UNIVERSIDADE DO SUL DE SANTA CATARINA

FÁBIO ALEXANDRE DE CASTILHO

A DOSAGEM ELETRÔNICA DO COMBUSTÍVEL EM HELICÓPTEROS AIRBUS POR MEIO DO SISTEMA DIGITAL FADEC

PALHOÇA

2017

FÁBIO ALEXANDRE DE CASTILHO

A DOSAGEM ELETRÔNICA DO COMBUSTÍVEL EM HELICÓPTEROS AIRBUS POR MEIO DO SISTEMA DIGITAL FADEC

Monografia apresentada ao Curso de graduação em Ciências Aeronáuticas, da Universidade do Sul de Santa Catarina, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel.

Orientador: Prof. Hélio Luis Camões de Abreu, Esp.

PALHOÇA

2017

FÁBIO ALEXANDRE DE CASTILHO

A DOSAGEM ELETRÔNICA DO COMBUSTÍVEL EM HELICÓPTEROS AIRBUS POR MEIO DO SISTEMA DIGITAL FADEC

Esta monografia foi julgada adequada à obtenção do título de Bacharel em Ciências Aeronáuticas e aprovada em sua forma final pelo Curso de Ciências Aeronáuticas, da Universidade do Sul de Santa Catarina.

Palhoça, 17 de setembro de 2017.

_____

Orientador: Prof. Hélio Luis Camões de Abreu, Esp.

_____

Prof. Orlando Flavio Silva, Esp.

Dedico este trabalho à minha esposa, Alessandra e ao meu filho, Pedro.

AGRADECIMENTOS

A Deus, primeiramente.

Aos meus pais (in memoriam), aos meus irmãos e aos meus amigos.

Aos Mestres e amigos Giovanni di Lorenzo Lopes e Sílvio Frank, pelo apoio desde o início dessa minha graduação.

Ao meu orientador, Prof. Hélio Luis Camões de Abreu, pelo suporte, pelas correções, pela paciência e pelas orientações.

A esta Universidade, ao seu corpo docente, à coordenação e à administração, que me orientaram e trabalharam para que eu pudesse concluir esta graduação.

“Haverá hoje, talvez, quem ridicularize as minhas predições sobre o futuro comercial dos aeroplanos. Quem viver, porém, verá.” (SANTOS DUMONT, 1905).

RESUMO

O principal objetivo deste trabalho foi entender o funcionamento detalhado do *Full Authority Digital Engine Control* (FADEC), com a finalidade de disseminar esse conhecimento à comunidade aeronáutica. A pesquisa realizada caracteriza-se como exploratória, com procedimento bibliográfico e documental por meio de livros, artigos e manuais técnicos. Quanto à natureza da pesquisa, baseou-se na abordagem quantitativa. A análise dos dados foi feita por meio de gráficos e quadros, analisados de acordo com a fundamentação teórica. Ao término da pesquisa, conclui-se que o sistema digital permitiu uma melhor utilização da potência disponível nos motores de aeronaves, por meio de uma precisa dosagem do combustível. E que, além de calcular a quantidade exata de combustível a ser introduzida na câmera de combustão, gerencia outras funções, tais como: apresentação de dados à tripulação através do *Vehicle and Engine Multifuntion Displa* (VEMD), sistema automático de partida, controle dos limites dos parâmetros primários do motor, *Engine Power Check* (EPC), cálculo de ciclos das turbinas, controle de desgaste da turbina geradora de gases etc. Assim sendo, no comando dos helicópteros Airbus H125 e H130 equipados com este tipo de dosagem, cabe ao piloto a arte de manobra-las nos céus. Porém, o controle do combustível será sempre eletrônico e realizado de forma automática. Um cálculo informatizado que diminui a carga de trabalho à tripulação, aumentando a segurança do voo.

Palavras-chave: FADEC 1. Dosagem Eletrônica 2. Segurança do Voo 3. Helicópteros 4.

ABSTRACT

The main objective of this work was to understand the detailed operation of the Full Authority Digital Engine Control (FADEC), in order to disseminate this knowledge to the aeronautical community. The research is characterized as exploratory, with bibliographic and documentary procedure through books, articles and technical manuals. As for the nature of the research, it was based on the quantitative approach. The analysis of the data was done through graphs and tables, analyzed according to the theoretical basis. At the end of the research, it is concluded that the digital system allows a better use of the available power in the aircraft engines, through a precise dosage of the fuel. And that, in addition to calculating the exact amount of fuel to be introduced in the combustion chamber, manages other functions such as: presentation of data to the crew through the Vehicle and Engine Multifunction Display (VEMD), automatic starting system, limits control of the primary engine parameters, Engine Power Check (EPC), calculation of turbine cycles, gas turbine wear control etc. Thus, in the command of the Airbus H125 and H130 helicopters equipped with this kind of dosage, it is up to the pilot to maneuver them in the skies. However, the fuel control will always be electronic and performed automatically. A computerized calculation that reduces crew workload, increasing the flight safety.

Keywords: FADEC 1. Electronic Dosage 2. Flight Safety 3. Helicopters 4.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Pesos Centrífugos.....10
Figura 2 - Motor Arriel 2D.....12
Figura 3 - Parâmetros Controlados pelo FADEC 20
Figura 4 - Sinais do FADEC 21
Figura 5 - Circuito de Regulação - FADEC 30
Figura 6 - Telas 3-INFO e FLI do VEMD 31
Figura 7 - Cartão No. 3 do ASU - EBCAU.....36
Figura 8 - Cômputo do Ciclo de N1 43
Figura 9 - Cômputo do Ciclo de N2 44

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Potenciômetros.....25
Quadro 2 - Modo Proporcional 26
Quadro 3 - Modo Integral / Proporcional 27
Quadro 4 - Modo Integral 28

LISTA DE SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CH*	Fluxo de combustível referência
CH	Fluxo de combustível real
CTP	Caixa de Transmissão Principal
DDN	Posição do pedal direito
FLM	*Flight Manual*
EASA	*European Aviation Safety Agency*
EBCAU	*Engine Back-up Control Ancillary Unit*
EDR	*Engine Data Record*
EECU	*Electronic Engine Control Unit*
EPC	*Engine Power Check*
FAA	*Federal Aviation Administration*
FADEC	*Full Authority Digital Electronic Control*
FCU	*Fuel Control Unit*
IDLE	Regime de marcha lenta do motor
ISA	*International Standard Atmophere*
MCP	Potência Máxima Contínua
MTOP	Potência Máxima de Decolagem
NASA	*National Aeronautics and Space Administration*
NR	Velocidade do Rotor Principal
NMM	Nível Médio do Mar
N1 (NG)	Velocidade da Turbina Geradora de Gases
N1*	Rotação referência para o conjunto gerador de gases
N2 (NF)	Velocidade da Turbina Livre

N2*	Rotação referência para a turbina livre
P0	Pressão Atmosférica
P3	Pressão do ar na saída do compressor centrífugo
RBAC	Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil
T0	Temperatura do Ar Atmosférico
TOT	Temperature Out Turbine
TQ	Torque
VEMD	*Vehicle and Engine Multifuncion Display*
VNE	*Velocity Never Exceed*
VOO	Regime de voo do motor
XPA	Potenciômetro dos pedais
XPC	Potenciômetro do coletivo
Zp (Hp)	Altitude pressão
ΔN1	Delta N1 (Diferença entre a N1 máxima e a N1 instantanea)

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO 8
1.2 PROBLEMA DA PESQUISA 13
1.3 OBJETIVOS 14
1.3.1 Objetivo Geral 14
1.3.2 Objetivos Específicos 14
1.4 JUSTIFICATIVA 14
1.5 METODOLOGIA 15
1.5.1 Natureza e tipo de pesquisa 15
1.5.2 Materiais e métodos 15
1.5.3 Procedimentos de coleta de dados 16
1.5.4 Procedimentos de análise dos dados 16
1.6 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO 16
2. REFERENCIAL TEÓRICO 18
2.1 FADEC 18
2.1.1 Generalidades 18
2.1.2 Sistema de dosagem principal – FADEC 20
2.1.3 Sistema de dosagem em emergência – EBCAU 21
2.2 INFORMAÇÕES GERAIS 21
2.2.1 Partida 21
2.2.2 N1 Controlada no Modo *IDLE* (Regime de marcha lenta) 23
2.2.3 N2 Controlada no Modo *FLIGHT* (Regime nominal para o voo) 24
2.2.4 Limitações 31
2.2.5 Cheque da Potência do Motor (EPC) 32
2.2.6 Contagem de Ciclos 33
2.3 EBCAU 33
2.3.1 As Funções do EBCAU (Unidade Auxiliar de Controle Reserva do Motor) 33
2.3.2 Ativação das Funções do EBCAU 34
2.4 CLASSIFICAÇÃO DE FALHAS DO FADEC 37
3. APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS 39
3.1 AUMENTO DA SEGURANÇA 39
3.2 MANUTENÇÃO DA ROTAÇÃO DOS ROTORES 39
3.3 LIMITAÇÃO DE POTÊNCIA 39
3.4 ACIONAMENTO DO MOTOR 40
3.5 REDUNDÂNCIA 40
3.6 A N1 E A N2 COMO PARÂMETROS DE CONTROLE 41
3.7 O EBCAU 41
3.8 CICLOS (N1 E N2) 42

3.9 ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS 44
4. CONSIDERAÇÕES FINAIS.....46
REFERÊNCIAS.....48
APÊNDICE A – CAPACIDADES DO H125 50
APÊNDICE B – CAPACIDADES DO H130 51

1. INTRODUÇÃO

Assim como a maioria das tecnologias empregadas na aviação, primeiramente, o sistema *Full Authority Digital Electronic Control* (FADEC)[1] equipou as aeronaves de asa fixa e somente depois esse importante sistema eletrônico foi herdado pela aviação de asas rotativas.

> As pesquisa e o desenvolvimento começaram em meados da década de 1960, quando os fabricantes de motores perceberam que, ao se pesquisar os mecanismos dinâmico, as seções deveriam ser exploradas na prática. E então, o controle do motor teria de ser retirado das mãos do piloto para aquelas do computador onipresente. (Flight Internacional, 1988, p. 33)[2]

No início, os comandos dos motores eram acionados e controlados pelos pilotos através de simples comandos mecânicos. Através do movimento de alavancas os pilotos ou os engenheiros de voo gerenciavam o fluxo de combustível, a potência e muitos outros parâmetros do motor.

> Os primeiros Fadec são comparativamente simples dispositivos. Eles são um substituto direto para suas contrapartes hidromecânicas. Eles monitoram vários parâmetros do motor e a posição do acelerador e controlam a quantidade de combustível entregue ao motor. É, portanto, possível para o piloto mover o acelerador instantaneamente, desde a marcha lenta até a posição totalmente aberta, sem quaisquer efeitos negativos. O controlador do motor detecta o pedido e, em seguida, acelera o motor até o impulso total, no tempo mais rápido possível. Usando o controle digital, esses sistemas salvam peso e não precisam do ajuste frequentemente requerido por um sistema hidromecânico. (Flight Internacional, 1988, p. 33)[3]

---

[1] Um controle eletrônico digital para motores com turbina a gás, que controla o fornecimento de combustível ao motor através de todo o regime de operação do motor. ANAC. **ANACpédia**. Disponível em: <http://www2.anac.gov.br/anacpedia/sig/tr2275.htm>. Acesso em 16 ago 2017.

[2] Revista Flight Internacional. **Active-control engines.** Disponível em: <https://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1988/1988%20-%201795.html>. Acesso em: 15 ago 2017.

[3] Ibid. p.33

Os helicópteros da Airbus Helicopters, H125 e H130 - designações comerciais dos consagrados helicópteros AS350 B3e e EC130 T2 - respectivamente, são equipados com uma turbina Arriel 2D, da Safran Helicopter Engines, que possuem um avançado controle eletrônico denominado FADEC. A principal vantagem deste sistema digital é permitir uma melhor utilização da potência disponível, por meio de uma dosagem de combustível ótima[4].

Em um motor convencional (à pistão), por exemplo, uma dosagem de combustível aceitável gira em torno de 1:8 (mistura rica) a 1:20 (mistura pobre), ou seja, para cada parte de combustível, deverá existir entre 8 e 20 partes de ar. Excessivas partes de combustível, ou de ar, afetarão a dosagem de combustível ideal.

> A mistura ideal, ou quimicamente correta, é aquela que após ocorrida a queima, todas as partes de combustível e ar foram utilizada, não havendo sobra. A relação ar / combustível ideal é chamada de estequiométrica (Bianchini, 2015. p.145).

Em um motor à reação, a dosagem do combustível é essencial para a manutenção da rotação dos rotores, que deve ser constante independentemente da posição do comando coletivo e dos pedais. Estes comandos modificam os ângulos do rotor principal e do rotor de cauda, respectivamente. Basicamente, todas as vezes que esses ângulos aumentam, tem-se aumento da sustentação gerada pelas pás. Ao mesmo tempo, aumenta de forma significativa o arrasto dessas pás e, consequentemente, há uma tendência de queda da rotação dos rotores. Para evitar essas quedas, mais combustível deverá ser injetado na câmara de combustão do motor, com a finalidade de produzir mais gases. Esse aumento na produção gera uma rotação do conjunto gerador de gases (N1) maior, mantendo a rotação da turbina livre (N2) constante, mesmo com o “peso extra”.

Nas versões anteriores ao FADEC, a dosagem era feita através de uma Unidade de Controle de Combustível (FCU), que faz um trabalho muito semelhante ao realizado por um carburador, em um motor de pistão. O FCU fornece a quantidade adequada de combustível à câmara de combustão, baseando-se em

---

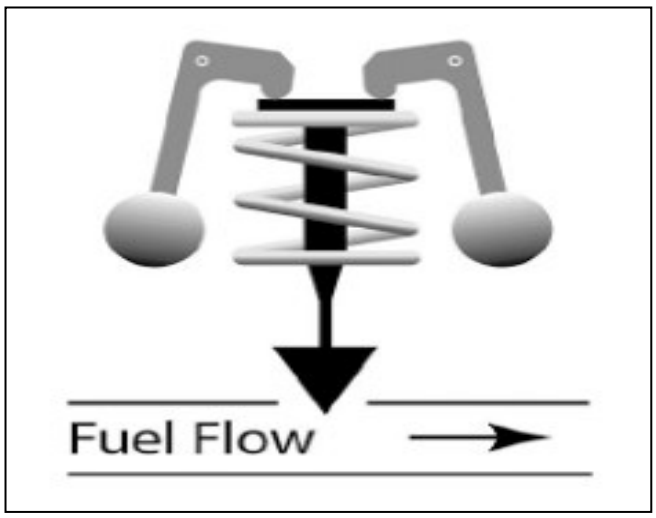
[4] Ótimo: muito bom; excelente; o melhor possível. MELBOOKS, **Melhoramento Dicionário Língua Portuguesa**. 1ª. Edição, 7ª. Impressão. São Paulo: Editora Melhoramentos Ltda. (2007).

pressão hidráulica, molas e pesos centrífugos (hidromecânicos) para ajustar o combustível, de acordo com a demanda.

> O trabalho do governador da turbina é manter a velocidade da turbina livre (e das pás dos rotores) constante, independentemente do fluxo de combustível e das demandas de potência. (Croucher, 2016. p.3-67)

Apesar de o FCU ser capaz de detectar variações de rotações e controlar o fluxo de combustível, as informações – pressões de ar e de combustível e rotação de NG (N1) e NF (N2) - que esse dispositivo recebe para definir a posição ideal para a agulha dosadora, são muito limitadas. Dessa forma, partindo de uma rotação estabilizada, ligeiras quedas nas rotações dos rotores, conhecidas como *static droop* (queda estática), são observadas à medida que o arrasto gerado pelas pás aumenta. Por outro lado, a rotação também aumenta ligeiramente quando o arrasto diminui. Essas diferenças na rotação ocorrem sempre que um governador do tipo centrífugo é usado em um motor com turbina livre[5]. O valor da queda depende da tensão da mola.

Figura 1 - Pesos Centrífugos



Fonte: EASA (2016).

Uma rotação proporcional a da turbina livre aciona os pesos centrífugos, que sobem e comprimem uma mola. Durante esse movimento de subida, também

[5] Motor à reação, no qual a turbina de potência (turbina livre) não é acoplada ao eixo do compressor.

empurram uma agulha, cuja ponta é limitadora do fluxo de combustível. No sentido oposto, com a queda da rotação, os pesos descem, descomprimem a mola e a agulha é puxada, permitindo um aumento do fluxo do combustível. Os pesos centrífugos compõem os governadores da turbina geradora de gases (Ng) e da turbina de potência (Nf) e detectam a variação de carga nos rotores sob a forma de queda de rotação. Quando um ângulo de passo é aumentado, o FCU aumenta o fluxo de combustível e a velocidade dos gases aumenta. Desta forma, aumenta a rotação Ng e a rotação Nf é mantida constante.

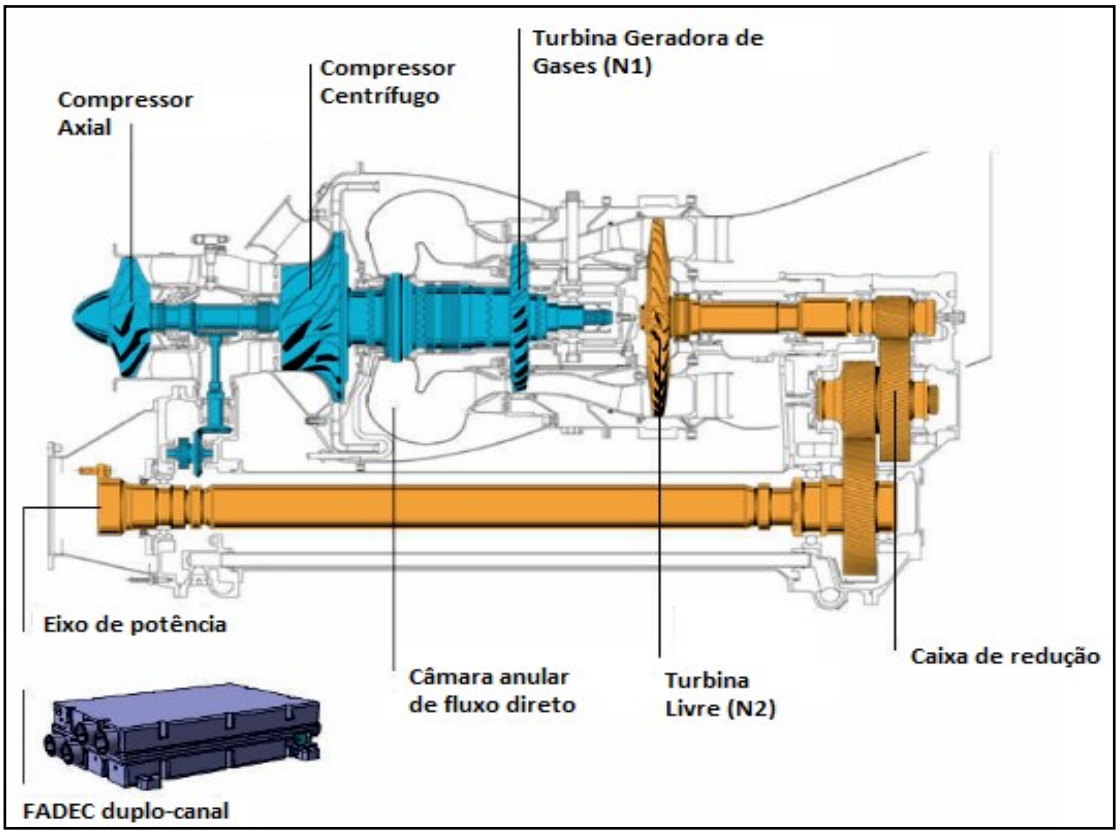
Alternativa à dosagem realizada pelo FCU, o computador *Electronic Engine Control Unit* (EECU) pode controlar o sistema FADEC com base em informações de vários sensores: temperatura entre as turbinas, torque sobre o eixo de potência, posição do punho rotativo, rotações do motor, movimentação de comandos de voo etc.

Obviamente que o resultado final é um controle mais preciso das velocidades do rotor nas diferentes fases do voo. Outras vantagens incluem a partida automática, cálculo do combustível ideal, controle dos limites dos parâmetros primários do motor – N1, TOT e Torque -, cheque de potência do motor, cálculo de ciclos das turbinas, controle de desgaste da turbina geradora de gases, menor tempo para corrigir quedas de estatismos, melhor utilização do motor (aumento do tempo entre as revisões gerais) e redução da carga de trabalho do piloto através da automação. Além disso, como se trata de um computador duplo, canais A e B, o EECU pode monitorar diversos parâmetros, e assim, outras luzes indicativas, de panes de maior e de menor gravidade, foram adicionadas ao painel de alarme desses helicópteros.

Seguindo a linha adotada nos parágrafos acima, o objetivo principal desse trabalho é facilitar aos leitores o entendimento do sistema de dosagem eletrônica do combustível. A maioria dos operadores já possui, por formação, conhecimentos básicos sobre motores à reação, pois esses conhecimentos são exigidos pela autoridade aeronática nos testes de habilitação de mecânicos e de pilotos. No entanto, buscou-se a utilização de uma linguagem simples, embora técnica, para cativar os leitores, dos mais experientes aos mais leigos.

Na seleção dos helicópteros utilizados como referência para o desenvolvimento do trabalho, foi levada em consideração a experiência do autor com as máquinas escolhidas. É preciso salienar, no entanto, que o entendimento do sistema nesses helicópteros, permitirá a fácil compreensão dessa tecnologia aplicada a outros aparelhos. Essa experiência, acumulada ao longo de aproximadamente duas décadas na operação de versões mais antigas, como os AS350 B e AS355 F2, permitiu-no uma apurada observação na mudança do *modus operandi* para o emprego das máquinas mais modernas H125 e H130. A partir de 2011 e 2013, respectivamente os anos em que os primeiros helicópteros dessas versões voaram nos céus brasileiros, o consagrado motor Arriel 1 cedeu lugar ao motor Arriel 2D, incrementando em mais de 30% a potência máxima de decolagem (PMD).

Figura 2 – Motor Arriel 2D



Fonte: Safran (2016).

As mesmas missões podem, hoje, ser cumpridas com mais disponibilidade de potência. Essa sobra de potência resulta em aumento da seguraça nas operações. Porém, observar-se-á que exite uma diferença importante na forma empregada à dosagem do combustível, que se tornou completamente

eletrônica. Isso implica em redução da carga de trabalho do piloto, mas, somente com o correto entendimento quanto ao funcionamento do sistema garantir-se-á operações mais seguras.

Logo de início, no referencial teórico desta pesquisa, o leitor encontrará informações gerais sobre o sistema FADEC. A intenção é, de forma objetiva, mostrar como o computador EECU e os demais componentes atuam para garantir a potência suficiente e manter a rotação dos rotores – principal e de cauda -, independente do ângulo de passo[6] solicitado. No terceiro tópico há um detalhamento das funções do sistema reserva de dosagem. O *Engine Back-up Control Ancillary Unit* (EBCAU) é um sistema independente do FADEC e atuará somente na eventualidade de uma pane total do FADEC.

Motivação especial para o desenvolvimento dessa pesquisa foi a constatação de que a quantidade de literaturas detalhando o assunto é ínfima e não assiste os operadores de forma adequada. Os pilotos precisam entender, por exemplo, que nenhuma ação adicional por parte da tripulação é solicitada na manutenção do voo, diante de uma falha completa do FADEC. Caso ocorra uma pane que impossibilite o FADEC à dosagem, automaticamente, o EBCAU será acionado e a única mudança de procedimento para o piloto, em relação ao voo sem pane, é a suavização requerida nos movimentos dos comandos, pois mudança súbita do ângulo das pás exigirá uma rápida resposta desse sistema reserva. Devido ao fato de usar única e exclusivamente o parâmetro N2, e por ser apenas um “backup” do sistema principal, o EBCAU dosa, por natureza, de forma degradada. Espera-se, portanto, que o piloto antecipe suas ações, como redução (lenta) de potência, evitando variar brucamente a velocidade até que o pouso seja assegurado.

1.2 PROBLEMA DA PESQUISA

Frente às novas tecnologias aplicadas às aeronaves de asas rotativas, destaca-se o *Full Authority Digital Electronic Control (FADEC),* cujo conhecimento por parte dos operadores não é suficiente para garantir a segurança dos voos.

---

[6] Termo utilizado para se referenciar aos ângulos de incidência e de ataque, simultaneamente.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo Geral

Colaborar para que os operadores de helicópteros modelo H125 e H130 compreendam melhor o funcionamento do sistema *FADEC*, com a finalidade de aumentar a segurança e mitigar riscos na atividade aérea.

1.3.2 Objetivos Específicos

a) Descrever, em linhas gerais, o funcionamento do motor à reação Arriel 2D, da Safran Helicopter Engines.
b) Detalhar o funcionamento do sistema FADEC utilizado na dosagem do combustível do motor Arriel 2D.
c) Diferenciar as especificações técnicas entre os helicópteros H125 e H130, da Airbus Helicopters.

1.4 JUSTIFICATIVA

Este estudo objetiva a busca pelo melhor entendimento com relação ao funcionamento e à utilização deste importante sistema, permitindo auxilio à melhor compreensão do FADEC por parte de operadores e mantenedores (pilotos e mecânicos).

Uma grande motivação para o desenvolvimento deste trabalho foi a constatação de que existe uma carência de literaturas específicas sobre o sistema FADEC aplicado às aeronaves de asas rotativas. Eis aqui uma oportunidade para que haja um aprofundamento nos conhecimentos do acadêmico, em futuras pequisas relacionadas às disciplinas de motores e à segurança operacional.

1.5 METODOLOGIA

1.5.1 Natureza e tipo de pesquisa

Essa pesquisa caracterizou-se como exploratória por não ter requerido a formulação de hipóteses a serem testadas, restringindo-se a buscar mais informações sobre o assunto de estudo – a dosagem eletrônica de combustível-, objetivando proporcionar maior familiaridade com o tema ao torná-lo mais explícito e claro. Baseou-se – mas não se limitou - na documentação técnica dos fabricantes Airbus Helicopters e Safran Helicopter Engines, fabricantes dos helicópteros H125 e H130 e do motor Arriel 2D, respectivamente.

A pesquisa exploratória, de acordo com Cervo, Bervian e Silva (2007, p.61) “é recomendada quando há pouco conhecimento sobre o problema a ser estudado”.

O delineamento da pesquisa foi baseado na **bibliográfica,** sendo desenvolvida a partir de materiais publicados em documentações técnicas dos fabricantes dos artigos aeronáuticos envolvidos, livros, artigos e teses. Segundo Cervo, Bervian e da Silva (2007, p.61), a pesquisa bibliográfica “constitui o procedimento básico para os estudos monográficos, pelos quais se busca o domínio do estado da arte sobre determinado tema”.

A natureza da pesquisa baseou-se na abordagem quantitativa, pois lidou com informações mais amplas e com maior riqueza de detalhes do que os métodos quantitativos. Quanto ao tema geral, destaca-se o uso do sistema FADEC, utilizado por diversos fabricantes, em diferentes projetos. A fim de cumprir com o cronograma, limitou-se à abordagem das aeronaves H125 e H130, ambas da frota Airbus Helicopters e equipadas com o motopropulsor Arriel 2D.

1.5.2 Materiais e métodos

Os materiais analisados foram:

Bibliográficos: Documentação técnica do fabricante Airbus Helicopters relativa às aeronaves H125 e H130, documentação técnica do fabricante Safran Helicopter Engines relativa ao motor Arriel 2D.

Documentais: Documentos diversos sobre a legislações regendo a Aviação Civil brasileira oferecem requisitos e padrões de procedimentos em relação ao tema proposto, tais como os seguintes documentos da ANAC[7]: RBAC[8] e RBHA[9];

1.5.3 Procedimentos de coleta de dados

Os procedimentos de coleta dos dados utilizados neste trabalho foram de pesquisa bibliográfica e documental, considerando, principalmente, a documentação técnica dos fabricantes Airbus Helicopters e Safran Helicopter Engines.

1.5.4 Procedimentos de análise dos dados

Os dados foram analisados de forma quantitativa, utilizando-se do emprego da quantificação na coleta dos dados e no tratamento deles, por meio do tratamento estatístico.

1.6 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

A estruturação do trabalho foi norteada pelos objetivos propostos, apresentando-se da seguinte forma:

Através do capítulo 1 apresenta-se a introdução, constando da problematização e do problema de estudo, os objetivos, a justificativa e a metodologia.

No capítulo 2, a fundamentação teórica. Demonstra-se nessa parte um estudo aprofundado sobre o sistema FADEC, buscando detalhar e clarificar ao leitor como é feito o gerenciamento da quantidade de combustível a ser administrada na câmara de combustão. Ainda, é possível entender neste ponto, como o sistema respeita as limitações impostas pelo motor e pela célula da aeronave, bem como o funcionamento do sistema *backup,* também eletrônico, mas independente do sistema FADEC, que isenta o piloto da dosagem de combustível, mesmo em situações de emergência.

---

[7] Agência Nacional de Aviação Civil
[8] Regulamentos Brasileiros da Aviação Civil
[9] Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica

Logo após, o capítulo 3 destaca a análise e a discussão dos dados da pesquisa, através das quais se concluiu que o FADEC supera demasiadamente a capacidade do ser humano e dos governadores baseados no princípio dos pesos centrífugos. Maior precisão e menor tempo de resposta garantem à tripulação o melhor desempenho da máquina, em todas as fases do voo.

O trabalho finaliza com a conclusão, seguido das referências e anexos.

2. REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 FADEC

O FADEC é um controle eletrônico digital para motores à reação – turbo-eixo no caso dos helicópteros -, que controla o fornecimento de combustível à câmara de combustão através de todo o regime de operação do motor. O sistema reduz significativamente a carga de trabalho do piloto, enquanto assegura a eficiência e o melhor desempenho do motor. O sistema também ajuda a monitorar a saúde do motor e os parâmetros críticos de operação.

Segundo a NASA[10]: "motor turbo-eixo é uma forma de motor de turbina à gás que funciona como um sistema turbo-propulsor, fornecendo energia para um rotor de helicóptero. O motor turbo-eixo foi projetado para que a velocidade do rotor (NR) do helicóptero seja independente da velocidade de rotação do conjunto gerador de gás (N1). Isso permite que a velocidade do rotor seja mantida constante mesmo quando a velocidade do gerador variar, modulando a quantidade de energia produzida".

2.1.1 Generalidades

2.1.1.1 Introdução

O sistema de dosagem do combustível do motor Arriel 2D tem como princípios básicos:

- Manter contante a velocidade do rotor (NR) e, portanto, a velocidade de turbina livre (N2), independentemente do ângulo de passo definido nas pás dos rotores. Essas rotações, NR e N2, são numericamente muito diferentes, mas são proporcionais, devido ao fato de estarem interligadas através de caixas de redução e

[10] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA.** Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/UEET/StudentSite/engines.html>. Acesso em: 04 ago. 2017.

do eixo de potência do motor. Essas rotações são praticamente constantes em todas as condições de voo;

- Controlar uma limitação máxima de torque (TQ), imposta pela caixa de transmissão principal. O torque excessivo causará desgaste prematuro nos componentes da transmissão principal e da cabeça do rotor principal;

- Realizar uma proteção completa do motor:

. Controlar a limitação máxima (proteção contra velocidades excessivas) e a limitação mínima (proteção contra apagamento do motor) da velocidade do conjunto gerador de gases (N1) – compressores e turbina -;

. Proteção contra o estol de compressor [11];

. Proteção contra superaquecimento (limitação TOT);

. Controle de aceleração (ΔN1)[12] etc.

Durante o cumprimento dessas funções, o EECU, através dos canais A ou B, regula o fluxo de combustível injetado na câmara de combustão para obter a potência necessária (com a variação de N1), observando sempre os limites de operação do motor. Os canais do computador são totalmente independentes e não há componentes eletrônicos compartilhados dentro do EECU.

Esta dosagem é automática e realizada de duas maneiras diferentes:

- No modo NORMAL: pelo FADEC (Controle Eletrônico Digital de Autoridade Completa). Neste modo o governador é associado a uma unidade de dosagem de combustível, via um motor elétrico, do tipo passo a passo[13].

---

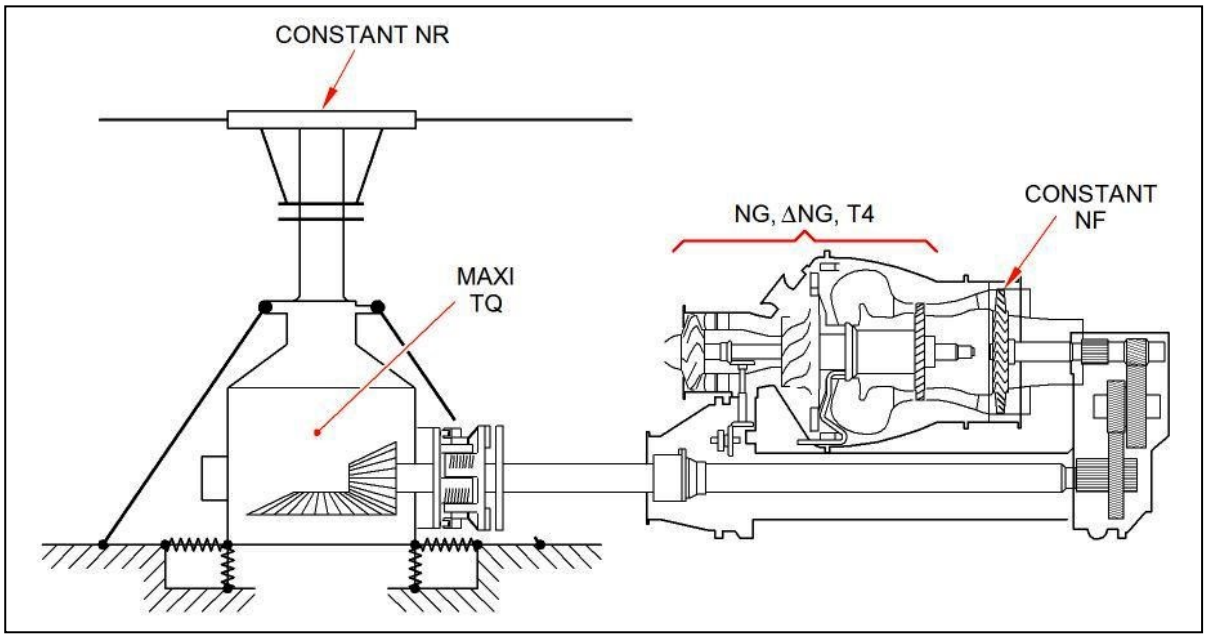
[11] Instabilidade na operação do compressor na qual o fluxo não acompanha o formato das palhetas, causando perda de pressão e oscilações do fluxo. ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 15971-4: aeronáutica** - vocabulário - parte 4: propulsão aeronáutica. Rio de Janeiro, 2011. 44 p.

[12] Diferença entre a N1 máxima e a N1 instantânea. Essas informações são enviadas pelo EECU ao VEMD, que calcula e apresenta a ΔN1 à tripulação.

[13] Um motor passo a passo é um motor elétrico sem escova e síncrono que converte pulsos digitais em rotações de eixo mecânico. CIRCUIT SPECIALISTS. **Step motors.** Disponível em: < https://www.circuitspecialists.com/stepper-motor>. Acesso em: 05 Ago 2017.

- No modo *BACK-UP*: pelo cartão de circuito impresso EBCAU (Unidade Auxiliar de Controle Reserva do Motor). Esse cartão está associado a outro motor elétrico, conectado a unidade de dosagem de combustível reserva. O motor elétrico desse sistema reserva também é um motor de passo.

Figura 3 - Parâmetros Controlados pelo FADEC



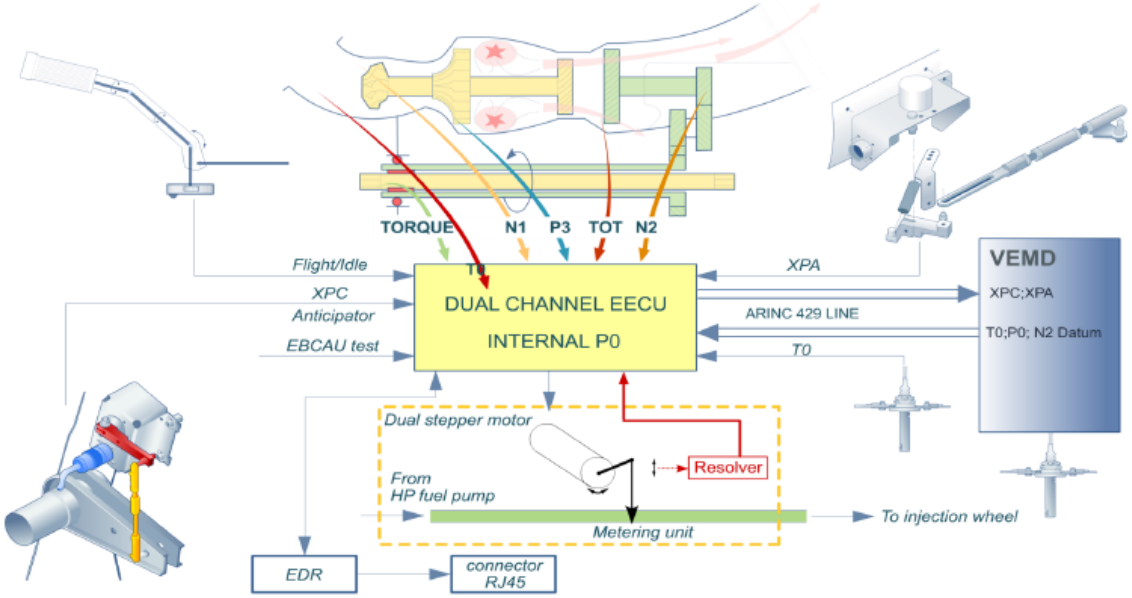
Fonte: Airbus Helicopters (2012)

2.1.2 Sistema de dosagem principal – FADEC

O sistema FADEC possui um computador duplo canal (EECU), instalado no bagageiro de carga traseiro, com capacidade para realizar as seguintes funções:

- Partida do motor,
- Controle da N1 no regime *IDLE* (ou marcha lenta),
- Controle da N2 no regime *FLIGHT* (ou nominal),
- Cálculo de limitações,
- Verificação de potência do motor (EPC),
- Contagem de ciclos dos compressores e turbinas,
- Detecção e notificação de falhas.

Figura 4 - Sinais do FADEC



Fonte: Airbus Helicopters (2017).

2.1.3 Sistema de dosagem em emergência – EBCAU

Se houver uma falha que impossibilite a dosagem do FADEC, o EBCAU irá assumir a dosagem do motor, como um “backup”, automaticamente. Este cartão de circuito impresso é a terceira placa eletrônica instalada no ASU (unidade dos sistemas auxiliares) e é ativada eletricamente pelo próprio FADEC. A dosagem realizada pelo EBCAU é simplificada em relação à dosagem principal e utiliza somente o sinal de N2.

2.2 INFORMAÇÕES GERAIS

2.2.1 Partida

Somente partidas automáticas são possíveis com o FADEC. Um chave *ON / OFF*, localizado no interior da cabine, permite ao piloto iniciar o procedimento de partida. O fluxo de combustível é medido para obter uma partida rápida e controlada, sem superaquecimento do motor.

Por meio do punho rotativo, instalado no comando coletivo, o piloto informa qual o regime de rotação que o FADEC deverá atingir nesta fase de partida (*IDLE* ou *FLIGHT*). Segundo o manual de voo (FLM), a partida deverá ser realizada com a *twist grip* (punho rotativo) na posição *IDLE*.

2.2.1.1 Detecção da partida

A partida é detectada pelo aumento da velocidade N1 e da temperatura na saída da turbina geradora de gases (TOT).

2.2.1.2 Lei de regulação nominal do fluxo de partida

Tão logo o início da combustão seja detectado na câmara, o fluxo de combustível efetivo é calculado levando-se em conta uma lei de partida, que tem esse fluxo como uma função da rotação N1 e considera, ainda, correções através da pressão (P0) e da temperatura atmosféricas (T0). As correções T0 e P0 destinam-se a manter uma partida constante, respeitando os limites operacionais do motor e da célula do helicóptero.

Se uma estagnação de N1 for detectada, um fluxo extra, conhecido como anti-estagnação, é adicionado ao fluxo inicial. Este parcela adicional no fornecimento de combustível evita arranques lentos e estagnação, permanecendo, no entanto, dentro da limitação da TOT.

2.2.1.3 Temperatura da partida limitada pela TOT

A limitação TOT da temperatura de entrada da turbina livre é definida com outra lei. Desta vez, a TOT máxima é calculada também como uma função da rotação N1, mas só é considerada a correção pela temperatura atmosférica (T0). Fazendo uso dessa lei, o EECU reduz a limitação de TOT, em baixas N1, evitando superaquecimento e aumenta a limitação de TOT, em clima quente, para evitar a estagnação da partida.

Se ocorrer uma falha de medição T0, uma temperatura T0 mais elevada é selecionada, por padrão, para autorizar o motor a partir explorando seus limites.

2.2.1.4 Transição da fase de partida para o regime voo

A sequência de partida termina quando a velocidade do conjunto gerador de gases (N1) é igual a 62%. O governador passa da lei de partida para a lei de regulação em marcha lenta e eleva a N1 para 68%. Se o punho rotativo estiver na posição *IDLE*, o N1 é mantido em 68%.

Se o punho rotativo for movimentado para a posição *FLIGHT*, o FADEC passa para a lei de regulação de N2, tornando a rotação da turbina de potência (turbina livre) 15% mais elevada do que a rotação mantida no regime marcha lenta.

Durante a fase de transição, o TQ e a aceleração da N2 são limitados para proteger o motor e o caixa de transmissão principal (CTP).

2.2.1.5 Reacendimento em voo

A sequência é idêntica à sequência de partida no solo, mas só é ativada e quando a N1, em queda, for inferior a 10%.

2.2.2 N1 Controlada no Modo *IDLE* (Regime de marcha lenta)

O FADEC aplica a lei de regulação de partida, até que a N1 se iguale a 68%, quando o seletor de partida está na posição ON e o punho rotativo está na posição *IDLE*.

Essa posição *IDLE* é usada em três diferentes situações:

2.2.2.1 Partida em clima frio

O procedimento de partida em tempo frio deve ser seguido quando a temperatura exterior for inferior a -20 °C. O regime de marcha lenta deve ser mantido até que a temperatura do óleo suba o suficiente para, então, alterar o punho rotativo para a posição *FLIGHT*.

2.2.2.2 No solo em marcha lenta

Quando a aeronave é posicionada no solo com a finalidade de embarcar ou desembarcar passageiros, se o motor estiver acionado, a posição *IDLE* pode ser selecionada para reduzir a velocidade do rotor, o consumo de combustível e o nível de ruído.

2.2.2.3 Treinamento de autorrotação[14]

A *twist grip* é mantida pelo piloto na posição *IDLE* - em regime de marcha lenta -, durante o treinamento de autorrotação. Nessa posição, uma microswich dupla envia sinais ao computador do FADEC, o EECU, que controla e mantem a velocidade constante do conjunto gerador de gases (N1) em 68%. Esse regime de potência não é o suficiente para manter o voo reto e nivelado, simulando a perda do motor e permitindo a realização do treinamento.

2.2.3 N2 Controlada no Modo *FLIGHT* (Regime nominal para o voo)

2.2.3.1 Antecipador do passo-coletivo

Neste tipo de dosagem, a posição do comando coletivo, que representa o ângulo das pás necessário para manter o *FLIGHT*, determina o ponto de ajuste básico da rotação referência do conjunto gerador de gases (N1*).

Esta função "antecipação", primeiro adapta a velocidade do gerador de gás (N1) para equilibrar a potência fornecida à potência requerida e, assim, manter a N2 constante. Além disso, o antecipador do passo coletivo fornece um sinal de variação de carga imediato, por meio de um potenciômetro duplo canal, conhecido como XPC. O sinal gerado pelo potenciômetro antecipa a fase de detecção dos movimentos coletivos e garante uma rápida reação do sistema de dosagem.

---

[14] Autorrotação significa a condição de voo de uma aeronave de asas rotativas na qual, com a aeronave em movimento, o rotor de sustentação é acionado exclusivamente pela ação do ar sobre o mesmo. ANAC. **RBAC 01:** Regulamentos Brasileiros de Aviação Civil. Definições, regras de redação e unidades de medida. Brasília, 2008.

Quadro 1 – Potenciômetros

Potenciômetros	
XPC	XPA
Potenciômetro de canal duplo, localizado na cadeia de comando do coletivo, é o responsável por informar ao FADEC as variações do ângulo das pás do rotor principal. Suprido com 10V pelo EECU, quanto mais acionado – coletivo mais solicitado -, menor a resistência e maior a corrente de retorno ao computador.	Potenciômetro de canal simples, localizado na cadeia de comando de guinada, é o responsável por informar ao FADEC as variações do ângulo das pás do rotor de cauda. Suprido com 10V pelo EECU, quanto mais acionado – pedal direito mais solicitado -, menor a resistência e maior a corrente de retorno ao computador.

Fonte: Elaboração do autor, 2016.

A quadro 2, abaixo, apresenta as funções dos potenciômetros XPC e XPA, com sinais validados e considerados pelo FADEC proporcionais à atuação do piloto nos comandos de voo. Este Modo Proporcional é utilizado para a dosagem do combustível em condições normais.

Quadro 2 - Modo Proporcional

Modo Proporcional	
XPC	XPA
<u>1ª Função:</u> *Adaptar a N1 à nova posição do passo coletivo (N1*) de acordo com a lei:* N1 = N1* + KP [N2* = f (DDN, Zp) + ∆XPA – N2] N1= Rotação real do conjunto gerador de gases. N2 = Rotação real da turbina de potência. N1* = N1 referência para a produção de gases em quantidade suficiente para manter a N2 num regime de rotação constante. KP = Coeficiente proporcional, baseado na N2*. N2*= N2 referência para a rotação da turbina de potência (turbina livre), que deve ser mantida num regime constante, dependendo da característica do FLIGHT. DDN = Posição do pedal direito. ∆XPA = Posição final menos a posição inicial do XPA.	<u>1ª Função:</u> *Aumentar ou diminuir a NR:* Voo em baixa altitude ≈ 384 RPM Voo em alta altitude ≈ 394 RPM Voo pairado ≈ 405 RPM
<u>2ª função:</u> *Antecipação.* O FADEC, logo que informado sobre a variação do ângulo das pás do rotor principal, ajusta a agulha dosadora de combustível antes mesmo de aumentar ou de diminuir o arrasto (peso).	<u>2ª função:</u> *Antecipação.* O FADEC, logo que informado sobre a variação do ângulo das pás do rotor de cauda, ajusta a agulha dosadora de combustível antes mesmo de aumentar ou de diminuir o arrasto (peso).

Fonte: Airbus Helicopters, 2017.

Se os dois canais do potenciômetro XPC (XPC1 e XPC2) falharem, a posição do coletivo não será mais conhecida pelo FADEC. Porém, estando o XPA íntegro, o sinal enviado por ele será validado e o Modo Integral-Proporcional será adotado. Neste modo, será considerada a variação da posição do pedal direito (DDN) e a altitude pressão (Zp), bem como será adotado um valor fixo para o XPC (em pane), na definição da potência para cada fase do FLIGHT. A luz âmbar GOV no painel de aviso e advertência acende-se.

Quadro 3 - Modo Integral / Proporcional

Modo Integral / Proporcional	
Pane do XPC N2* = f (DDN, Zp)	XPA funcionando normalmente

Fonte: Airbus Helicopters, 2017.

2.2.3.2 Governador de N2

O governador de N2 alinha o valor com a variável do valor de N2*, que é calculada pelo sistema VEMD e transmitida ao FADEC através da conexão ARINC 429.

> O ARINC 429 é uma especificação que define como os equipamentos de aviônica e sistemas devem se comunicar. Eles são interconectados por fios de par trançado. A especificação define as características elétricas e de dados e os protocolos que são usados. O ARINC 429 emprega barramentos de dados unidirecional, conhecido como Mark 33 Digital Information Transfer System (DITS) [...][15]

2.2.3.3 Antecipador do canal de yaw

O antecipador do canal de guinada fornece um sinal de variação de carga imediato (XPA). O FADEC filtra o sinal XPA para garantir variações suaves do NR.

[15] MATTOS, Alessandro Nicoli. **Telemetria e conceitos relacionados**. São José dos Campos, 2004.

O objetivo é assegurar:

- Uma rotação do rotor principal (NR) alta no FLIGHT pairado (DDN> 60%)[16]: o que permite melhor desempenho em caso de falha do motor nessas fases do FLIGHT.

- Uma rotação do rotor principal (NR) em FLIGHT de alta velocidade e de baixa altitude (DDN = 40%): isto assegura a redução dos níveis de ruído.

- Alta NR em alta velocidade (DDN = 40%): isto garantir um bom desempenho de FLIGHT cruzeiro, em alta altitude.

No FLIGHT à frente, com velocidade indicada acima de 40kt, o pedal direto está mais próximo do neutro, pois um vetor força é gerado na deriva superior, de mesma direção e sentido do empuxo gerado pelo rotor de cauda, diminuindo a necessidade do acionamento daquele rotor. No pairado, no entanto, o pedal direito estará bem avançado, pois não há sustentação na deriva capaz de manter a aeronave estabilizada no eixo de guinada. O potenciômetro XPA tem a importante função de solicitar ao FADEC mais rotação (NR) para o rotor principal, para aumentar as chances de realizar uma autorrotação com sucesso, caso ocorra um apagamento do motor no FLIGHT pairado.

Se o potenciômetro XPA falhar, o Modo Integral será adotado pelo FADEC. A N2 será mantida alta (102%) para qualquer posição do coletivo, com a finalidade de atender às necessidades de todas as fases do FLIGHT, mesmo as mais críticas.

Quadro 4 - Modo Integral

Modo Integral	
XPC (funcionando normalmente).	Pane do XPA (N2 será elevada a 102%)

Fonte: Airbus Helicopters, 2017.

[16] DDN: posição do pedal direito, que em sua posição neutra, indica ao FADEC aproximadamente 50% através do potenciômetro XPA.

2.2.3.4 O limite para a referência N1*

O ponto de ajuste da referência N1* é limitado pelo FADEC para assegurar funções como o limite de TOT, o controle de aceleração e desaceleração, limites de torque etc.

2.2.3.5 Governador de N1

No modo integral / proporcional, o governador de N1 processa a diferença entre a N1* e a N1 real, instantânea. Ele converte a diferença em ajuste do fluxo de combustível (CH*), com a finalidade de manter a N1 equalizada com a N1* (referência).

2.2.3.6 Limite do Fluxo de combustível (CH*)

O limite do fluxo de combustível modifica o ajuste da dosagem para assegurar a função de proteção, tais como torque excessivo, apagamento do motor, sobre velocidades etc.

2.2.3.7 Unidade de dosagem do combustível

Finalmente, a referência para o fluxo de combustível (CH*) é processada para controlar a válvula de dosagem do combustível, que determina a taxa de fluxo real (CH) injetado na câmara de combustão. Esta taxa define os parâmetros operacionais do conjunto gerador de gases e, consequentemente, a sua velocidade N1. O ponto de ajuste de fluxo CH*, que vem do circuito de regulação de velocidade, passa primeiramente por um estágio de seleção CH*, levando em conta a posição do punho rotativo.

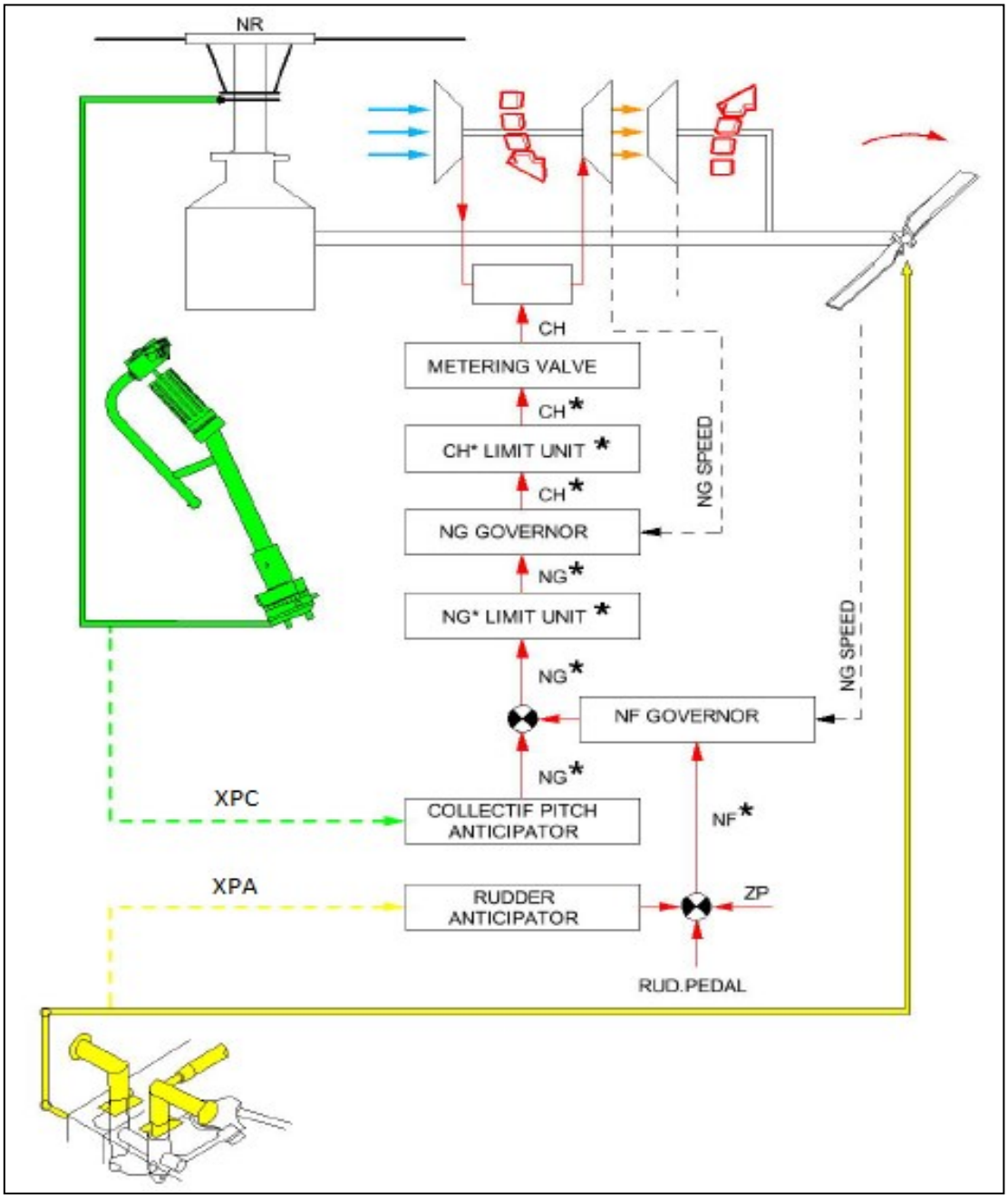
O limitador de fluxo processa o ponto de ajuste de fluxo em termos de TO, PO e P3[17] para cumprir com as limitações. Ele gera um ponto de ajuste da posição da válvula de dosagem, enviado ao estágio de controle da válvula. O estágio de

[17] Pressão do ar na saída do compressor centrífugo.

controle da válvula de dosagem, que conhece a posição real da válvula, gera o sinal ao motor de passo, que atual na válvula, reposicionando-a.

EXEMPLO: No caso de um aumento de carga, o sistema de governo reage e aumenta o fluxo de combustível. A velocidade de N1 aumenta de modo a manter a velocidade N2 e, portanto, constante NR.

Figura 5 - Circuito de Regulação - FADEC



Fonte: Airbus Helicopters (2012).

2.2.4 Limitações

O FADEC calcula as limitações de N1 em MTOP (Potência Máxima de Decolagem) e em MCP (Potência Máxima Contínua) e os envia para o VEMD através da conexão ARINC. Uma vez que os dados transmitidos foram corrigidos pelo VEMD, essas limitações são exibidas no VEMD, na página 3-info ou na página FLI.

Figura 6 - Telas 3-INFO e FLI do VEMD

Fonte: Airbus Helicopters (2016).

O cálculo das limitações é, portanto, compartilhado entre o FADEC e o VEMD. O piloto é responsável pelo cumprimento das limitações, observando os parâmetros durante a movimentação dos comandos do helicóptero.

2.2.4.1 Limitações de N1

O FADEC calcula a MTOP baseada em N1 e a envia para o VEMD, que determina o ΔN1 (margem de potência). Essa limitação é apresentada na tela superir do VEMD e o piloto precisa cumprir tanto com a limitação MTOP N1, quanto com a limitação MCP N1.

2.2.4.2 Limite do Torque

O piloto é o responsável por cumprir com as limitações de torque, também apresentada na tela superior do VEMD. É importante destacar que a dosagem do combustível e as limitações dos parâmetros são calculadas pelo EECU. Cabe ao piloto, utilizar a máquina sem excedê-las. Como medida de segurança, o governador gera um limite máximo de N1 para evitar um torque excessivo, o que causaria danos na CTP e no rotor principal.

2.2.5 Cheque da Potência do Motor (EPC)

O cheque é executado automaticamente pelo VEMD e pelo FADEC, em conjunto. Durante um voo reto e nivelado, o piloto manter a aeronave na potência máxima contínua (MCP) e, através do VEMD, acessar a página do EPC.

Sequência de verificação da potência do motor:

VEMD - Em voo estabilizado, solicita que o FADEC realize a verificação do potência do motor.

FADEC – Realiza a aquisição dos parâmetros do motor, cálcula de margens de N1 e de TOT, relacionadas ao TQ. Transmite os parâmetros e margens através do ARINC 429 ao VEMD.

VEMD – Corrige as margens em termo da configuração do motor (filtro de areia instalado ou não) e exibi essas margens (TOT e TQ) à tripulação, com mensagens *GOOD* ou *BAD*, salvando os resultados dos últimos oito cheques.

2.2.6 Contagem de Ciclos

O FADEC possui um sistema de contagem e memorização de ciclos para a turbina livre (N2) e para o conjunto gerador de gases (N1). Estas informações são enviadas para o VEMD e exibidas à tripulação após cada voo.

2.3 EBCAU

2.3.1 As Funções do EBCAU (Unidade Auxiliar de Controle Reserva do Motor)

2.3.1.1 Cartão EBCAU

O cartão de circuito impresso número 3, o EBCAU, tem duas funções principais: dosar o combustível através do mecanismo de reserva e retornar a válvula de dosagem reserva para a posição neutra (se movimentada). A dosagem através do EBCAU pode ocorrer em duas situações distintas:
- em FLIGHT, se ocorrer uma falha de nível três (Maior) em ambos os canais do EECU. Neste caso, a luz vermelha GOV irá acender; ou
- no solo, durante os testes periódicos desse sistema reserva.

O EBCAU recebe dois sinais que indicam se a válvula reserva encontra-se na posição neutra, acima do neutro ou abaixo do neutro. Quando solicitado, o EBCAU retorna a válvula reserva ao seu ponto neutro. Todas as vezes que for ativado, o cartão EBCAU causará o acendimento da luz âmbar GOV, juntamente com a luz vermelha GOV.

2.3.1.2 Proteção contra apagamento e estol do compressor no modo EBCAU

A unidade de dosagem de combustível reserva está equipada com um batente anti-apagamento do motor. O motor também está protegido do estol do compressor através da limitação da atuação do motor elétrico reserva, com velocidade máxima de 5 ° / seg (proteção até 18.500 pés) e de uma instrução piloto para manter um torque mínimo de 10%.

De acordo com a Força Aérea dos Estados Unidos, o estol do compressor:

> [...] é o resultado da separação do fluxo de ar da superfície das palhetas do compressor, tal qual a separação do fluxo de ar da superficie das asas, resultando no estol da aeronave. [...][18]

2.3.1.3 Atuador *Backup*

O atuador *backup* (reserva) é instalado na unidade de dosagem de combustível: a unidade hidromecânica (HMU)[19]. Recebe alimentação elétrica modulada (28 V para atuar com velocidade de 9° por segundo, 9,3 V para reduzir a 3° por segundo etc.) via EBCAU e está equipado com um sensor de posição que envia dois sinais para o EBCAU:

- Um sinal que indica "acima da posição neutra",
- Um sinal que indica "abaixo da posição neutra".

2.3.2 Ativação das Funções do EBCAU

2.3.2.1 Em voo

Caso ocorra uma falha de nível três (Maior) no EECU, o FADEC congela a posição da agulha dosadora de combustível e envia um sinal de falha para o EBCAU e para o painel de alarmes (CWP)[20], que fica instalado no painel de instrumentos. O sistema reserva, EBCAU, é ativado e as luzes GOV vermelha e GOV âmbar se acendem. O mecanismo de *backup* é, portanto, ativado automaticamente. Nenhum comando extra é solicitado à tripulação diante dessa falha.

No evento de uma grande falha do FADEC, a válvula reserva irá manter uma NR de, pelo menos de 350 rotações por minuto. Durante a rápida transição entre as duas funções – principal e emergência -, haverá uma pequena variação potência, visto que a válvula principal estará congelada numa posição intermediária. O atuador reserva administrará um combustível complementar ou limitará o fluxo que

---

[18] United States Air Force. **Convair F-102 Delta Dagger Pilot's Flight Operating Manual.** EEUA: Lighting Source, 2007. Pág. 3-19.

[19] Hydromechanical Unit: unidade instalada na caixa de acessórios do motor Arriel 2D e que contém os atuadores principais e *backup* de dosagem do combustível.

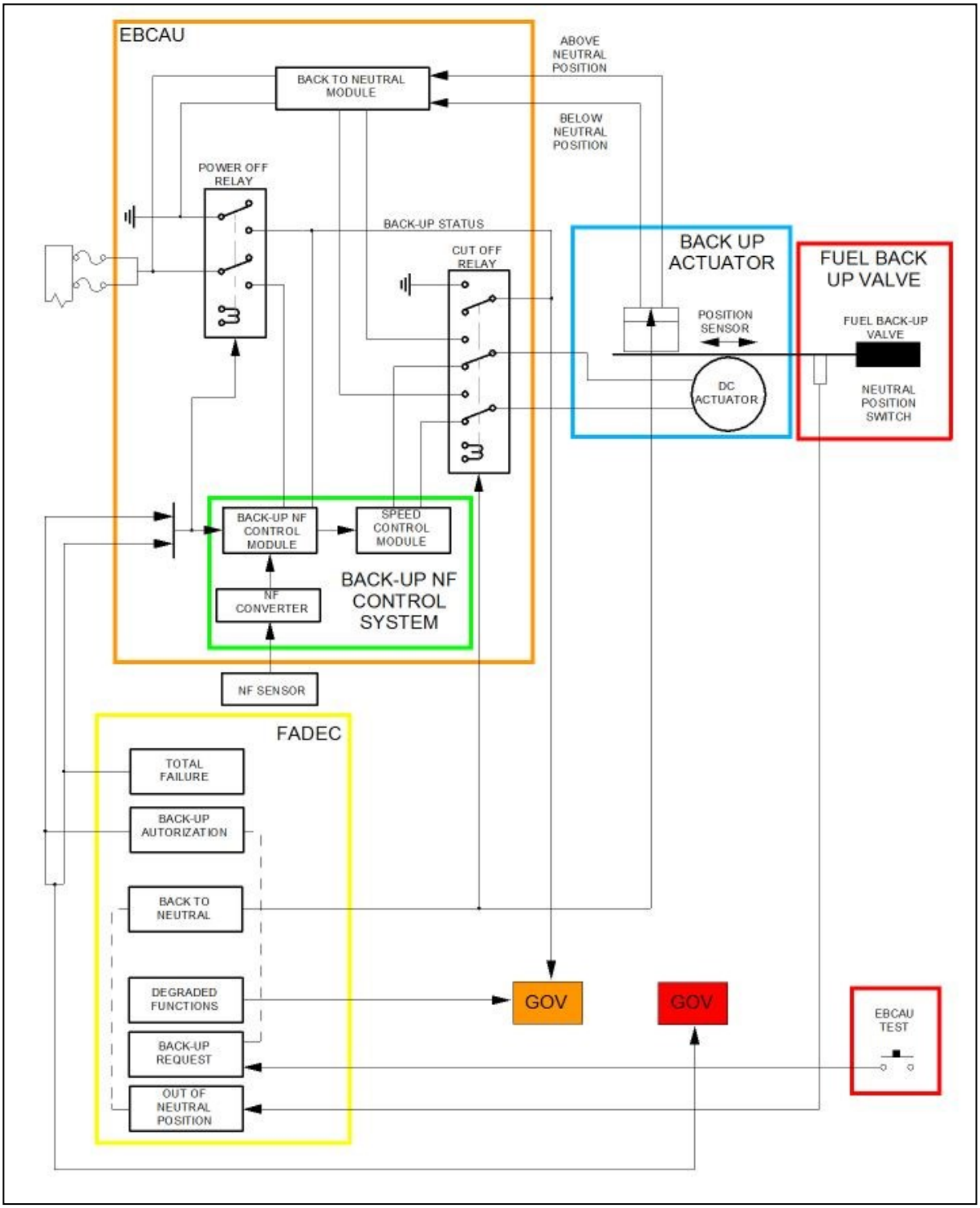
[20] Caution Warning Panel: panel de alarmes instalado no painel de instrumentos, contendo luzes de alerta (âmbar) e luzes de emergência (vermelhas).

passa pela válvula principal imóvel. Essa falha do FADEC é irreversível, consequentemente, o voo até o pouso correrá no modo *backup*.

2.3.2.2 No solo

O botão TEST EBCAU é usado na manutenção periódica, no solo. Pressionar o botão faz com que o FADEC simule uma falha nível 3 do FADEC. Assim, o FADEC congela a válvula dosadora principal e envia ao modo *backup* um sinal de autorização para que o EBCAU assuma a dosagem do combustível. A tripulação observará um aumento de N2, da faixa nominal para 102%, além do acendimento das luzes GOV, exatamente como na falha real. Após o teste, o FADEC envia outro sinal para o EBCAU, para que retorne a válvula dosadora reserva para a sua posição neutra.

Figura 7 - Cartão No. 3 do ASU - EBCAU



Fonte: Airbus Helicopters (2012).

2.4 CLASSIFICAÇÃO DE FALHAS DO FADEC

As falhas do Sistema FADEC são divididas em três níveis, de acordo com a repercussão na dosagem do combustível.

Níveis de falha para os canais e para os componentes do FADEC:

- Nível 1 (Redundância): falha em um sinal ou componente que, pela importancia dentro do sistema, é duplicado. Este tipo de falha não tem efeito sobre a dosagem, que continua sendo realizada da forma correta. Porém, uma ação de manutenção é requerida antes de retornar a aeronave ao FLIGHT. Este tipo de falha causa o acendimento intermitente da luz GOV âmbar, no CWP e esse alarme visual somente é ativado quando o punho rotativo encontra-se na posição IDLE.

- Nível 2 (Menor): ausência de algum sinal importante, sem o qual o canal (A ou B) que comandou a partida, ainda é capaz de executar todos os funções de dosagem, mas com as leis degradadas. Nesse caso, a potência do motor está totalmente disponível, a regulação N1 (ou a regulação N2) é realizada sem oscilações e o motor é capaz de acelerar e desacelerar sem risco de superaquecimento ou estol do compressor. As velocidades de aceleração e desaceleração do motor são degradadas, mas aceitável. Esta falha será seguida pelo acendimento contínuo da luz GOV âmbar, independente da posição do punho rotativo.

- Nível 3 (Maior): o canal fica impossibilitado de continuar dosando o combustível.

  . Se a falha ocorre no canal que estava dosando, o outro canal assume o controle;

  . Se o outro canal também apresentar uma falha de nível 3, é considerada uma falha nível 3 para o FADEC, e o EBCAU será ativado automaticamente. Diante dessa falha, ambas as luzes GOV apresentar-se-ão acesas no CWP. A luz vermelha indica que o FADEC não exerce mais a função de dosador. A âmbar, que a dosagem está degradada, pois é realizada pelo EBCAU.

Falhas detectadas no Sistema são enviadas ao VEMD através do ARINC e são gravadas no VEMD e no gravador de dados do motor (EDR)[21]. No modo *MAINT*, da página *FAILURE* do VEMD, é possível consultar estas falhas, facilitando a resolução de eventuais problemas.

[21] Engine Data Recorder.

3. APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

O presente capítulo descreve os dados e discute os resultados coletados a partir da pesquisa, documental e bibliográfica, realizada.

3.1 AUMENTO DA SEGURANÇA

Logo no início do Referencial Teórico, afirma-se a redução da carga de trabalho à tripulação em função do uso do sistema FADEC em helicópteros. Verificou-se, através da análise dessa afirmação, que o piloto fica isento de realizar ajustes no fluxo de combustível durante o voo, tendo um considerável alívio na sua carga de trabalho. Esse alívio proporciona à tripulação mais tempo disponível para o monitoramento do painel de instrumentos e, principalmente, para o controle direcional do helicóptero. Fica evidente a mitigação do risco de voar ao proporcionar à tripulação mais tempo livre para a manutenção do controle da aeronave.

3.2 MANUTENÇÃO DA ROTAÇÃO DOS ROTORES

Com relação à NR mantida constante, deve o leitor entender que essa NR é mantida, na verdade, “o mais constante possível”. É preciso esclarecer que o EECU tem a capacidade de fazer variar a rotação em função do regime de voo. Assim, uma vez identificados parâmetros como a Hp, a OAT e a posição dos comandos de voo através dos potenciômetros XPA e XPC, os canais A e B definem a rotação para o rotor principal. Essa rotação pode atingir, por exemplo, 405 RPM no voo pairado, garantindo uma melhor performace da aeronave, inclusive na eventualidade de um apagamento do motor nessa fase do voo.

3.3 LIMITAÇÃO DE POTÊNCIA

A limitação máxima de torque imposta pela caixa de transmissão principal, assim como as outras limitações apresentadas na seção 2 do FLM, precisam ser respeitadas e, sem os alertas sonoros gerados pelo sistema FADEC, juntamente com o VEMD, a operação torna-se-ia mais complexa à tripulação. Exceder

parâmetros da célula ou do motor acarretará em indisponibilidade da aeronave para o voo e as intervenções de manutenção requeridas poderão demandar substituição de componentes.

3.4 ACIONAMENTO DO MOTOR

Quanto à partida, verificou-se que somente é possível no modo automático, uma vez que não há meios disponíveis ao piloto para efetuar o gerenciamento do combustível. Através do punho rotativo, o piloto pode definir a posição relativa aos regimes marcha lenta ou nominal para o voo. Pode-se afirmar que não há posição intermediária para esse punho e que, através dessas posições, sinais elétricos infomam ao EECU a solicitação do piloto.

Ainda sobre a partida, considera-se finalizada essa etapa quando a N1 atinge 62%. Mas esse parâmetro mantém-se continua em ascensão até 68%, se solicitada marcha lenta, ou até 83%, se a faixa nominal de potência estiver selecionada através da posição voo.

3.5 REDUNDÂNCIA

O sistema digital tem como objetivo manter a rotação dos rotores estável, semelhante ao trabalho realizado pelos governadores centrífugos, nas versões sem FADEC. Essa nova tecnologia, no entanto, realiza essa dosagem com maior precisão, monitorando, ainda, os limites de operação do motor. Além do mais, a redundância se apresenta também na duplicação dos computadores - canais A e B - que trabalham simultaneamente para garantir a dosagem perfeita. Depois de realizados os cálculos individuais, esses canais comparam entre si os resultados e alternam-se no comando do motor elétrico que aciona a agulha dosadora. A cada acionamento do motor, o canal que comandou a agulha no voo anterior, cede o comando ao próximo canal. Se houver uma discrepância considerável nos resultados obtidos, uma mensagem de falha será apresentada à tripulação por meio do VEMD.

3.6 A N1 E A N2 COMO PARÂMETROS DE CONTROLE

Do bagageiro de carga traseiro o EECU realiza funções importantes, como a partida do motor, o controle da N1 no regime marcha lenta, o controle da N2 no regime voo, cálculos de limitações, verificação do EPC, contagem de ciclos, detecção e notificação de falhas.

O foco no controle da N1, durante a fase de partida, irá garantir que as leis de dosagem sejam cumpridas e respeitas. Durante o voo, no entanto, o parâmetro priorizado será a N2. Os motivos que justificam essa mudança foram apresentados acima, quando citada a manutenção da NR constante. O cálculo das limitações é baseado em leis programadas nos canais A e B, que as respeitam durante todas as fases, assegurando o uso do motor com a potência necessária, mas sem danificá-lo.

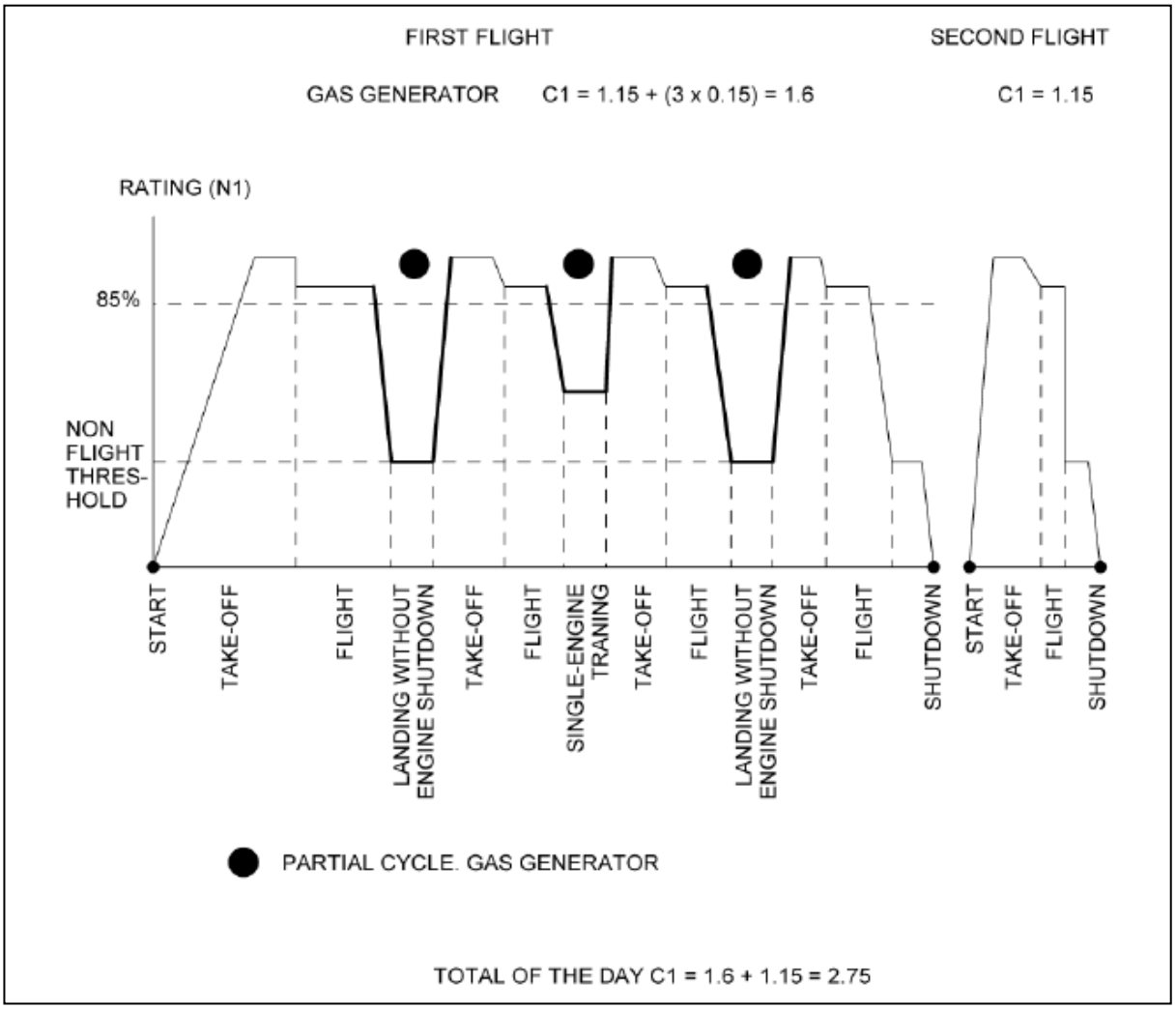
3.7 O EBCAU

Constatou-se nesta pesquisa que um canal do EECU é o backup do outro, durante todo o voo. Desta forma, se um canal não puder comandar a dosagem, o próximo canal assumirá essa importante função. Mas, diante de uma falha maior de todo o sistema FADEC, haverá outro backup, também eletrônico: o EBCAU. Utilizando-se de um motor elétrico exclusivo e de uma válvula de dosagem específica, esse componente independente será acionado automaticamente pelo sistema principal, garantindo a dosagem até que o piloto possa pousar a aeronave. O cartão de circuito impresso EBCAU é o sistema reserva que irá substituir o sistema principal diante de uma impossibilidade total do EECU em continuar realizando o gerenciamento do combustível. Essa função *backup* confirma o conceito *Full Authority*, além de manter o piloto isento dessa dosagem. O punho rotativo torna-se, dessa forma, apenas uma *switch* que permite ao piloto informar ao sistema FADEC o regime a ser adotado, baseado nas posições selecionadas: IDLE (regime de marcha lenta) ou FLIGHT (regime nominal para o voo).

3.8 CICLOS (N1 E N2)

Para melhor compreensão de outras funções realizadas pelo FADEC, essa parte do trabalho acrescenta informações quanto à pesquisa realizada sobre a contagem de ciclos dos compressores e das turbinas (N1 e N2). Uma vez que esses componentes do motor sofrem ação de força centrífuga, também precisam ser monitorados quanto ao desgaste pelo cálculo preciso dos ciclos. De acordo com o material estudado, pode-se afirmar que o FADEC realiza os cálculos de forma automática, baseado em variações de potência. Considerando-se a documentação técnica da fabricante Safran Helicopters Engine, é possível entender que para cada fase completa de operação - do acionamento ao corte do motor – o EECU soma ciclos ao conjunto gerador de gases (N1). Isso significa que, se a N1 superar 85% no acionamento, ao zerar essa rotação deverão ser registrados 1,15 ao cômputo de ciclos e registrado na documentação do motor. Além disso, após esse acionamento completo, se houver redução da N1 abaixo de 85%, seguido de uma retomada dessa rotação acima desse valor, registrar-se-á um ciclo parcial, independentemente de ter ocorrido pouso e desde que não ocorra o corte do motor naquela redução. Para cada ciclo parcial, adiciona-se 0,15 ao cômputo total de ciclos de N1, conforme apresentado na tabela abaixo.

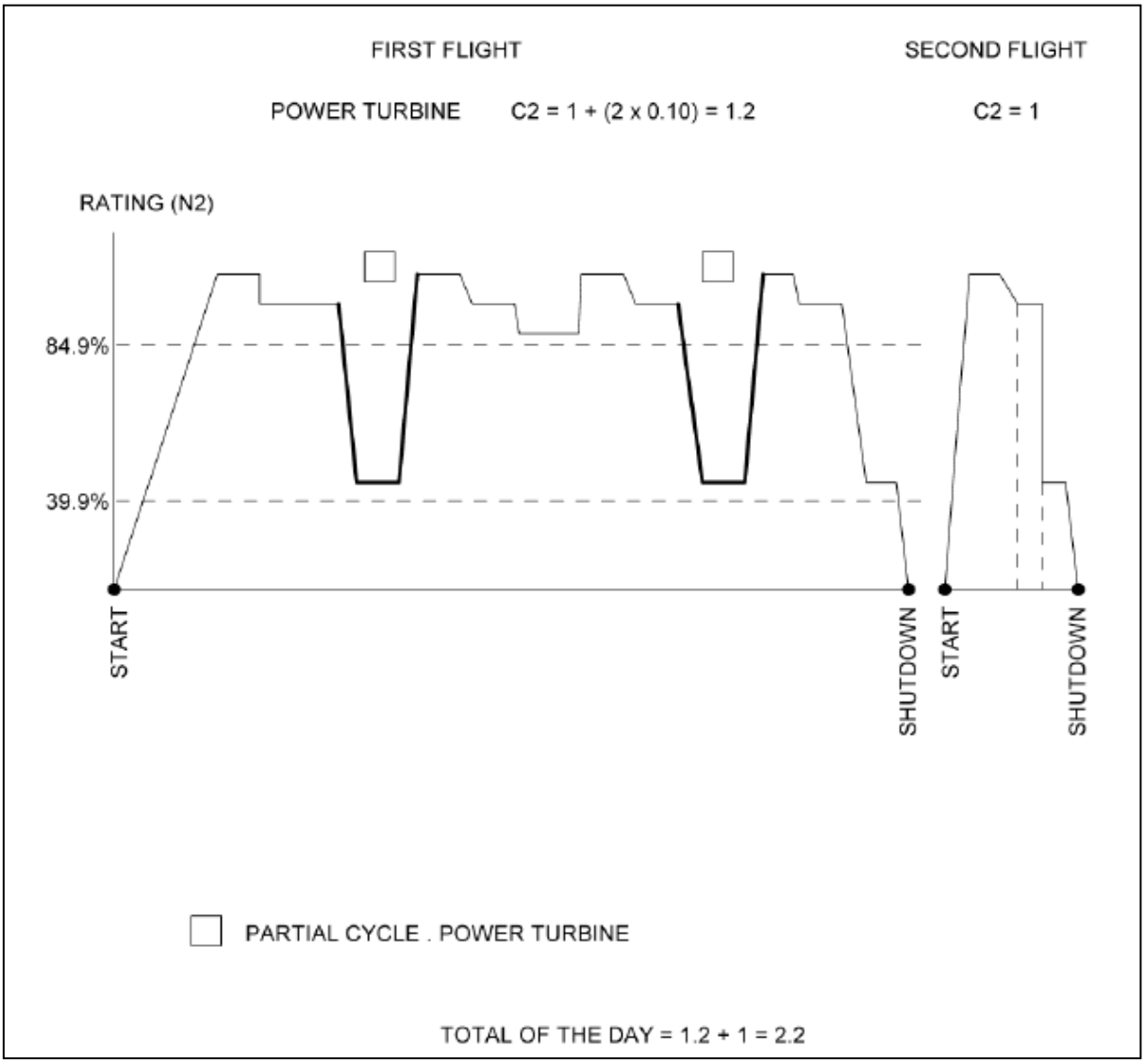
Figura 8 – Cômputo do Ciclo de N1



Fonte: Safran Helicopters Engine (2014).

Para o cálculo do ciclo de N2 é considerado o valor 84,9% como referência. A cada acionamento completo será computado um ciclo, cujo valor é igual a 1. Quanto aos ciclos parciais de N2, serão somados sempre que ocorrerem reduções de potência até o limite de 39,9% e, na sequencia, reaceleração acima de 84,9%. Cada ciclo parcial de N2 equivale a 0,1. Se houver redução abaixo de 39,9%, um novo ciclo completo será registrado.

Figura 9 – Cômputo do Ciclo de N2



Fonte: Safran Helicopters Engine (2014).

3.9 ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS

Muito embora o motor Arriel 2D equipe as duas aeronaves utilizadas como referência desta pesquisa - o H125 e o H130 -, existem diferenças importantes relacionadas à limitação de potência e precisam ser consideradas pelos operadores. Em resumo, quando instalado no H130, o mesmo motor pode ser explorado com limites superiores aos praticados na operação do H125. Para tanto, apurou-se que a caixa de transmissão principal do H130 foi atualizada, tendo recebido parafusos reforçados na conexão entre cárteres e no redutor cônico (primeiro estágio de redução).

No quadro abaixo é possível observar a diferença entre o peso máximo de decolagem desses cada helicóptero, equipados com o mesmo motor.

Quadro 5 – Peso de decolagem dos helicópteros Airbus H125 e H130.

Pesos Máximos de Decolagem (H125 e H130)	
H125	H130
Peso Máximo de Decolagem (Condição ISA): 2250 Kg (sem carga externa) e 2800 Kg (com carga externa).	**Peso Máximo de Decolagem** (Condição ISA): 2500 Kg (sem carga externa) e 3050 Kg (com carga externa).

Fonte: Airbus Helicopters, 2017.

4. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Cento e onze anos se passaram desde o voo do 14-bis - avião construído e voado pelo brasileiro Alberto Santos Dumont, sendo o primeiro a voar sem auxílio externo - e as aeronaves evoluíram grandemente. Com a constante busca por melhorias na segurança do voo, diversos setores foram transformados com o auxílio de tecnologias e, hoje, representam uma nova fase na aviação. E isso não se limita aos aviões, chegando às aeronaves de asas rotativas.

Um dos pontos conclusivos desta pesquisa foi a constatação de que não há necessidade de atribuir ao piloto a dosagem do combustível, quando operando aeronaves H125 e H130. O foco principal desse trabalho foi detalhar o funcionamento do sistema FADEC, cujo computador é equipado com dois canais igualmente capacitados e realiza esse gerenciamento nessas aeronaves, com uma competência inigualável. A pesquisa apresentada nas páginas acima mostra que o combustível que chega à câmara de combustão passa por uma dosagem precisa e produz os gases necessários para manter a potência solicitada. Conforme foi apresentado, são considerados nessa dosagem os limites operacionais da célula e do próprio motor. Leis de dosagem são respeitadas e os diversos parâmetros apresentados à tripulação são monitorados e também utilizados pelos dois canais que, juntos, calculam e decidem a melhor posição para a agulha dosadora. Porém, o posicionamento dessa agulha, através de um motor elétrico, é realizado por um desses dois canais, que se alternam a cada voo.

O FADEC também é o responsável pela execução de outras funções, tais como: cálculo das limitações de N1 em MTOP (Potência Máxima de Decolagem) e em MCP (Potência Máxima Contínua), cheque de potência do motor, apresentação de códigos de eventuais falhas à tripulação, cálculo dos ciclos das turbinas e outros.
Os pilotos dessas máquinas possuem mais tempo livres para dedicarem-se à dirigibilidade do helicóptero, o que permite voos mais seguros e com excelentes respostas às solicitações de potência. Pode-se concluir, portanto, a real necessidade de atualização dos conhecimentos por parte dos operadores, buscando operar essas máquinas de forma segura e padronizada, em condições normais e diante de eventuais emergências.

Quanto à continuidade ou revisão deste estudo, recomenda-se que o detalhamento do sistema FADEC em aeronaves com dupla motorização esteja entre

os itens de análise, a fim de poder esclarecer à grande parcela de pilotos e mecânicos que operam helicópteros da categoria bimotores.

Santos Dumont, o pai da aviação, foi um exímio inventor. Ele afirmou que: “As invenções são, sobretudo, o resultado de um trabalho teimoso”. Espera-se que as próximas gerações continuem “teimando” e insistam em melhorar, a cada dia, a aviação em geral.

REFERÊNCIAS

1. AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. **Anacpédia.** Disponível em: <http://www2.anac.gov.br/anacpedia/sig/tr2275.htm>. Acesso em: 03 ago. 2017.

2. AIRBUS. **ORION: Seção de Descrição dos Sistemas.** Rev. 007. França, 2017.

3. ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 15971-4: aeronáutica** - vocabulário - parte 4: propulsão aeronáutica. Rio de Janeiro, 2011. p. 44.

4. BIANCHINI, Denis. **Conhecimentos Técnicos – Aviões / Denis Bianchini**. 2ª. Ed – São Paulo: Editora Bianch, 2015.

5. CERVO, A. L.; BERVIAN, P. A.; SILVA, R. **Metodologia científica.** 6. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2007.

6. CIRCUIT SPECIALISTS. **Step motors.** Disponível em: < https://www.circuitspecialists.com/stepper-motor>. Acesso em: 05 Ago 2017.

7. CROUCHER, Phill. **Private Helicopter Pilot Studies.** EASA edition. Electrocution Technical Publishers, 2016.

8. DUTRA, Luiz Costa e Silva. **Glossário aerotécnico: inglês-português.** São Paulo: Traço, 1979. p.756.

9. FLIGHT-Mechanic.com. **The FADEC System – Electronic Control Unit (ECU).** Disponível em: <http://www.FLIGHT-mechanic.com/fadec-system-electronic-control-unit-ecu/>. Acesso em: 05 Ago 2017.

10. HELIBRAS. **A dosagem eletrônica do combustível nos helicópteros H125 e H130 por meio do sistema digital FADEC.** Disponível em: <http://www.helibras.com.br/website/po/press/Artigo-A-dosagem-eletr%C3%B4nica-do-combust%C3%ADvel-nos-helic%C3%B3pteros-H125-e-H130-por-meio-do-sistema-digital-FADEC_16.html>. Acesso em: 15 ago 2017.

11. NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **NASA.** Disponível em:<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/UEET/StudentSite/engines.html>. Acesso em: 04 ago. 2017.

12. SAFRAN. **Maintenence Manual 05-10-02-200-801-A01: Arriel 2D.** Airworthiness Limitation. Pg. 7. Oct. 30/2014.

13. UNITED STATES AIR FORCE. **Convair F-102 Delta Dagger Pilot's Flight Operating Manual.** EEUA: Lighting Source, 2007. p.3-19.

APÊNDICE A – CAPACIDADES DO H125

Transporte
Configuração padrão: 1 piloto + 5 passageiros (transporte de passageiros).
Configuração de alta densidade: 1 piloto + 6 passageiros.
Configuração conforto: 1 piloto + 3 ou 4 passageiros.
Evacuação aeromédica: 1 piloto + 1 maca + 2 atendentes médicos.
Transporte de carga: 1 piloto + 3 m3 (105,9 ft3) (carga na cabine).
Peso
Peso máximo de decolagem (MTOW): 2,250 kg (4,960 lb).
Com o kit para aumentar o Peso Bruto interno (opcional): 2.370 kg (5.225 lb)
Peso máximo de decolagem com carga externa: 2.800 kg (6,172 lb).
Peso vazio: 1,433 kg (3,159 lb) (aeronave padrão).
Carga máxima no gancho: 1.400 kg (3.086 lb).
Capacidade de combustível: 426 kg (939 lb).
Motor (ISA, NMM) 1 Turbomeca Arriel 2D – Motor Turbo-eixo
Potência de decolagem: 632 kW (847 shp).
Potência Contínua Máxima: 638 kW (856 shp).
Desempenho na Potência Máxima de Decolagem (ISA, NMM)
Velocidade máxima (VNE): 287 km / h (155 kts).
Velocidade de cruzeiro rápido em MCP: 258 km / h (140 kts).
Razão de subida: 10.0 m / s (1.959 ft / min).
Teto de pairado (OGE) na potência de decolagem: 3.383 m (11.100 ft).
Alcance sem reserva de combustível, com velocidade de cruzeiro rápida e com tanque padrão: 651 km (351 NM).
Autonomia (sem reserva): 4 horas 28 min. com 100km/h (54 kts).
Limitações de operação
Altitude máxima de operação: 7,010 m (PA) 23, 000 ft (PA).
Temperatura mínima: - 40 ° C (- 40 ° F).
Temperatura máxima: ISA + 35 ° C (limitado a + 50 ° C) / ISA + 95 ° F (limitado a 122 ° F).

APÊNDICE B – CAPACIDADES DO H130

Transporte
Configuração padrão: 1 piloto + 6 passageiros (transporte de passageiros).
Configuração de alta densidade: 1 piloto + 7 passageiros.
Evacuação aeromédica: 1 piloto + 1 maca + 2 atendentes médicos + 1 assento.
Transporte de carga: 1 piloto + 3,7 m3 (130,7 ft3) (carga na cabine).
Peso
Peso máximo de decolagem (MTOW): 2,500 kg (5,512 lb).
Peso máximo de decolagem com carga externa: 3,050 kg (6,724 lb).
Peso vazio: 1,433 kg (3,159 lb) (aeronave padrão).
Carga útil: 1,067 kg (2,352 lb).
Capacidade de combustível: 426 kg (939 lb).
Motor (ISA, NMM) 1 Turbomeca Arriel 2D – Motor Turbo-eixo
Potência de decolagem: 710 kW (952 shp).
Potência Contínua Máxima: 638 kW (856 shp).
Desempenho na Potência Máxima de Decolagem (ISA, NMM)
Velocidade máxima (VNE): 287 km / h (155 kts).
Velocidade de cruzeiro rápido em MCP: 236 km / h (127 kts).
Razão de subida: 8.0 m / s (1.600 ft / min).
Teto de pairado (OGE) na potência de decolagem: 2,950 m (9,675 ft *).
Alcance sem reserva de combustível, com velocidade de cruzeiro rápida e com tanque padrão: 606 km (327 NM).
Autonomia (sem reserva): 4 horas 00 min.
Limitações de operação
Altitude máxima de operação: 7,010 m (PA) 23, 000 ft (PA).
Temperatura mínima: - 40 ° C (- 40 ° F).
Temperatura máxima: ISA + 35 ° C (limitado a + 50 ° C) / ISA + 95 ° F (limitado a 122 ° F).

* Desempenho demonstrado com 2,465 kg (5,434 lb)