentável. Esse sistema utiliza um ar de purga (podendo ser ar sangrado do motor) da aeronave para gerar um ar enriquecido com nitrogênio, *Nitrogen Enriched Air (NEA)*. Durante os testes observou-se a necessidade de maior quantidade de NEA a ser gerada durante o pouso da aeronave para compensar o fluxo potencial de ar do sistema de ventilação de um tanque de combustível, além disso, o combustível do tanque central é consumido antes do que os tanques de asa ficando mais susceptível à explosão, daí a necessidade de se injetar uma maior quantidade de gás inerte nessa condição (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b).

O Ar Enriquecido com Oxigênio (OEA) entra pelo ASM, é permeado e sai rico em nitrogênio. Para fornecer um NEA de alta pureza em um uma baixa taxa de fluxo, utiliza-se um pequeno orifício com alta contrapressão. Para gerar NEA menos puro com alto fluxo utiliza-se um grande orifício com contrapressão menor. O gás rico em nitrogênio que passa através dos módulos é enviado para o tanque de combustível, mais detalhes serão abordados a seguir.

4.4.1.1 Funcionamento do sistema

A Figura 20 mostra um diagrama de blocos, que ilustra os principais componentes do sistema de inércia.

Figura 20 - Diagrama de bloco do sistema de inertização



Fonte: FOCUS N² FUEL TANK INERTING, 2010.

O sistema de inércia opera usando o ar de sangramento do motor de uma aeronave, por exemplo, que passa por uma válvula de corte do sistema, *Shut off valve* (SOV). Quando energizado, o SOV abre, permitindo o fluxo no sistema para um permutador de calor. O permutador de calor aceita uma temperatura de até 450°F e usa um circuito de desvio de refrigeração para arrefecer o fluxo do sistema para uma temperatura operacional ideal, nesse caso de 180°F ± 10°.

O circuito de desvio de refrigeração usa um ventilador para forçar o ar através do permutador de calor e uma válvula moduladora para medir o fluxo de ar. Após o permutador de calor, o ar de purga passa por um filtro e um sensor de temperatura. O ar então passa pelo ASM e a porção NEA sai da tomada ASM enquanto a porção OEA é descartada para o ambiente.

Após o ASM, uma válvula de controle permite que o sistema flua em ambos os modos de baixa (*low flow*) ou alto fluxo (*high flow*). O modo de baixo fluxo foi usado principalmente para o táxi terrestre, decolagem, escalada e cruzeiro do voo, enquanto o modo variável/alto fluxo foi usado principalmente para o pouso. As informações de temperatura e acionamento das válvulas podem ser monitoradas por um sistema controlador.

O NEA é então distribuído para os tanques de combustível, podendo ser distribuído para os tanques centrais e/ou de asa dependendo das necessidades da aeronave. Essa distribuição é feita através de tubulações que podem conter *nozzles* (usinados com furo calibrado) e *shutt offs* para fazer a adequada distribuição de gás inerte nos tanques. (ADMINISTRATION; SAFETY, 1998b). A Figura 21 mostra parte da instalação do sistema de OBIGGS no Boeing 747.

Figura 21 - OBIGGS instalado no Boeing 747



Fonte: Simplified Fuel Tank Inerting System.

4.4.1.2 Cálculo do consumo de ar sangrado

Para determinar a quantidade de ar sangrando que o sistema consome pode-se combinar duas equações, a de entrada e saída do ASM e do que é permeado pelo ASM:

$$\text{Equação 3 - } \dot{Q}_{Bleed} = \dot{Q}_{NEA} + \dot{Q}_{Perm}$$

Segue a equação do balanceamento do oxigênio dentro e fora do ASM

$$\text{Equação 4 - } (0.21)\dot{Q}_{Bleed} = [O_2]_{NEA} \cdot \dot{Q}_{NEA} + [O_2]_{Perm} \cdot \dot{Q}_{Perm}$$

$$[O_2]_{NEA} = \text{NEA Oxygen Concentration}$$

$$[O_2]_{Perm} = \text{OEA Oxygen Concentration}$$

Combinando as equações 1 e 2, têm-se a sangria do fluxo de ar da sangria.

$$\text{Equação 5 - } \dot{Q}_{Bleed} = \dot{Q}_{NEA} \cdot \frac{([O_2]_{NEA} - [O_2]_{Perm})}{(0.21 - [O_2]_{Perm})}$$

4.4.1.3 Considerações gerais

Este novo sistema oferece um alto nível de proteção contra a inflamabilidade. Porém adiciona custo, peso ao avião devido à integração de equipamentos adicionais, a necessidade de um sangramento de ar dos motores e a manutenção necessária associada ao gerenciamento de falhas como já é previsto para qualquer tipo equipamento.

4.5 Práticas de projeto para minimizar a exposição à inflamabilidade

As considerações no controle da exposição à operação com misturas inflamáveis no tanque incluem o controle da formação de vapores inflamáveis e/ou concentração de oxigênio. Os fatores que influenciam a formação de vapores inflamáveis incluem o tipo de combustível e as propriedades, a temperatura do

combustível, a pressão no tanque e qualquer recurso de design que aumente significativamente o potencial de vapor de combustível a ser criado.

O tempo que um tanque de combustível é inflamável, determinado pela análise de Monte Carlo, baseia-se no pressuposto de que os recursos de projeto necessários para evitar a pulverização e a nebulização do combustível no tanque foram incorporados no projeto, portanto esses fatores não são considerados. Em vez disso, as propriedades do combustível e a temperatura e pressão no tanque de combustível são usadas para determinar quando o tanque de combustível é inflamável. As práticas gerais de design que afetam o risco global de inflamabilidade estão descritas abaixo:

1. Vapor e o movimento do combustível: a inflamabilidade dos vapores de combustível em um tanque de combustível pode ser influenciada pela agitação (*sloshing*) e pela pulverização ou névoa de combustível. Esses processos aumentam a área de superfície do combustível, permitindo que mais vapores de combustível evoluam a partir do combustível, o que resulta em uma maior concentração de moléculas de combustível no espaço de armazenamento. As práticas de projeto que reduzem o potencial de agitação, *sloshing*, pulverização e névoa do combustível devem ser incorporadas no projeto para que a inflamabilidade seja minimizada. Exemplos de práticas de projeto comprovadas incluem a instalação de defletores (*baffles*) suficientes nos tanques para controlar a passagem de combustível e devolver qualquer combustível usado para refrigerar bombas de combustível na parte inferior do tanque. A Seção 6 do relatório do SAE AIR 1662 (2017) descreve as práticas de projeto recomendadas para minimizar os riscos associados ao carregamento eletrostático em tanques de combustível. Várias destas práticas referem-se a minimizar a formação de vapores inflamáveis, incluindo: introduzir o combustível a baixa velocidade perto da parte inferior dos tanques de combustível de modo que a entrada seja coberta no início do processo de reabastecimento ou transferência de combustível; direção do fluxo de combustível para uma superfície condutora aterrada para reduzir a acumulação de carga eletrostática; usando um sistema de distribuição equilibrado para garantir que todas as baías do tanque de combustível estejam preenchidas para níveis iguais para ajudar na redução da velocidade

do combustível (isso minimiza o tempo de relaxamento da carga e a formação da névoa);

2. A temperatura e o tipo de combustível já explicado em tópicos anteriores;
3. Controle da concentração de oxigênio.

Quanto maior a concentração de oxigênio, maior a pressão que se desenvolve no tanque de combustível durante um evento de combustão. Portanto deve-se estabelecer a concentração de oxigênio aceitável com base na avaliação da capacidade estrutural e pressão máxima do tanque de combustível. Lembrando que segundo o apêndice N da parte 25, o tanque é considerado inerte quando a concentração média de oxigênio em massa dentro de cada compartimento do tanque é 12 por cento ou menos do nível do mar até 10.000 pés Altitude, aumentando linearmente de 12 por cento a 10.000 pés para 14,5 por cento a 40.000 pés de altitude e extrapolando linearmente acima dessa altitude, essa é uma referência aceitável para os tanques de combustível do avião da categoria de transporte inertizados com nitrogênio.

O limite de concentração de oxigênio foi estabelecido usando nitrogênio enriquecido para deslocar o oxigênio. A concentração admissível de oxigênio varia com o tipo de gás inerte utilizado. Se for utilizado outro gás de inerte deve-se comprovar a concentração admissível de oxigênio necessária para demonstrar a conformidade.

Diante dos resultados apresentados no tópico 4 desse trabalho pode-se notar que o método escolhido para reduzir a inflamabilidade dentro dos tanques de combustível depende da configuração da aeronave.

Na maioria dos aviões comerciais, por exemplo, é mais vantajoso o uso do OBIGGS ao invés da pressurização. Isso acontece porque a pressão a ser aplicada no tanque, nessa situação, precisaria ser relativamente alta para reduzir a inflamabilidade de forma efetiva o que implicaria em reforços estruturais e conseqüentemente o aumento dos custos e do peso da aeronave.

Portanto deve-se avaliar qual método melhor atende as condições de uma aeronave de forma eficiente, leve e com menor custo.

5 CONCLUSÃO

Devido ao grande número de acidentes ocasionados pela explosão de tanques de combustível de aeronaves o órgão regulador norte americano de aviação, o FAA passou a criar requisitos para a redução da inflamabilidade.

Durante a abordagem deste trabalho foram citados fatores que podem influenciar na inflamabilidade de um tanque de combustível de uma aeronave como temperatura, pressão/altitude e as propriedades do combustível.

Destacou-se que um tanque de combustível é considerado inflamável quando a temperatura média do combustível estiver dentro de uma faixa de inflamabilidade para o tipo de combustível que está sendo utilizado. E que a exposição média à inflamabilidade de uma frota para cada tanque de combustível, de aeronaves da categoria de transporte, não deve exceder 3% do FEET.

Foi mostrado também, que existem dois meios aceitáveis para determinar a exposição à inflamabilidade de um tanque de combustível. O método qualitativo, que é permitido se for comprovado que o tanque de combustível é um tanque convencional, de asa de alumínio e não aquecido. E para todos os outros tanques de combustível deve-se optar pela Análise de Monte Carlo que é um método estatístico. Uma série de parâmetros são usados para a análise citada anteriormente inclusive o modelo térmico que se trata de uma simulação do comportamento térmico do tanque de combustível em todo o envelope de operação do avião.

Como ações para o problema apresentado, foram citados meios de controlar ou mitigar a inflamabilidade nos tanques de combustível. Os meios de controle incluem a pressurização dos tanques de combustível, controle de temperatura e propriedades do combustível e o sistema de inertização. Já os meios de mitigação incluem o preenchimento do tanque com espuma de poliuretano ou o uso de produtos expandidos de metal, que atenuam os efeitos da ignição. Além dessas alternativas, foi mostrado que, artifícios utilizados durante o projeto de uma aeronave podem colaborar para a redução da inflamabilidade da mesma.

Diante da exposição dessas ideias pôde-se compreender o quão importante é o cumprimento dos requisitos de inflamabilidade em aeronaves para aumentar a segurança dos passageiros.

REFERÊNCIAS

ADMINISTRATION, Federal Aviation; SAFETY, Fire (Org.). **Foam:** Fuel Tank Foam and Expanded Metal Products Task Group. New Jersey: Faa, 1998a. 53 p. Disponível em: <<https://www.fire.tc.faa.gov/pdf/TG4.pdf>>. Acesso em: 29 abr. 2017.

ADMINISTRATION, Federal Aviation; SAFETY, Fire (Org.). **Fuel Tank Inerting:** Aviation Rulemaking Advisory Committee. New Jersey: FAA, 1998b. 53 p. Disponível em: <<https://www.fire.tc.faa.gov/pdf/TG3.pdf>>. Acesso em: 29 abr. 2017.

ADMINISTRATION, Federal Aviation; SAFETY, Fire (Org.). **Fuel Tank Flammability:** Reductin means. New Jersey: FAA, 1998c. 76 p. Disponível em: <https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.981-2A.pdf>. Acesso em: 29 abr. 2017.

ADMINISTRATION, Federal Aviation; SAFETY, Fire (Org.). **Fuel Tank Flammability::** assessment method user's manual. New Jersey: FAA, 1998d. 76 p. Disponível em: < <https://www.fire.tc.faa.gov/pdf/05-8.pdf>>. Acesso em: 29 abr. 2017.

AIRCRAFT FUEL SYSTEM, Chapter 14. Disponível em: <https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_ch14.pdf>. Acesso em: 10 de setembro de 2017.

CAVAGE, William M.; MORRISON, Robert (Ed.). Development and Testing of the FAA Simplified Fuel Tank Inerting System. **Federal Aviation Administration**, Atlantic City International Airport, New Jersey, p.1-11, /. Paper. Disponível em: <<https://www.fire.tc.faa.gov/pdf/systems/Cavage-FAAOBIGGSDevelop&Test.pdf>>. Acesso em: 29 abr. 2017.

DASSAULT SYSTEM, Focus N°2 fuel tank inerting, novembro de 2010. Disponível em: < <http://docplayer.net/27169197-Focus-n-2-fuel-tank-inerting-dgac-dmf5016-november-2010.html>>. Acesso em: 29 abr. 2017.

GONÇALVES, Sérgio Ricardo M. (Comp.). **Sistemas do Boeing 727:** Sistema de combustível. 2006. Disponível em: <<http://727datacenter.net/data/data6.htm>>. Acesso em: 09 set. 2017.

LEFEBVRE, Arthur H. **Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions.** 3. ed. Hoboken, Nj: Crc Press, 2010. 560 p.

REGULAMENTO BRASILEIRO DA AVIAÇÃO CIVIL. Constituição (2011). Emenda nº 130. **Requisitos de Aeronavegabilidade:** AVIÕES CATEGORIA TRANSPORTE. **RBAC nº 25,** 2011. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/participacao-social/audiencias-e-consultas-publicas/audiencias/2012/02/2-rbac-25-anexo-a-resolucao-emenda-130.pdf>>. Acesso em: 29 abr. 2017.

ENCYCLOPAEDIA BRITANNICA, TWA Flight 800. Disponível em: <<https://www.britannica.com/topic/TWA-flight-800>>. Acesso em: 1 mai. 2017.

U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Advisory Circular**. 2008. Disponível em: <https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.981-2A.pdf>. Acesso em 29 abr. 2017.

VANDERWAL, J.; DESJARDINS, P. **PROVA Infalível: TWA 800** [Dublado] Documentário Discovery Science. Coordenação de Stacey Dodge. Intérpretes: Shawn Devlin. Roteiro: Aeylya Husain. Música: Legativity Music Inc. s/d. 43 min. Som. Colorido. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=9of_A-GVX2c>. Acesso em: 16 abr. 2017.

Federal Aviation Administration. TWA Flight 800, Boeing 747-100, N93119 - **Lessons Learned**. Disponível em: <http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=21>. Acesso em: 16 abril 2017.