

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Carlos Eduardo Takikame

**CONTROLE E GERENCIAMENTO DE
MOTOR AERONÁUTICO FADEC**

Taubaté- SP

2016

Carlos Eduardo Takikame

**CONTROLE E GERENCIAMENTO DE
MOTOR AERONÁUTICO FADEC**

Monografia apresentada para obtenção do
Título de Especialização em Engenharia
Aeronáutica. do Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade de Taubaté.
Orientador: Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare
Giacaglia

**Taubaté-SP
2016**

CARLOS EDUARDO TAKIKAME

CONTROLE E GERENCIAMENTO DE MOTOR AERONÁUTICO FADEC

Monografia apresentada para obtenção do
Título de Especialização em Engenharia
Aeronáutica. Departamento de Engenharia
Mecânica da Universidade Taubaté.
Orientador: Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare
Giacaglia

Data: _____

Resultado: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

Profª Esp. Amanda Almeida dos Santos

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

AGRADECIMENTOS

A primeiramente agradeço Deus por cada dia de vida com saúde e sabedoria, também agradeço minha família pelo tempo dedicado, e a todos os amigos e professores da UNITAU que contribuíram a desenvolver minha pesquisa.

RESUMO

O mercado aeronáutico vem cada vez mais desenvolvendo tecnologia de inovação no sistema de gerenciamento dos motores trazendo mais conforto e segurança e reduzindo custo de manutenção, deixando a tripulação com menos preocupação em monitorar os motores e eliminando o Engenheiro de voo. Nestes estudos são apresentados os controladores dos motores a reação aplicada propulsão aeronáutica com ênfases na automação e controle dos sistemas FADEC. Onde é analisado dado sobre a confiabilidade sob o sistema, tempo médio de falhas, princípio de funcionamentos e projetos exigidos na evolução moderna no setor aéreo. Com o estudo sob o sistema de combustível, interfaces, sistema reverso, unidade hidromecânica, sensores. E novo conceito e inovador turbofan DGEN compacto leve e todo elétrico e gerenciado totalmente pelo FADEC.

Palavra chave: FADEC; controles; propulsão; confiabilidade; inovação.

ABSTRACT

The aviation market is increasingly developing breakthrough technology in engine management system of bringing more comfort and safety and reducing maintenance costs, leaving the crew with less concern to monitor the engines and eliminating the flight engineer. In these studies are presented the drivers of motor reaction applied aeronautical propulsion with emphasis on automation and control FADEC systems. Where is analyzed data on reliability in the system, average failure time, principle of runs and projects required in modern developments in the airline industry With the study in the fuel system, interfaces, reverse system, hydro mechanical unit, sensors. And new concept and innovative lightweight compact DGEN turbofan and all electric and fully managed by the FADEC.

Keyword: FADEC; controls; propulsion; reliability; innovation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Primeiro Motor a Jato	14
Figura 2 Diferencia entre de avião propulsão por Hélice e por Reação.	15
Figura 3 Motor a Jato ciclo	15
Figura 4 Sistema de controle do Motor gerenciado pelo FADEC	25
Figura 5 FADEC	26
Figura 6 Sistema de comunicação FADEC	27
Figura 7 Diagrama do Sistema FADEC.....	28
Figura 8 Autothottle Boeing 777	29
Figura 9 Sistema de Potência do Motor	30
Figura 10 Sistema de Referência do FADEC	32
Figura 11 Motor turbo Fan DGEN	35
Figura 12 Sistema de Combustível	35
Figura 13 Sistema de Lubrificação	36
Figura 14 Bombas de óleo e Combustível	37

LISTA DE SIGLAS

AAC – Active Air Clearance

ACC – Active Clearance Control

ADC – Analog to Digital Converter

ADDB – Aircraft Digital Data Bus

AFS – Automatic Flight System

ARINC – Aeronautical Radio, Inc.

BITE – Built In Test Equipment

CDP – Compressor Discharge Pressure

CL – Coefficient of Lift

CM – Control Module

CPR – Compressor Pressure Ratio

CU – Computation Unit

CVG – Compressor Variable Geometry

DAC – Digital to Analog Converter

ECS – Environmental Control System

ECU – Electronic Control Unit

EEC – Electronic Engine Control

EFCS – Electric Flight Control System

EGT – Exhaust Gas Temperature

EHSV – Electro-Hydraulic Servo Valve

EPR – Engine Pressure Ratio

ERU – Engine Relay Unit

FADEC – Full Authority Digital Engine Control

FFG – Fuel Flow Governor

FGV – Fan Geometry Variable

FMGC – Flight Management and Guidance Computer

FMV – Fuel Metering Valve

GA – Go-around Thrust

GRD – Ground

HCU – Hydraulic Control Unit

HMU – Hydro-Mechanical Unit

HP – Horse Power

HPC – High Pressure Compressor

HPSOV – High Pressure Fuel Shut off Valve

HPT – High Pressure Fuel Shut off Turbine

HPTACC – High Pressure Turbine Active Clearance Control

IGV – Inlet Guide Vanes

LPC – Low Pressure Compressor

LPT – Low Pressure Turbine

LPTACC – Low Pressure Turbine Active Clearance Control

MCL – Maximum Climb Thrust

MCT – Maximum Continuous Thrust

NASA – National Aeronautics and Space Administration

PLA – Power Lever Angle

PWR – Power

RAM – Random Access Memory

REMM – Reliability Enhancement Methodology and Modelling

ROM – Read Only Memory

TAT – Total Air Temperature

TLA – Throttle Lever Angle

TRA – Throttle Resolver Angle

TO – Takeoff Thrust

UI – Unit Input

UO – Unit Output

VBV – Variable Bleed Valve

VSV – Variable Stator Vane

WFM – Main Engine Flow

WFR – Augmenter Fuel Flow

WOW – Weight On Wheels Bleed

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	12
1.1 Contextualização	12
1.2 Objetivo	12
1.3 Justificativa.....	13
1.4 Metodologia	13
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	14
2.1 Motores a Jato	14
2.1.1 Engenharia de Controle.....	15
2.1.2 Funções Básicas do Sistema de Controle.....	16
2.1.3 Projeto do Sistema de Controle.....	17
2.1.4 Funções do Controle Básico do Motor	19
2.1.5 Controle de Velocidade do <i>Core E Fan</i>	19
2.1.6 Controle de Aceleração e Desaceleração	20
2.1.7 Controle <i>Variable Stator Vane</i>	23
2.1.8 Velocidade e CDP Mínimo e Limites Máximos.....	24
2.2 Controles de Gerenciamento de Potência	24
2.3 FADEC	26
2.3.1 Funcionamento.....	26
2.3.2 Sistema Controle de Combustível	28
2.3.3 Sistema de Controle Eletrônico do Motor	29
2.3.4 Full Authority Digital Engine Control FADEC.....	31
2.3.5 Vantagens do FADEC	33
2.3.6 Gerenciamentos de Falhas	33

3 METODOLOGIA	34
3.1 Inovações do Motor DGEN Sistema FADEC	34
3.1.1 Estrutura do Motor.....	34
3.1.2 Sistema de Combustível e Alimentação do Motor DGEN.....	35
3.1.3 Sistema de Lubrificação do Motor DGEN.....	36
3.2 Validação e Verificação do Sistema	37
3.3 Relações Entre Computadores e Tripulação	38
4 CONCLUSÃO	39
4.1 Considerações Gerais.....	39
5 REFERÊNCIAS.....	40

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

Com toda automação nos sistemas de controles dos motores veio ao fim do Engenheiro de voo que era o terceiro tripulante da cabine, o engenheiro de voo que fazia todo monitoramento e perfeito funcionamento dos motores da aeronave. Como a tecnologia cada vez mais evoluindo foi desenvolvido a automação dos motores aeronáuticos, é um sistema computadorizado que faz todo monitoramento de funcionamento em toda a fase do motor trazendo economia para empresa aérea e conforto para os pilotos.

Isso também tenha um treinamento e adaptação para a tripulação do sistema, caso ocorra uma falha do sistema, a tripulação deve ter uma tomada de decisão sobre a falha e com o procedimento do manual de cada fabricante e operar a aeronave mecanicamente.

Os sistemas FADEC se tornam mais incontestável é sua grande vantagem, mas não esta livre das eventuais falhas que pode geral incidente. Com isso o setor de manutenção e importante para um bom funcionamento motor e aumentando a segurança de voo.

1.2 Objetivo

O trabalho tem objetivo de coletar informação concreta do funcionamento do motor com sistema FADEC, vantagem e desvantagem do sistema automação sistema de combustível, falhas e confiabilidade e todo ciclo de funcionamento do FADEC, isso traz a inovação da empresa francesa de turbofan para Personal Light Jets *PRICE INDUCTION*.

1.3 Justificativa

Hoje o setor aéreo para aeronaves civil de 4 /6 lugares, a empresa *Price Induction* desenvolveu o turbofan DGEN para equipar aeronaves pequenas, os motores desenvolvido para altitude de cruzeiro 10 mil pés e *Mach* 0,35 com serviço de teto de 25 mil pés, com peso de decolagem de 1.650 a 2.500 kg trazendo uma vantagem superior para aeronaves com motor a pistão fazendo um voo mais seguro e estável com altos níveis de desempenho.

1.4 Metodologia

O trabalho traz uma pesquisa em campo e bibliográfica obtendo vários dados fornecidos pela empresa *Price induction*, com análise em pesquisas em artigo e trabalhos acadêmicos, obtendo na evolução da comercialização dos turbofan Dgen setor aéreo civil Brasileiro.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Motores a Jato

Os motores a jato foram desenvolvidos em 16 de Janeiro de 1930 e *Whittle* pediu a primeira patente concedida em 1932. O projeto exibiu um compressor de dois estágios axial seguido por compressor centrífugo simples *single-sided*.

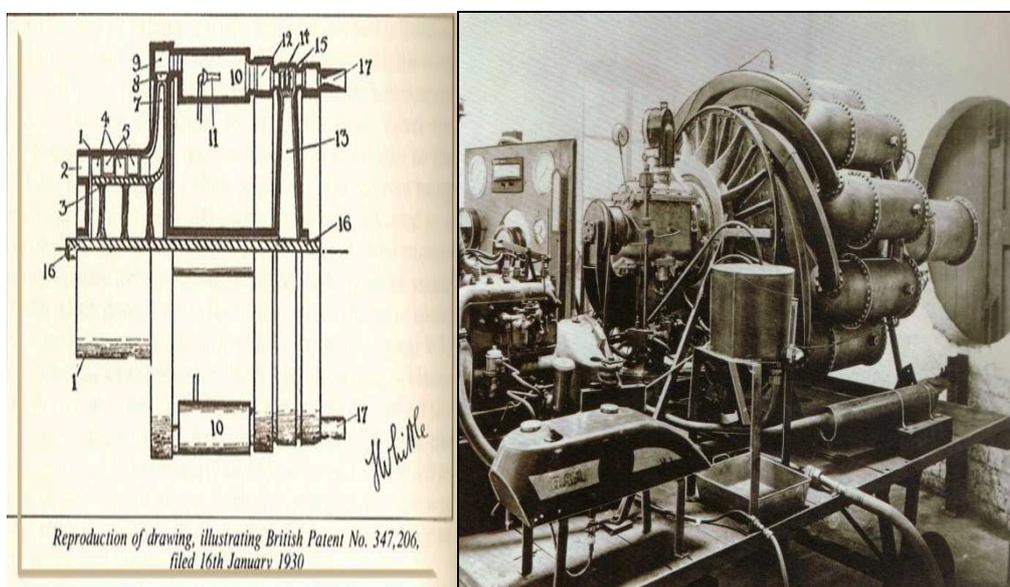


Figura 1 Primeiro Motor a Jato
Fonte: [upload eaglesgate.com/70](http://upload.eaglesgate.com/70)^a 2015

Whittle, mais tarde revisou o projeto para simplificar compressor centrífugo por conta de razões práticas.

A propulsão a jato é aplicada na prática terceira lei de *Isaac Newton*, afirma que para cada força atuando sobre um corpo a uma reação oposta de igual intensidade. Para aviões com motor a jato o corpo e o ar atmosférico, causada a aceleração do ar na medida em que passa através do motor. O motor a jato produz impulso de forma semelhante à de um motor e hélice.

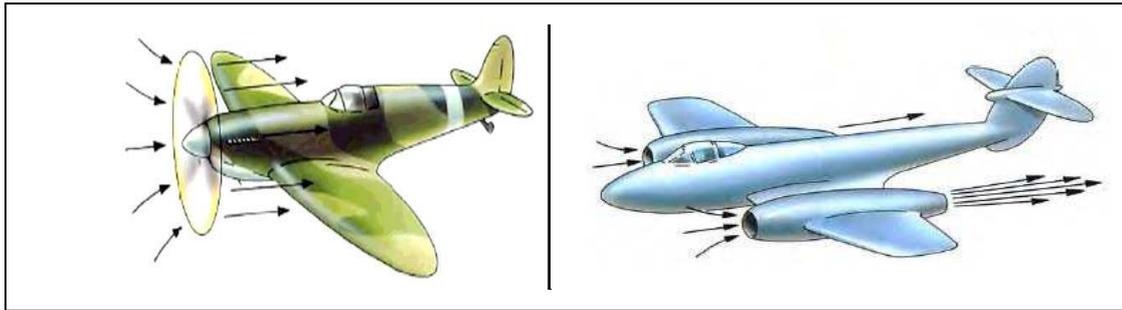


Figura 2 Diferencia entre de avião propulsão por Hélice e por Reação
 Fonte: upload autoentusiastas.com.br/2015 anatomia-de-uma-turbina

Os motores a jato forçam uma grande quantidade de massa de ar para trás, comparativamente a baixa velocidade de um sistema que utiliza uma hélice.

Demonstração do motor a jato em corte do seu ciclo de funcionamento

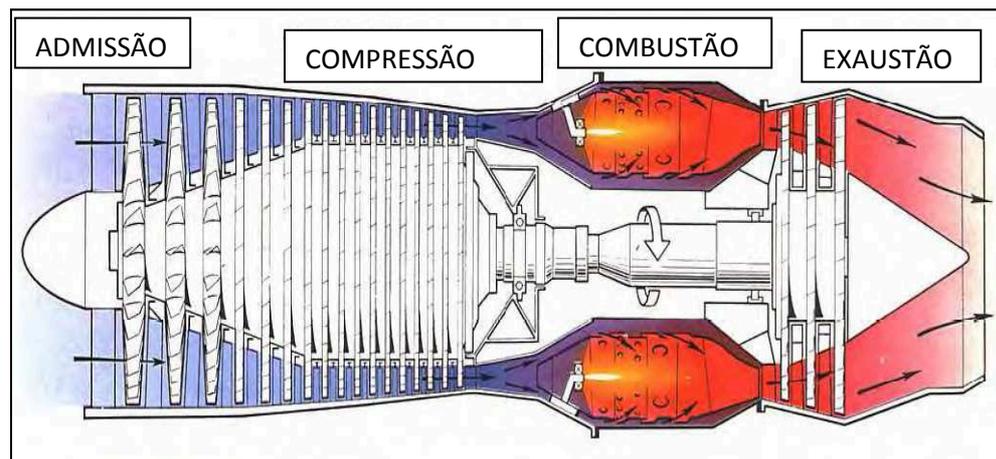


Figura 3 Motor a Jato ciclo

Fonte: upload engi210.blogs.rice.edu/2015/turbine-engine-model/

2.1.1 Engenharia de Controle

A engenharia de controle desenvolve estratégia de controlar todo sistema do motor trazendo um melhor desempenho e segurança para motor aeronáutico.

O sistema de controle tem a definição da composição do sistema mecanizado tipos de controle como, sensores, atuadores, bombas e demais

componentes, que faz a comunicação entre motor da aeronave e a interface que gerencia o motor.

A engenharia de controle esta envolvida em vários projetos de produtos militares, comerciais, marítimos e industriais. Os projetistas dos sistemas de controle são responsáveis em projetar sistemas de combustível, hidráulicos e pneumáticos com especificações requeridas para o motor.

A evolução da engenharia de controle durante as duas décadas passadas foi o controle hidromecânico com uma simples função de ajuste elétrico e analógico, ou mesmo hidromecânico com ajuste elétrico e digital, para controle *full authority* (plena autoridade) com ou sem auxílio da hidromecânico.

O controle é uma estratégia para empregar a evolução e tecnologia para ser empregada em cada vez mais em aeronaves comerciais, civis e militares especialmente com aplicação monomotores.

2.1.2 Funções Básicas do Sistema de Controle

O requisito básico de um sistema de controle de um motor a jato

- Regular e estabilizar a potência de transiente sobre uma faixa de potência do motor.
- Manter os limites seguro de operação.
- Operar o funcionamento do motor mais estável sobre todas as condições de voo.
- Aumentar a eficiência di ciclo do motor.
- Manter respostas necessárias do transiente de empuxo durante as mudanças de potências.

Parâmetros nesta categoria incluem número de *Mach* (velocidade relativa à da propagação do som), temperatura e pressão ambiente, (*WOW*) *weight on wheels bleed*, comando/limite de empuxo e qualquer função específica de entrada. O sistema de controle possui três exigências básicas: regulagem de potência, eficiência e manutenção dos limites seguros de operação.

A estratégia de controle para cada aplicação precisa ter em conta todas as características específicas para cada categoria. Estas três categorias estão inter-relacionadas desde um projeto que necessita prever um empuxo completamente regulado, onde também previne excesso de velocidade, pressão, temperatura e *stall* do motor. A complexidade de um sistema de controle está relacionada diretamente com as especificações fornecidas pelo fabricante, necessidades impostas pelo ciclo, segurança e requisitos especiais ou funções como; reset (reinício) da margem de *stall* adicional, redução de SFC – turbine *clearance control* e demais. Geralmente o controle do motor necessita prover características de empuxo constante e proporcional à rotação a manete de potência do motor. Esta característica da manete de potência com relação ao empuxo necessita ser essencialmente linear.

Uma relação linear da manete de potência é necessária para aprimorar uma sintonia fina de empuxo. O sistema de controle do motor precisa ser ajustado e mantido em um nível preciso de empuxo para prevenir assimetria em aplicação multimotora.

Os melhores meios de controle de empuxo(T) para motores turbo *fans* (turbo ventilador) são para a velocidade programada do *fan* (ventilador), como uma função do ângulo (θ) da manete de potência.

2.1.3 Projetos do Sistema de Controle

Os sistemas de controle do motor são projetados para regular a potência e eficiência através da manipulação das variáveis disponíveis em função dos parâmetros medidos. As variáveis manipuladas são variadas para programar ou ajustar as variáveis controláveis. O projeto do sistema de controle não pode determinar o ajuste das variáveis manipuladas. Elas são definidas pelo ciclo do projeto. Variáveis controladas e parâmetros monitorados são selecionados pelo projeto do sistema de controle por reunirem os requisitos do sistema.

As variáveis controláveis são selecionadas para prover precisão no controle de potencia de saída do motor, transições do motor e limites

operacionais do motor. Fatores que afetam a escolha de variáveis controladas são:

- Influência em acurado ajuste de empuxo;
- Os parâmetros necessitam ser medidos para a programação do sistema de controle necessário em termos de variáveis de controle;
- Necessidade de componente de motor único para maximizar a eficiência e assegurar uma operação livre de *stall*. Motores modernos necessitam de compressor estator e/ou controle de sangria variável.
- Motores militares necessitam de controle de *fan* IGV para distorcer atenuações;
- Requisitos de aplicação e instalação – Algumas aeronaves necessitam da manutenção da pressão de sangria em alguns níveis mínimos aceitáveis, e muitas aeronaves supersônicas necessitam da manutenção dos limites de fluxos de ar dos motores.
- Requisitos para proteger o motor de sobre velocidade, sobre temperatura, *stall* e *blowout*.

As variáveis controladas são de uso comum na atualidade em motores turbofan, incluindo velocidade do *fan* (N1, NF), *core speed* (N2, NC), temperatura da *blade* da turbina de alta pressão (T4B), EGT, pressão da descarga do compressor (PS3), *augmenter fuel flow* (WFR), número de *Mach* da descarga do *fan* (M25, $\Delta P/P$) e geometria variável do compressor e do *fan* (IGV, VSV e VBV). As variáveis manipuladas são parâmetros modulados diretamente pelo sistema de controle para manter o controle das variáveis controladas.

Parâmetros medidos são selecionados para suportar o modo de controle do motor, proporcionando acurada programação sobre todas as condições de voo e mantendo limites de proteções. Diversos são os parâmetros medidos em motores de aeronaves civis e militares: Pressão e temperatura de entrada (T2, P2), pressão ambiente (Po), número de *Mach* da aeronave (M), temperatura de entrada do compressor (T25), pressão de sangria, pressão de descarga do compressor, velocidade de *fan* e *core* posição da válvula medidora de combustível e área de bicos de exaustão.

2.1.4 Funções do Controle Básico do Motor

Certamente que as funções de controle são básicas para todos os atuais sistemas de controles dos motores de aplicação comercial e militar.

Isto inclui programação para velocidades de *fan* ou *core*, programação de combustível para aceleração e desaceleração, programação para o VSV, fluxos máximos e mínimos de combustíveis, velocidade do core e ajustes das pressões de descarga do compressor.

Cada programa de motor militar ou comercial tem seu próprio requisito de sistema de controle, por exemplo, motores militares podem necessitar de um projeto para controle do aumento de fluxo de combustível, bicos de exaustão variáveis ou guias de palhetas de entrada variáveis.

Os motores comerciais requerem gerenciamento de potência, válvulas variáveis de sangria, *clearance control* da turbina e empuxo reverso.

2.1.5 Controle de Velocidade o *Core* e *Fan*

A função primária de um sistema de controle de motor é prover um controle de empuxo linear e acurado a partir de um simples sinal de aceleração. O empuxo de um motor a jato é facilmente controlado pela regulagem do fluxo de ar.

Estudos anteriores para turbo jatos examinaram vários métodos de controle de empuxo, como velocidade do rotor, temperaturas de entrada e saída da turbina e pressão de descarga do compressor.

Cada variável foi estudada pela sensibilidade das eficiências dos componentes; turbina, compressor, habilitando-os para oferecer limites seguros de operação, consequências da mecanização e estudos de programação. Concluíram que o controle de velocidade do rotor era o melhor método para controlar o ajuste de empuxo. Também a de que a melhor variável para ajustar a velocidade do rotor era o fluxo de combustível.

Os compressores podem ser descritos por um mapa de razão de pressão versus o fluxo correto do ar. Na linha de operação, o compressor é um ponto local para manter o estado de operação. O compressor bombeia até os bicos da turbina. A pressão é uma função quadrada. Eventualmente a linha de operação e *stall* interseccionam algumas rotações do rotor.

Esta característica é requisito necessário para a correta limitação de velocidade e controle somente regula a velocidade física, um compressor entra em *stall*, como pode ocorrer em dias frios quando uma baixa temperatura do ar de entrada resulta em alta correção de velocidade. As utilizações de parâmetros corretos como as variáveis controladas permitem a normalização do desempenho do compressor, para a correta programação da velocidade como uma função da manete de potência, o piloto tem controle direto do correto fluxo de ar ou empuxo.

Um ângulo da manete de potência versus a velocidade do core pode ser desenvolvida quando se prove um empuxo constante para qualquer ângulo. Para manter uma velocidade constante e correta em um dado ângulo da manete de potência, é incrementada velocidade física para decrementar a temperatura de entrada do compressor. Este tipo de programação é otimizada para dar uma demanda de empuxo constante - curva do ângulo de potência. A altitude incrementa (*lower Po*) os valores absolutos de empuxo na marcha lenta e máximo empuxo, porem a linearidade de empuxo é mantido.

2.1.6 Controle de Aceleração e Desaceleração

Uma função muito importante do sistema de controle é a programação de combustível para a operação de partida, aceleração e desaceleração do motor.

O programa de aceleração do combustível é projetado para fornecer o fluxo de combustível necessário para uma partida uniforme e rápida aceleração do rotor. Ele também mantém adequada margem no compressor para evitar *stall* e proteção de sobretemperatura dos componentes da turbina. A

programação de desaceleração é projetada para permitir uma rápida redução de velocidade do núcleo, enquanto protege de possíveis problemas com chamas dos bicos de queima.

Quando um motor está em um regime estável, existe um equilíbrio energético em que os controles de medição de combustível, mantêm uma constante velocidade do rotor, o fluxo de combustível precisa ser incrementado para produzir um torque desbalanceado. É este torque desbalanceado que provoca a aceleração do rotor.

Com relação ao mapa do compressor, a razão de pressão do compressor é uma função de fluxo de ar e velocidade corrigida. Em um dado ponto estável, o fluxo de combustível requerido é o conhecido do ciclo. Assim um mapa de velocidade de correção do rotor é necessário e o fluxo de combustível pode ser usado para determinar a razão de pressão do compressor – CPR (*Compressor Pressure Ratio*).

Os estudos têm mostrado que esta relação de aceleração do núcleo pode ser controlada com maior precisão pela programação do fluxo de combustível sobre a pressão de descarga do compressor (WF/PS3) como uma função corrigida da velocidade do núcleo. Isso permite ao projeto o melhor controle sobre as condições de limites de *stall*.

A margem de limites de *stall* é definida como a margem entre o ponto de operação e a linha de *stall*. A margem é dita zero na linha de *stall*.

O projeto da programação das acelerações de desacelerações requer definições da razão WF/PS3 (combustível-ar), que produz rápida aceleração mantendo suficiente margem de *stall* e proteção de sobre temperatura.

Projetar uma nova programação de aceleração é um processo reverso, sendo, realizadas análises dinâmicas de funcionamento em um modelo matemático de motor com margens de *stall*, em uma entrada para definir as linhas de programação de aceleração inicial.

Uma vez que o núcleo é definido, extensivos testes do motor são realizados para definir a linha de estado estável de *stall*.

Esta pode também ser definida como uma linha (banda) de correta relação entre pontos de *stall* WF/PS3 de várias velocidades corrigidas do núcleo. No projeto pode-se trabalhar com estes dados para refinar a programação de aceleração.

A linha limite de *stall* é definida como a mínima margem de *stall* permitida. A partir daqui tolerâncias de órbitas são adicionadas e parâmetros são subtraídos, onde se podem consumir margens de *stall* (WF/PS3). Itens nesta categoria são; VSV - *variable stator vanes* abertos, distorção de entrada do compressor, deterioração, extração de HP (*Horse Power*), variação dos componentes do compressor e área de bicos da turbina (A4), de motor para motor. A seguir a tolerância de programação de combustível para aceleração é subtraída. Neste ponto, o nível do ciclo de transiente é usado para aperfeiçoar a programação de simulação de transição em vários voos ou condições operacionais. Isso permite também a verificação da interação e efeitos do controle dinâmico de malha. Otimizações adicionais podem ser necessárias para assegurar complacência com requisitos exigidos para a transição de empuxo pelas autoridades aeronáuticas. Isto pode implicar em mudanças nas programações de velocidade de marcha, ajustes de aceleração, tolerância e outros controles dinâmicos.

A primeira limitação para o projeto de um programa de desaceleração é o *blowout* do queimador principal. Outras importantes considerações do projeto são os tempos de desaceleração e possíveis variações de velocidades. Dois diferentes recursos podem ser usados para os projetos: a abordagem mais simples é uma constante razão entre WF/PS3 e outra utiliza uma fração do fluxo de combustível da aceleração, normalmente entre 0,4 e 0,6.

2.1.7 Controle *Variable Stator Vane*

O projeto de um compressor e reunir uma alta velocidade em decolagem e cruzeiro, com altas eficiências em velocidade, e também muito eficientes de ocorrer *stall* em baixa velocidade. Corrigindo em regime para baixas

velocidades os estágios frontais bombeiam um maior volume de ar para poder manipular as pressões nos estágios dianteiros dirigi os ao *stall*.

A linha de *stall* do compressor é efetivamente realizada, a partir de uma família de regiões de *stall*, individuais para cada estágio. O fenômeno de *stall* de um compressor é o mesmo experimentado em uma asa. Como a pressão sobe em um estágio, o ângulo de ataque efetivo deve incrementar maior trabalho sobre o fluído. Como o limite do ângulo de ataque é atingido, o fluxo começa a se separar a partir do bordo de fuga, sobre a superfície, fenômeno conhecido como descolamento da camada limite. Isto provoca uma queda no coeficiente de sustentação (CL) deste modo, na razão de pressão do estágio.

Por meio de fechamento das IGV para cada estágio, pelo ângulo de ataque, e pelo fluxo de ar bombeado, tem-se, portanto a redução da razão de pressão no estágio.

O uso de VSV permite ao projeto a alta velocidade-alta razão de pressão do compressor, para operar como uma máquina de baixa razão de pressão em baixa velocidade.

Para otimizar a posição da VSV, testes são feitos para definir o ponto de *stall* de cada estágio em várias velocidades do núcleo. Este processo é aplicado para cada estágio sucessivo, voltando ao ponto onde o problema com bombeamento de baixa velocidade, até não existir mais.

Os estágios frontais terão uma maior posição de abertura em comparação aos estágios traseiros. Desta forma o ângulo de deslocamento das *vane* estatoras diminui, à medida que se direciona aos estágios das estações mais afastadas do compressor.

Normalmente o ângulo solicitado nestes programas é somente no primeiro estágio variável. Observar também que uma falha segura pode ser projetada no programa se um sensor de T25 falha, para uma completa situação de temperatura baixa. O modo de falha normal para o sensor de T25 é indicar temperatura baixa entre -65 °F e -80 °F. A falha segura permite um desempenho adequado do compressor durante as condições de um dia padrão onde as VSV estariam de outras maneiras também muito abertas.

2.1.8 Velocidade e CDP Mínimo e Limites Máximos

O sistema de controle tem de assegurar os limites mínimos e máximos da velocidade do motor e da pressão de descarga do compressor (CDP/PS3) sendo essencial para evitar falhas catastróficas.

A finalidade de limitar a velocidade máxima do núcleo e a proteção da máquina. A utilização deste limitador não é necessária a menos que a velocidade normal de programação esteja com disfunção. Tipicamente a programação de aceleração é projetada para limitar a razão WF/PS3 na velocidade alta do núcleo. A programação ajuste um valor abaixo do requerido para a operação, reduzindo desta forma a velocidade do motor.

Se o sistema opera normalmente, a velocidade pode ser reduzida antes da ocorrência de uma sobre velocidade. Como outra linha de proteção, o efeito da sobrevelocidade aciona mecanismos que são projetados em uma unidade hidromecânica de controle, para cortar o fluxo de combustível em caso da condição de sobrevelocidade.

2.2 Controles de Gerenciamento de Potência.

As aeronaves comerciais geralmente têm seu desempenho limitado para cada fabricante especificando seu empuxo de decolagem, empuxo, empuxo de *climb* máximo e empuxo de contínuo máximo. Todas essas bases são extraídas dos sensores onde é medidas as temperaturas dos gases de exaustão (EGT) quando ocorre um empuxo de decolagem onde é permitido para um motor operar em pouco minutos em potência máxima.

Motores a reação termodinâmica são baseados para operar com um valor constante na (EGT) que variam com a temperatura ambiente para determinar o valor certo de empuxo.

2.3 FADEC

FADEC é *Full Authority Digital Engine control*, Controle Digital do Motor com Autoridade Total.

O sistema FADEC é um controle digital designado por EEC (*Electronic Engine Control*), Controle Eletrônico do Motor ou ECU (*Electronic Control Unit*), Unidade de Controle Eletrônica, e relacionada componentes para controlar a operação do motor aeronáutica.

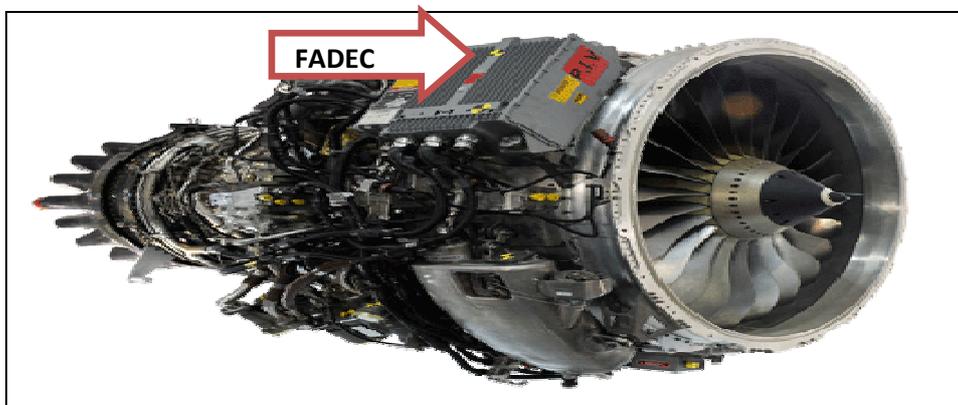


Figura 5 FADEC
Fonte: upload GE 2015

2.3.1 Funcionamento

O sistema FADEC, através de sinais pelo seu sistema digital e calculado e enviado com precisão do valor do fluxo de combustível para ser consumido pelo motor, que desenvolve a potência necessária para aeronave.

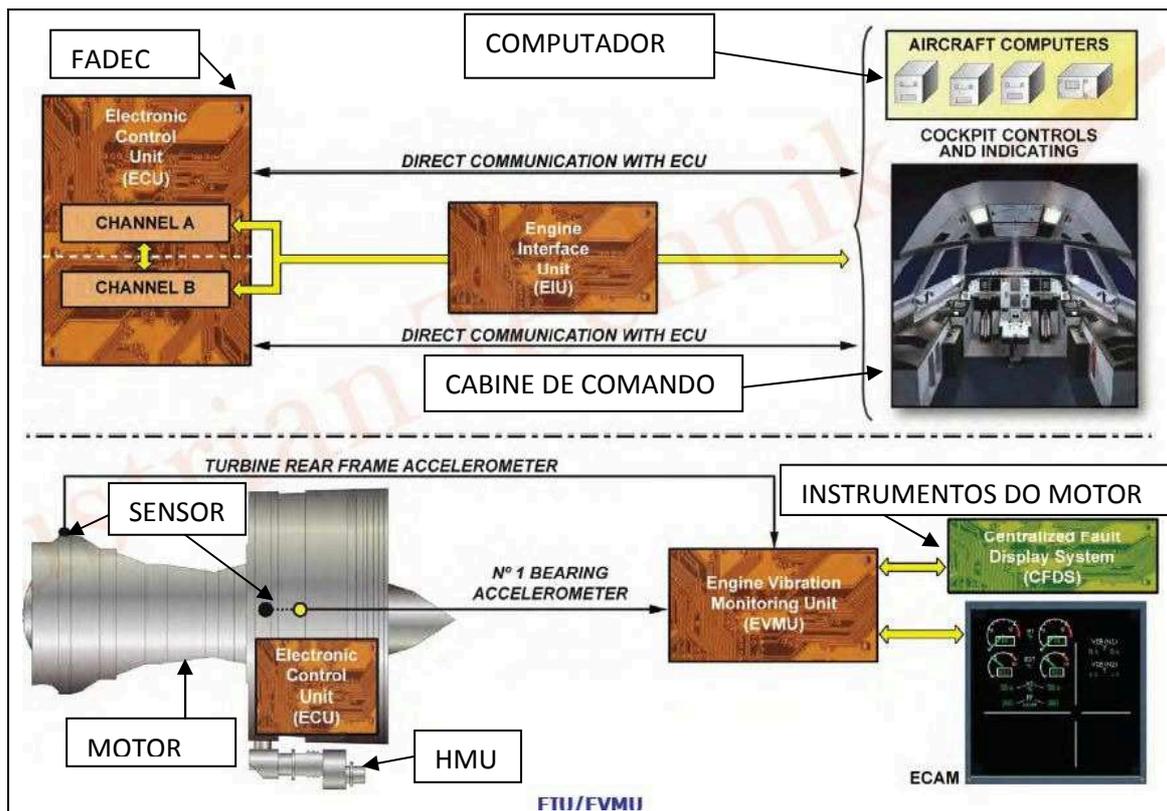


Figura 6 Sistema de comunicação FADEC
 Fonte: upload modificado decwg.org 2015

A função e controlar todo o funcionamento preciso do motor gerenciando e monitorando outras funções VSV (*Variable Stator Vanes*), e VBV (*Variable Bleed Valves*), partida do motor, controle de repartida e controle de *Blade Tip Clearance* da turbina, reverso de empuxo e condições do motor.

Como mostra na figura acima o FADEC tem comunicação com vários sensores instalados no motor.

Monitorando outros parâmetros para o controle de segurança do motor, velocidade do eixo da turbina pressões em vários pontos entre as trajetórias dos gases.

Totalmente integrado com outros sistemas da aeronave como o EFCS (*Electric Flight Control System*) e AFS (*Automatic Flight System*), conectado a estas unidades via ADDB (*Aircraft Digital Data Bus*), é também totalmente compatível com o sistema *fly-by-wire*.

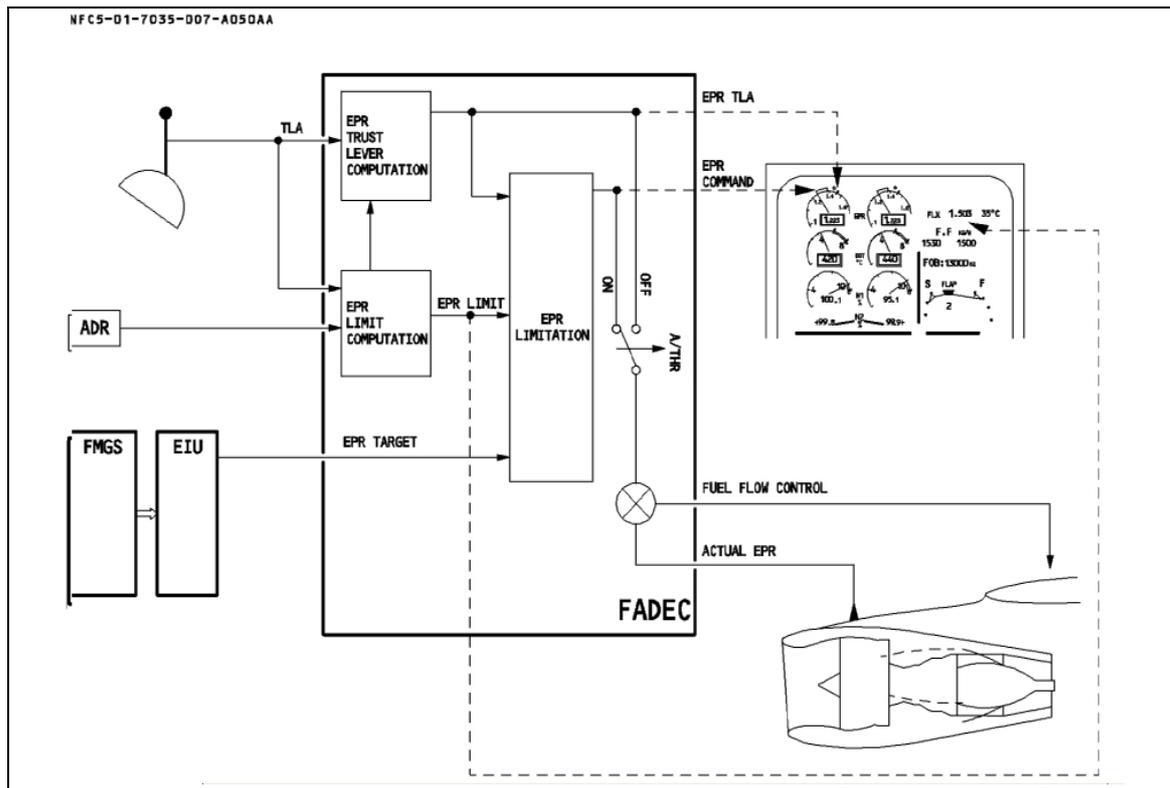


Figura 7 Diagrama do Sistema FADEC
 Fonte: upload pilotscareer 2015

2.3.2 Sistema Controle de Combustível

O sistema de combustível do motor a jato é gerenciado pela velocidade do motor atuando sobre o controle de fluxo de combustível para a câmara de combustão e automaticamente fornece a quantidade exata de combustível para operar o motor.

O controle de combustível é feita através da entrada dos sinais da manete de aceleração, pressão e temperatura de entrada do compressor, pressão de descarga do compressor e velocidade do motor, tirando toda informação para calcular o fluxo de combustível necessário para um ótimo funcionamento do motor.

Os modernos sistemas de controle de combustível são dois grupos de configurações controle do motor hidromecânico e controle eletrônico.

O controle hidromecânico é encontrada no sistema convencional que controla o fluxo de combustível usando um sistema hidráulico, movendo as

manete de aceleração é transmitida mecanicamente para unidade de controle hidromecânica através de cabo de comando. Desta forma as posições da válvula do sistema hidromecânica modula o fluxo de combustível para o motor. Recebendo combustível pressurizado de uma bomba de alta pressão

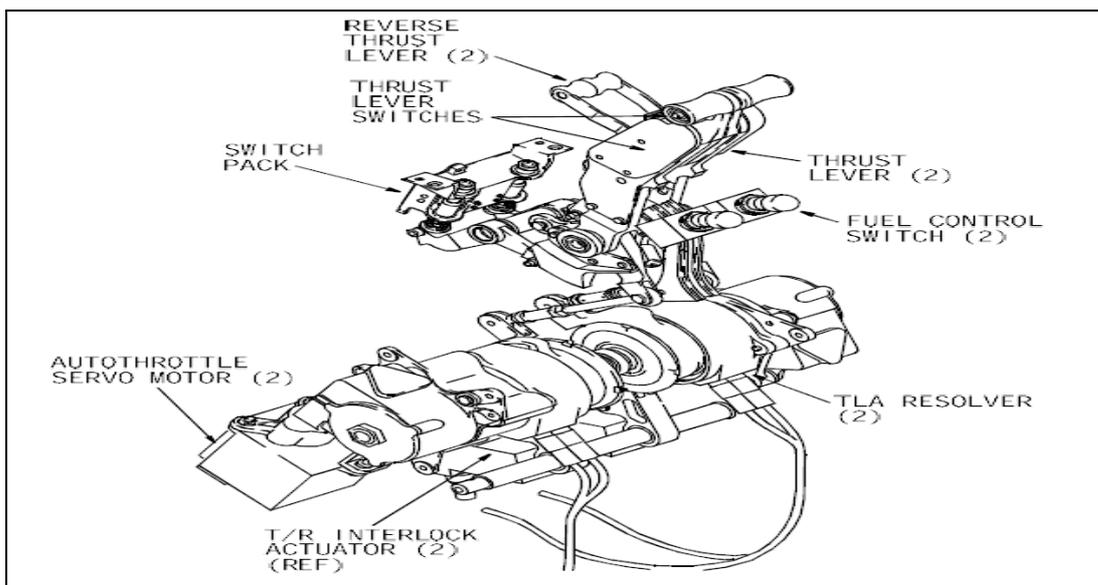


Figura 8 Autothrottle Boeing 777
Fonte: Manual da Boeing 777 ALTEON 2015

2.3.3 Sistema de Controle Eletrônico do Motor

Para obter maior precisão nos controles paramentos do motor, são dois tipos de controle do motor chamado de EEC supervisor e EEC *full authority*.

O sistema EEC atua de forma supervisora, dosando o fluxo de combustível e manter o empuxo desejado do motor, onde o controle primário e dotado de uma complexa unidade hidromecânica HMU *Hidro Mechanical Unit*.

A EEC controla a sintonia fina da operação, desta forma a propulsão desejada em para o desempenho do motor. O *fuel flow governor* FFG controle de fluxo de combustível chamado também de HMU.

O sistema EEC *Full Authority*, controla todas as funções do motor, incluindo o controle propulsão do reverso, elimina a necessidade de utilizar a unidade hidromecânica, que utiliza no sistema EEC supervisorio.

O moderno EEC Full Authority tem alta tecnologia e precisão digital de controlar combustível durante toda operação do motor, o dispositivo e chamado de FADEC Controle Digital do Motor com Autoridade Total.

O FADEC manda um sinal elétrico é convertido em sinais hidráulicos, no motor a jato são definidos dois parâmetros utilizados EPR *Engine Pressure Ratio* ou pressão de baixa do compressor conhecido como N1. Alguns modelos de motor utilizam o parâmetro EPR e também pela N1, isso para caso de falha do sensor ou capacidade de processamento.

A principal tarefa do FADEC e diminuir a carga de trabalho da tripulação e ajusta a potência ideal para toda faixa de operação do motor.

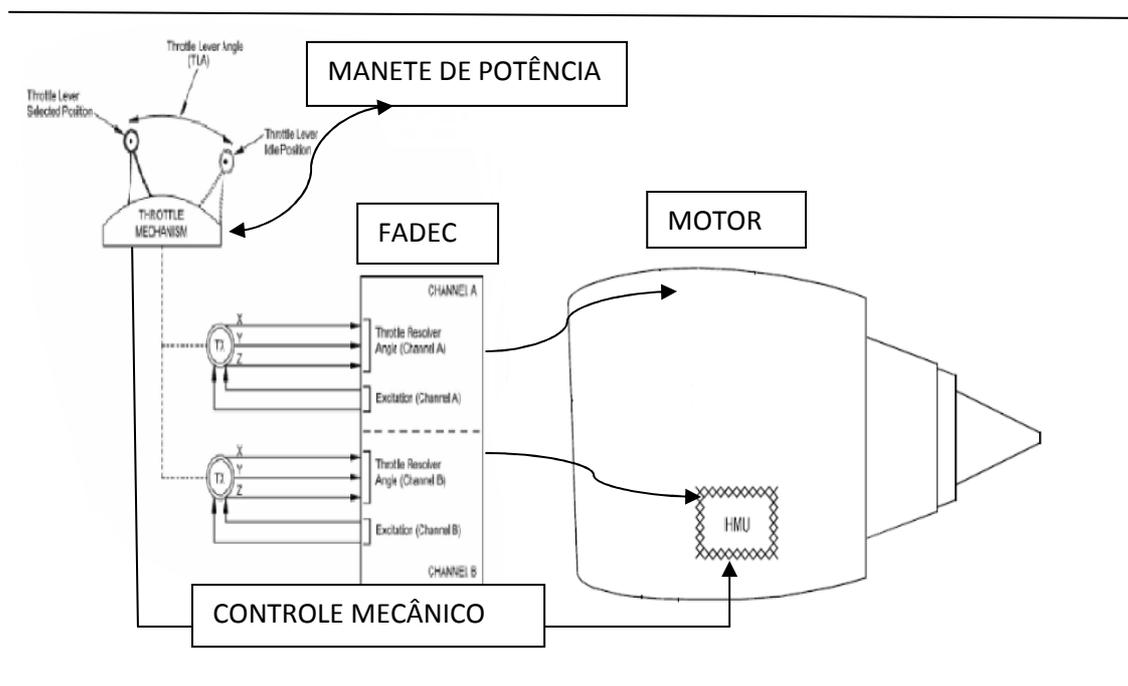


Figura 9 Sistema de Potência do motor
Fonte: Autor 2015

O piloto somente move a manete de potência na posição desejada como decolagem e potência máxima, O ECC ajusta o EPR ou N1 como requerido para manter uma potência desejada tudo isso compensando as mudanças de voo e condições ambientais.

A ECC também limita a operação do motor, como na velocidade e temperatura, mantendo operação segura dentro do envelope de voo.

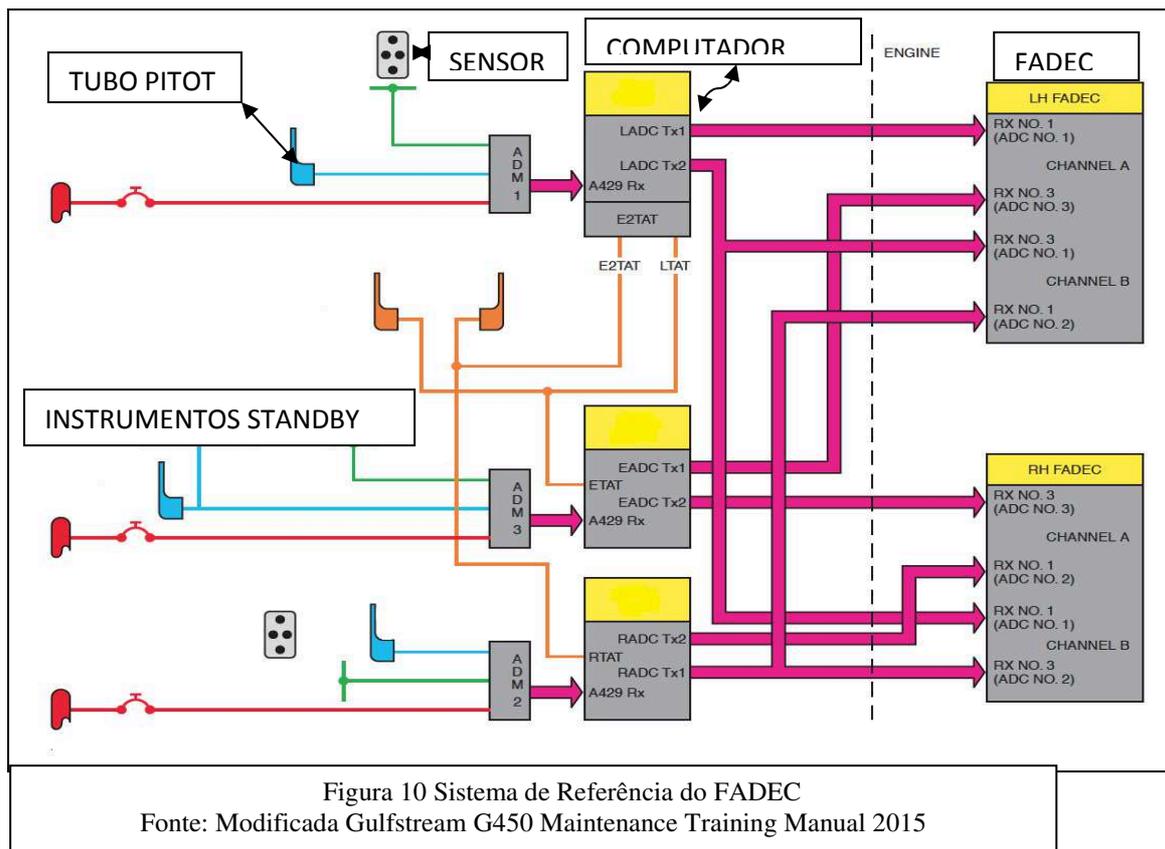
Em um problema, o controle automático é transferido para HMU para não ocorrer o desligamento do motor, neste caso haverá o indicador e um alarme que mostrará na cabine de comando. O piloto aciona uma chave elétrica para fazer o controle via HMU desabilitando função ECC.

2.3.4 *Full Authority Digital Engine Control* FADEC.

A ECC *full authority* é totalmente redundante, isso a ECC controla todas as funções do motor e elimina a necessidade de complexas HMU, utilizada na ECC supervisorio.

Isso é conseguido através de um controle lógico que simplifica os ajustes de potência e condição de operação do motor.

O FADEC tem dois canais de comunicação cada um e capaz de controlar independente o motor, cada canal de controle recebe informação de outro sistema da aeronave e processando os sinais de saída para fazer o controle do motor. Os canais recebem e processam os sinais e apenas um canal controla a operação do motor o outro apenas monitora o desempenho do canal controlador, estando pronto para qualquer eventualidade de uma falha assumir o controle.



Instalados no motor e na aeronave com isso é calculado o desempenho dos motores, todos os sensores do motor tem a comunicação duplicada para garantir a confiabilidade do sistema.

Os parâmetros utilizados são: velocidade do motor (N1, N2); pressão e temperatura da entrada do compressor; pressão e temperatura da saída do compressor; pressão da saída da turbina; temperatura dos gases de exaustão e fluxo de combustível do motor.

Cada canal da ECC recebe sinais dos sensores, no quais são convertidos em sinais digitais através do conversor do ADC, para cada parâmetro medido a ECC executa uma verificação de detecção de falha, isso é feita uma serie de testes para cada parâmetro medido.

Os circuitos da interface digital fornecem isoladamente a elétrica da aeronave, isso para o sistema ficar mais complexo para uma possível falha no sistema.

Dependendo do motor é utilizado á EPR OU N1 com isso a opção autopropulsão tem a função de ajustar e gerenciar a potencia discretamente

deixando a posição da manete estacionada em um ângulo, *Flight Management and Guidance Computer (FMGC)*, esta função o sistema de propulsão não irá obedecer o valor de ângulo da manete, e sim vai obedecer os parâmetros pré-ajustado para condição do voo.

2.3.5 Vantagem do FADEC

- Traz melhor eficiência de combustível por ajustar a operação do motor baseando nos parâmetros de condições de voo e clima.
- Reduz o número de tripulantes e reduzindo carga de trabalho.
- O sistema de proteção automática do motor em operação fora de tolerância.
- Permite a operação mais segura dos motores pela arquitetura de duplos canais, devido aos altos números de parâmetros monitorando, operando com confiabilidade e limites de segurança com certas falhas presentes.
- Permitindo o desempenho do motor com precisão controlando o fluxo de ar e o ACC comparando com o sistema convencional; proporciona uma marcha lenta constante com mudança nas condições atmosféricas.
- Facilita o ajuste do motor após alguma troca de componente do motor.
- Proporciona maior rentabilidade das transições do regime do motor na aceleração e desaceleração.
- Gerencia resposta automática da aeronave em condições de emergência em caso de *stall* a propulsão ajusta automaticamente evitando o *stall*.

2.3.6 Gerenciamentos de Falhas

O FADEC tem um gerenciamento lógico tolerância de falhas e nenhuma falhas múltiplas a mesma lógica aplicada para determinar o canal de controle, tem a capacidade de transferir automaticamente a função do canal oposto que monitorava.

Á perda de um simples sinal do sensor não resulta em comutação de canal, neste caso o canal receberá informação do sensor acoplado ao outro canal através da comunicação cruzada entre os canais.

3 METODOLOGIA

3.1 Inovações do Motor DGEN Sistema FADEC

O motor DGEN veio para um novo seguimento para aviões bimotor da categoria (PLJ) *Light Jet Pessoal* para (4 a 5) passageiros voando 25,000 pés em uma velocidade máxima de 250 nós.

A inovação do DGEN tem uma arquitetura totalmente diferenciada de outros motores com corpo duplo e fluxo e com uma alta taxa de diluição *Bypass* de 7,6 com redutor de 3,32 conectado no eixo de baixa pressão com o fan e contribui para a redução de ruídos.

O Motor é projetado para receber o combustível JET A1 querosene para o consumo que tem uma média de 0.78kg de combustível por kg de empuxo por hora. Os motores DGEN são lubrificados e refrigerados a óleo é um sistema de circuito fechado, incluindo reservatório de óleo, trocadores de calor e um filtro e uma bomba de 4 estágios.

3.1.1 Estrutura do motor

O motor DGEN tem sua estrutura muito compacta e leve com o a manutenção fácil de ser realizada em qualquer hangar que tenha ferramentas específica e o profissional qualificado com o curso de manutenção oferecida pela PRICE INDUCTION.



Figura 11 Motor turbo Fan DGEN
Fonte: *Price Induction 2015*

3.1.2 Sistema de Combustível e Alimentação do Motor Dgen

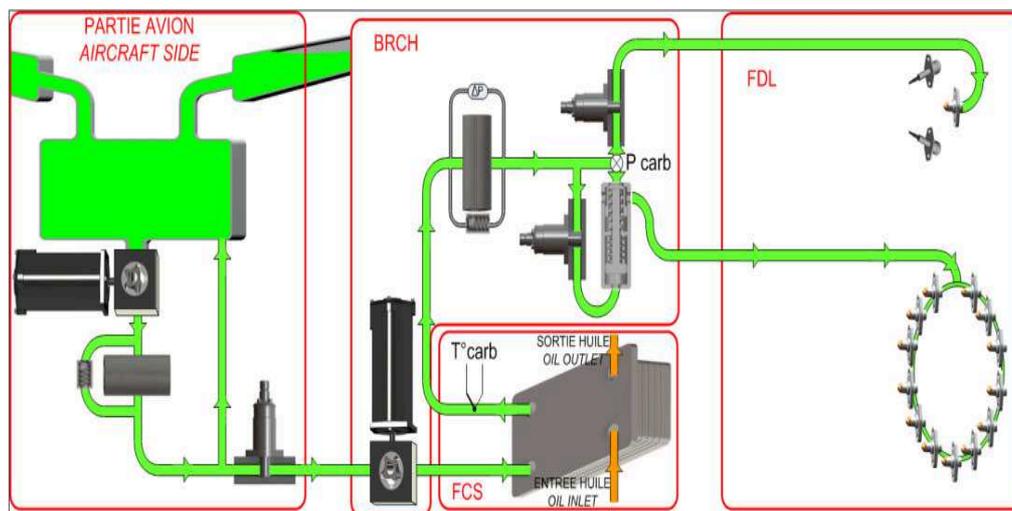


Figura 12 Sistema de Combustível
Fonte: *Price Induction 2015*

3.1.3 Sistema de Lubrificação do Motor DGEN

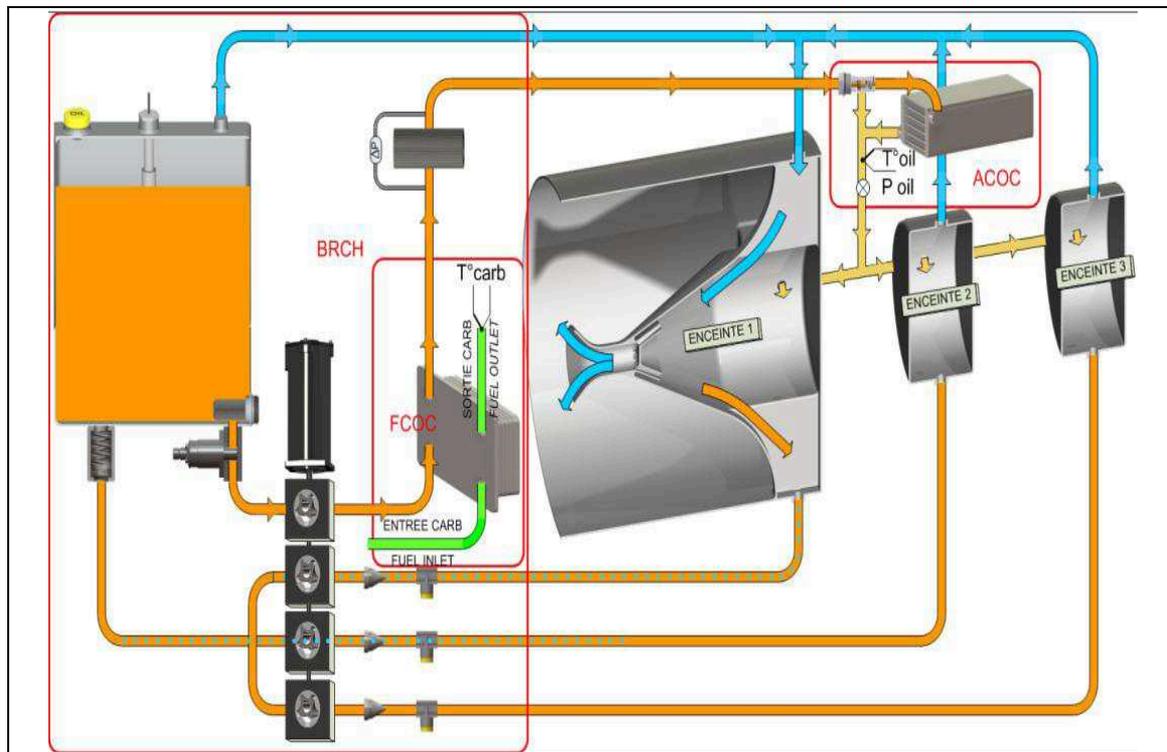


Figura 13 Sistema de Lubrificação

Fonte: *Price Induction* 2015

O motor tem um conceito todo elétrico permite controlar através do FADEC as bombas elétricas de óleo e combustível. Um *starter generator* é integrado ao eixo de alta pressão e permite a partida elétrica do motor antes de passar para o modo de geração. Com esta tecnologia altamente inovadora, o peso do motor é muito reduzido, a manutenção é simplificada e o controle dos motores pelo piloto se torna mais fácil. Este conceito também permite um controle contínuo das condições do motor e, portanto, aumenta a segurança geral de operação.

Gestão de FADEC de vazamento de combustível : Os cabos de vazamento para uma queda de pressão eo fluxo em massa de combustível para os bicos de combustível do motor é diminuída. A resposta do FADEC é aumentar a velocidade de rotação da bomba de combustível para tentar compensar a perda de combustível . Dependendo das condições operacionais , a perda de combustível será compensar (ou não) pelo aumento da velocidade de rotação da bomba de combustível .

No caso particular do que claro, a bomba de combustível atinge a sua velocidade de rotação mais alta, mas não é suficiente para compensar a perda como a baixa velocidade carretel pressão permanece mais baixo do que o ponto de ajuste da baixa velocidade de spool pressão.



Figura 14 Bombas de óleo e Combustível
Fonte: *Price Induction* 2015

3.2 Validação e Verificação do Sistema

A validação e verificação do sistema passam por várias etapas diferentes:

- Lições aprendidas examinando os incidentes ocorridos com as aeronaves de linhas aéreas.
- Análise e avaliação da segurança em voo, caso ocorra uma determinada condição de falha, é verificado se as lógicas de monitoramento e de reconfiguração permitem cumprir os objetivos estabelecidos pelo piloto, analisando o desempenho do sistema e a integração com a estrutura.

- Possibilidade de testes em simuladores de voo, ensaio com todos os equipamentos do sistema instalados e alimentados como em aeronaves.

Após a realização das diversas baterias de testes, entre elas centenas de voos simulados, é gerado um relatório com as informações produzidas por esses ensaios monitorados, se o comportamento do sistema não é satisfatório, ele passa a ser investigado e testado novamente, até que a falha seja corrigida.

3.3 Relações entre Computadores e Tripulação

Assim que pessoas entram em um avião toda confiança de um voo seguro é entregue nas mãos dos pilotos, e assim que os pilotos assumem a cabine da aeronave eles depositam sua confiança nos computadores, é uma troca de confiabilidade, uma relação complexa entre homem e máquina e se por alguma razão ela não funcionar perfeitamente, um desastre pode acontecer a qualquer momento. Decisões de vida e morte precisam ser tomadas em segundos e a desorientação pode matar os passageiros e a tripulação. Voar com toda a tecnologia presente nos dias de hoje é uma tarefa complexa e o piloto é sempre a última linha de defesa para manter a aeronave em voo. Nos últimos cem anos a tecnologia revolucionou a aviação, os pilotos compartilham a cabine com sistemas automáticos controlados por computadores e que são capazes de controlar praticamente cada aspecto da aeronave, esses sistemas são capazes de fazer tudo, e sua função de automação é pra que o piloto o use para ajudar nos gerenciamentos dos motores em quaisquer condições climáticas de voo, no consumo e estabilidade do avião, mas que nunca deve ser substituído. Um voo seguro é um equilíbrio entre automação e treinamento.

São Paulo, 17 Julho de 2007 o voo da TAM 3054 um Airbus 320 saiu de Porto Alegre com destino São Paulo aeroporto de Congonhas se acidentou no procedimento de pouso, matando 199 pessoas. Umas das causas do acidente foram identificadas falha no sistema do FADEC.

4. CONCLUSÃO

4.1 Considerações Gerais

Com o desenvolvimento do presente trabalho podemos concluir que a Price Induction desenvolveu um sistema que é redundante e que o principal objetivo é evitar que uma falha no FADEC e se um ou outro sistema falhar, temos sistemas de backup. Embora tenham ocorrido incidentes diretamente relacionados ao sistema FADEC fica claro que as vantagens são muito maiores que seus riscos, já que as duas maiores fabricantes de Motores, a GE e a *Pratt & Whitney*, utilizam esse sistema para os comandos do motores a anos, reduzindo assim o peso, o arrasto e a estabilidade natural devido a compensação que o sistema proporciona. Dessa forma O motor DGEN obtém uma aeronave mais leve, com melhor desempenho e com a possibilidade de um voo mais seguro e confortável com baixo custo de manutenção uma inovação para as aeronaves PLJ *Personal Light Jet*.

REFERÊNCIAS

Acesso ao site http://aviationtroubleshooting.blogspot.com.br/2007_08_01_archive.html em 13 de Novembro 2015 às 21hs.

All TheWord's Aircraft and Aero Engines-Edited by:Mark Lambert-1992-93-94- Alexandria USA. Motores a Reação – Marcos J.A Palharini

Manuais de Manutenção Técnico de Motores-*Boeing- Rolls Royce - Pratt Whitney-* fornecida pela empresa ABSACARGO- Campinas Viracopos –visita em 13 de Outubro de 2015 as 13Hs.

Acesso ao site <http://eaglesgate.com/egnblog.html/1> em 1 4 de Novembro de 2015 às 20hs.

Acesso ao site <http://www.decwg.org/> em 20 de Agosto de 2015 às 23hs.

Acesso ao site <https://www.eceinc.com/fadec.html> em 20 de Agosto de 2015 as 00hs.

Acesso ao site <http://utcaerospacesystems.com/cap/products/Pages/fadec-engine-electronic-controller.aspx> em 25 de Novembro de 2015 às 21hs.

Acesso ao site <https://aerospace.honeywell.com/en/products/navigation-and-sensors/fadec-pressure-transducers> em 26 de Novembro de 2015 às 22hs.

<https://www.tttech.com/markets/aerospace/projects-references/lockheed-martin-f-16/> em 9 de Dezembro de 2015 as 21hs.

GE AIRCRAFT ENGINES. Jet Engines And Propulsions On Systems For Engineers. Editado por Thaddeus W. Fowler, University of Cincinnati: USA, 1989.

Acesso ao site <http://www.price-induction.com/pt-br/motor-dgen/> em 16 de novembro de 2015 as 14hs.

Manual do motor DGEN 380/390 e SIMULINK e o manual de gerenciamento do motor FADEC / Visita na empresa Price Induction em 24 de Novembro de 2015 as 10hs São Jose dos Campos/Diretor Stephané Brand/passo toda informação necessária.

Acesso ao site <http://nandang-smart.blogspot.com.br/2010/06/fadec-system.html> em 2 de dezembro de 2015 as 15hs.

Paulo Sérgio Zageski GERENCIAMENTO E CONTROLE DE PROPULSÃO AERONÁUTICA Curso Superior de Tecnologia Faculdade de Ciências Aeronáuticas da Universidade Tuiuti de Curitiba, 2009