

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ**  
**FELIPE GONÇALVES PIRES**

**FUNCIONAMENTO E EVOLUÇÃO DO MOTOR A  
REAÇÃO DO TIPO TURBO-EIXO DE TURBINA LIVRE**

**Taubaté - SP**  
**2023**

**FELIPE GONÇALVES PIRES**

**FUNCIONAMENTO E EVOLUÇÃO DO MOTOR A  
REAÇÃO DO TIPO TURBO-EIXO DE TURBINA LIVRE**

Trabalho de Graduação apresentado para  
obtenção do Certificado de Graduação do  
curso de Engenharia de Produção  
Mecânica do Departamento de Engenharia  
Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Me. Paulo Cesar  
Corrêa Lindgren

Coorientadora: Prof<sup>a</sup>. Me. Maria Regina  
Hidalgo de Oliveira  
Lindgren

**Taubaté – SP  
2023**

**Grupo Especial de Tratamento da Informação - GETI**  
**Sistema Integrado de Bibliotecas – SIBi**  
**Universidade de Taubaté - Unitau**

P667f

Pires, Felipe Gonçalves

Funcionamento e evolução do motor a reação do tipo turbo-eixo de turbina livre / Felipe Gonçalves Pires. -- 2023.

49 f. : il.

Monografia (graduação) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2023.

Orientação: Prof. Me. Paulo Corrêa Lindgren, Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Asa rotativa. 2. Motor a reação. 3. Turbina livre. 4. Turbo eixo. 5. Arriel. I. Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia Mecânica. Graduação em Engenharia de Mecânica. II. Título.

CDD – 658.5

FELIPE GONÇALVES PIRES

FUNCIONAMENTO E EVOLUÇÃO DO MOTOR A  
REAÇÃO DO TIPO TURBO-EIXO DE TURBINA LIVRE

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO APROVADO COMO PARTE  
DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE "GRADUADO EM  
ENGENHARIA MECÂNICA"

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO COORDENADOR DE TG DO  
CURSO DE GRADUAÇÃO DO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

---

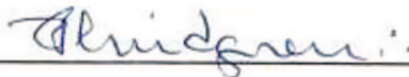
Prof. Me. FÁBIO HENRIQUE FONSECA SANTEJANI  
Coordenador de Trabalho de Graduação

BANCA EXAMINADORA:



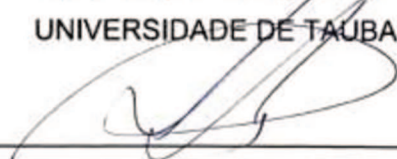
---

Prof. Me. Paulo Cesar Corrêa Lindgren  
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ



---

Prof<sup>a</sup>. Me. Maria Regina Hidalgo de Oliveira Lindgren  
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ



---

Prof. Me. Pedro Marcelo Alves Ferreira Pinto  
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

04 de dezembro de 2023

Dedico este trabalho aos meus pais Sebastião Antunes Pires e Glória Gonçalves Pires para expressar minha profunda gratidão pelo apoio inabalável que vocês me proporcionaram ao longa de toda minha jornada acadêmica. Sem o amor, incentivo e orientação que vocês sempre me deram, este trabalho não teria sido possível.

## **AGRADECIMENTOS**

Gostaria de agradecer primeiramente aos meus pais Sebastião Antunes Pires e Glória Gonçalves Pires, expressando minha mais profunda gratidão por sua orientação e apoio inestimável ao longo da minha formação. Sem a suas valiosas companhias, com certeza os meus dias seriam mais difíceis e eu não teria alcançado meu objetivo. Espero poder sempre ser motivo de orgulho e possa retribuir todo o amor que tive durante toda minha vida.

À Universidade de Taubaté (UNITAU), que forneceu sua estrutura física e um ambiente favorável ao aprendizado, com seus professores qualificados e todos os profissionais que estiveram sempre dispostos a ajudar.

Ao meu orientador, professor Me. Paulo Cesar Corrêa Lindgren, e apoio constante ao longo desse desafiador processo de elaboração deste trabalho. Sua sabedoria e dedicação foram fundamentais para a conclusão de mais uma etapa, obrigado pelo conhecimento e orientação durante toda essa jornada.

À professora coorientadora, Me. Maria Regina Hidalgo de Oliveira Lindgren, por sua dedicação e inspiração ao longo de mais este período, sua dedicação ao ensino e suas habilidades em transmitir conhecimento tem sido uma fonte constante de motivação para mim. Suas lições vão além do currículo, ensinando não apenas o conteúdo, mas também o valor da perseverança e a busca pelo sucesso, moldando seus alunos de maneira tão significativa.

“O progresso é impossível sem mudança,  
e aqueles que não podem mudar suas  
mentes não podem mudar nada.”  
(GEORGE BERNARD SHAW)

## RESUMO

Este trabalho tem por finalidade descrever o funcionamento de um motor a reação do tipo Turbo-Eixo de Turbina Livre, suas etapas e processos internos para a geração de energia, convertida em rotação para aeronaves de asas rotativas, trazendo informações sobre os motores atuais aplicados em aeronaves modernas e os avanços tecnológicos da automação para uma geração de energia mais segura e de maior economia. Os dados estudados para elaboração deste trabalho foram consultados a partir de livros disponíveis sobre a história dos motores e os avanços aeronáuticos, documentação técnica dos fabricantes, além de consultas a sites de informação sobre as aeronaves e seus motores, realizando-se uma busca detalhada sobre as variações e aplicações de cada projeto. Para isso são apresentados os métodos e os controles utilizados para garantir o correto funcionamento de um motor à reação, contemplando a importância da automação para a facilitação de operação e de identificação de falhas, tomando como exemplo motores controlados e assistidos por novas tecnologias.

**Palavras-chave:** Asa Rotativa. Helicóptero. Motor a Reação. Turbina Livre. Turbo-eixo.



## **ABSTRACT**

This work aims to describe the operation of a Free Turbine Turbo-Shaft type reaction engine, its steps and internal processes for generating energy, converted into rotation for rotary-wing aircraft, bringing information about current engines applied in modern aircraft and technological advances in automation for safer and more economical energy generation. The data studied for the preparation of this work were consulted from available books on the history of engines and aeronautical advances, technical documentation from manufacturers, in addition to consultations on information websites about aircraft and their engines, carrying out a detailed search on the variations and applications of each project. To this end, the methods and controls used to guarantee the correct functioning of a reaction engine are presented, considering the importance of automation for facilitating operation and identifying faults, taking as an example engines controlled and assisted by new technologies.

**KEYWORDS:** Rotating Wing. Helicopter. Reaction Engine. Free Turbine. Turbo-shaft.

## LISTA DE FIGURAS

|   |    |
|---|----|
| Figura 1 – Pantera AS365 K2.....                              | 18 |
| Figura 2 – Rotor Principal da aeronave Pantera AS365 K2 ..... | 19 |
| Figura 3 – Rotor Traseiro da aeronave Pantera AS365 K2.....   | 20 |
| Figura 4 – Motor Arriel 2C2CG.....                            | 24 |
| Figura 5 – Motor Arriel 2C2 e EECU.....                       | 25 |
| Figura 6 – Construção Modular.....                            | 26 |
| Figura 7 – Módulo 1: Caixa de Acessórios.....                 | 27 |
| Figura 8 – Módulo 2: Compressor Axial.....                    | 28 |
| Figura 9 – Módulo 3: Geradora de Gases .....                  | 28 |
| Figura 10 – Módulo 3: Câmara de Combustão .....               | 29 |
| Figura 11 – Módulo 3: Turbina da Geradora de Gases .....      | 30 |
| Figura 12 – Módulo 4: Turbina de Potência .....               | 31 |
| Figura 13 – Módulo 5: Engrenagens da Caixa de Redução .....   | 32 |
| Figura 14 – Rolamentos Lubrificados pelo Sistema de Óleo..... | 32 |
| Figura 15 – Tomadas de Ar do Motor (P3).....                  | 34 |
| Figura 16 – Válvula de Sangria de Ar.....                     | 34 |
| Figura 17 – Ignitores de Partida .....                        | 36 |
| Figura 18 – Sistema de Combustível .....                      | 37 |
| Figura 19 – Informações do Sistema de Medição e Controle..... | 40 |
| Figura 20 – VEMD.....   | 42 |
| Figura 21 –Modo Manutenção no VEMD .....                      | 43 |

**LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS**

|              |  |
|--------------|--|
| <b>FADEC</b> | <i>Full Authority Digital Engine Control</i>         |
| <b>EECU</b>  | <i>Electronic Engine Control Unit</i>                |
| <b>EBCAU</b> | <i>Engine Back-up Control Auxiliary Unit</i>         |
| <b>VEMD</b>  | <i>Vehicle and Engine Monitoring</i>                 |
| <b>N1</b>    | Rotação da Geradora de Gases                         |
| <b>TRQ</b>   | Torque do Motor                                      |
| <b>TEMP</b>  | Temperatura do Motor                                 |
| <b>P1</b>    | Pressão do Ar de Admissão                            |
| <b>P4.5</b>  | Pressão da Mistura na Entrada da Câmara de Combustão |
| <b>CTP</b>   | Caixa de Transmissão Principal                       |

## SUMÁRIO

|            |   |           |
|------------|---|-----------|
| 1          | INTRODUÇÃO .....  | 14        |
| 1.1        | Objetivos .....   | <b>16</b> |
| 1.1.1      | Objetivo Geral.....                                     | 16        |
| 1.1.2      | Objetivo Específico.....                                | 16        |
| 1.2        | Delimitação do estudo .....                             | <b>16</b> |
| 1.3        | Relevância do estudo .....                              | <b>16</b> |
| 1.4        | Organização do trabalho .....                           | <b>17</b> |
| 2          | REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....                             | 18        |
| 2.1        | Helicóptero .....                                       | <b>18</b> |
| 2.1.1      | Rotor Principal.....                                    | 18        |
| 2.1.2      | Rotor Traseiro .....                                    | 18        |
| 2.1.3      | Acionamento dos Rotores .....                           | 20        |
| 2.1.4      | Torque.....   | 20        |
| <b>2.2</b> | <b>Motor a Reação.....</b>                              | <b>21</b> |
| 2.2.1      | Princípio de Funcionamento do Motor a Reação .....      | 21        |
| 2.2.2      | Admissão.....   | 22        |
| 2.2.3      | Compressão .....  | 22        |
| 2.2.4      | Combustão .....   | 23        |
| 2.2.5      | Exaustão .....  | 23        |
| 2.3        | Motor a Reação do tipo Turbo-Eixo de Turbina Livre..... | 24        |

|   |           |
|---|-----------|
| <b>2.3.1 Princípios de Funcionamento</b> .....                    | <b>24</b> |
| 2.3.2 Construção Modular .....                                    | <b>26</b> |
| 2.3.2.1 Modulo I – Eixo de Transmissão e Caixa de Acessórios..... | 26        |
| 2.3.2.2 Módulo II – Compressor Axial .....                        | 27        |
| 2.3.2.3 Modulo III – Geradora de Gases .....                      | 28        |
| 2.3.2.4 Modulo IV – Turbina de Potência .....                     | 30        |
| 2.3.2.5 Modulo V – Caixa de Redução.....                          | 31        |
| 2.3.3 Gerenciamento Inteligente dos Sistemas.....                 | <b>32</b> |
| 2.3.3.1 Sistema de Óleo.....                                      | 32        |
| 2.3.3.2 Sistema de Ar.....  | 33        |
| 2.3.3.3 Sistema Elétrico e de Partida .....                       | 35        |
| 2.3.3.4 Sistema de Combustível.....                               | 36        |
| 2.3.3.5 Sistema de Medição e Controle .....                       | 38        |
| 2.3.3.6 <i>TROUBLESHOOTING</i> .....                              | 40        |
| 2.3.3.7 VEMD .....  | 41        |
| <b>3 METODOLOGIA</b> .....  | <b>44</b> |
| 3.1 Tipos de Pesquisa.....  | <b>44</b> |
| 3.2 Pesquisa Bibliográfica .....                                  | <b>45</b> |
| <b>4 RESULTADOS E DISCUSSÃO</b> .....                             | <b>46</b> |
| 4.1 Resultados .....  | 46        |
| 4.2 Discussões.....   | 47        |
| <b>5 CONCLUSÃO</b> .....  | <b>48</b> |
| <b>REFERÊNCIAS</b> .....  | <b>49</b> |

## 1 INTRODUÇÃO

Motores a Reação são motores que transformam o fluxo de ar em empuxo ou trabalho, esses motores quando aplicados nas aeronaves de asas rotativas são utilizados para gerar torque para seus rotores. Seu princípio básico de funcionamento é baseado na Terceira Lei de Newton, Ação e Reação, e sua construção pode se diferenciar para cada projeto ou aplicação, cada fabricante pode projetar seu motor de acordo com a potência necessária e para uma aplicação específica de trabalho a ser realizado. Para um melhor desempenho do motor, o fabricante pode adotar métodos de controle diferentes para cada projeto de aeronave, essa possibilidade de variação entre os projetos tornam os motores a reação projetos únicos, de contínua evolução e aperfeiçoamento.

Para a familiarização com os motores a reação, neste trabalho são apresentados os principais componentes utilizados na construção de um motor a reação, incluindo também as principais etapas da geração e controle da energia para os rotores das aeronaves de asa rotativa. Este trabalho tem como objetivo descrever o funcionamento e a evolução dos motores a reação do tipo Turbo-eixo de Turbina Livre, seus princípios de funcionamento, avanços dos seus sistemas de controle e aperfeiçoamento dos materiais, trazendo informações sobre os motores atuais aplicados em aeronaves modernas e os avanços tecnológicos da automação para uma geração de energia mais segura e econômica.

Os dados estudados para elaboração deste trabalho foram consultados a partir de livros disponíveis sobre a história dos motores e os avanços aeronáuticos, documentação técnica dos fabricantes, além de consultas a sites de informação e curiosidades sobre as aeronaves e motores, fazendo uma busca detalhada sobre as variações e aplicações de cada projeto. Havendo a necessidade de uma busca apurada sobre os dados e descrições técnicas, já que grande parte do material encontrado não estava na língua nativa, a fim de evitar ao máximo os erros de tradução. Para um maior entendimento do leitor ao assunto, o trabalho contém descrições e imagens dos componentes básicos de um motor à reação, de seus sistemas e dos termos técnicos utilizados na área aeronáutica.

Estudando os Motores à Reação do tipo Turbo-Eixo de Turbina Livre, vemos uma grande evolução das tecnologias e aperfeiçoamento dos sistemas, principalmente a

criação de novos projetos baseados na geração de energia com maior economia e confiabilidade, minimizando as perdas e falhas dos processos. Com significativas evoluções nas tecnológicas de automação dos sistemas de controle e gerenciamento, observamos que onde antes usávamos sistemas mecânicos, hoje temos a aplicação de sistemas automatizados, acionados eletricamente ou hidraulicamente, de forma proporcional aos valores pré-estabelecidos para operação. Durante o estudo dos diversos sistemas podemos observar uma alta aplicação da automação nos sistemas de combustível e partida dos motores à reação, onde seus processos de funcionamento são gerenciados através de Unidades Eletrônicas, fazendo a conexão entre motor e aeronave, deixando os processos mais seguros e automáticos, seguindo os gráficos de desempenho e funcionamento. Esses dados são coletados através de sensores instalados na aeronave e no motor para o gerenciamento e controle de todos os processos que ocorrem ao mesmo tempo durante o funcionamento do motor à reação. Esses dados obtidos pelos sensores passam por Unidades de Controle onde são realizadas comparações que alteram a abertura e fechamento das válvulas, interruptores e dos atuadores de comando, proporcionando uma maior confiabilidade para o operador, maior manutenibilidade e rastreamento automático de falhas para a equipe de manutenção.

A partir dos dados encontrados nas pesquisas e do trabalho elaborado, poderemos verificar que o objetivo foi alcançado, trazendo maior conhecimento sobre os Motores a Reação do tipo Turbo-Eixo de Turbina Livre utilizados em aeronaves de asas rotativas. Essa variação entre os projetos tornam o mercado dos motores a reação uma constante evolução, de grande concorrência tecnológica, onde se faz necessário uma tecnologia de ponta, com mais possibilidades, onde cada motor estudado apresenta um componente ou funcionamento único, possibilitando a melhoria contínua na geração de energia, contribuindo com um avanço aerodinâmico, maior eficiência, segurança voo e confiabilidade.

## **1.1 Objetivos**

### **1.1.1 Objetivo Geral**

Este trabalho tem como objetivo descrever o funcionamento e a evolução dos motores a reação do tipo Turbo-eixo de Turbina Livre, seus princípios de funcionamento, avanços dos seus sistemas de controle e aperfeiçoamento dos materiais, trazendo informações sobre os motores atuais aplicados em aeronaves modernas e os avanços tecnológicos da automação para uma geração de energia mais segura e de maior economia.

### **1.1.2 Objetivo Específico**

O objetivo específico é descrever e evidenciar o funcionamento e a evolução dos motores a reação do tipo Turbo-eixo de Turbina Livre, desenvolvendo-se um material que possa ser empregado para a instrução tanto profissional quanto acadêmica.

## **1.2 Delimitação do estudo**

Este trabalho será voltado apenas para a descrição do funcionamento de motores a reação do tipo Turbo-eixo de Turbina Livre, não abordando os outros tipos existentes de motores a reação.

## **1.3 Relevância do estudo**

O estudo em questão é bastante relevante, pois trata de assuntos importantes tanto para a formação de profissionais de manutenção de motores deste tipo e categoria, quanto para a instrução de profissionais dos ramos da Engenharia Aeronáutica quanto das Engenharias de Motores e de Sistemas Aeronáuticos.



#### **1.4 Organização do trabalho**

Esse trabalho está estruturado em cinco capítulos:

No primeiro capítulo apresenta-se a Introdução, contendo o objetivo geral, objetivo específico, delimitação do estudo, relevância do estudo e organização do trabalho.

No segundo capítulo, denominado de Revisão de Literatura, são contextualizados a origem e alguns conceitos de construção e estrutura de um helicóptero e principalmente o funcionamento do motor a Reação do Tipo Turbo Eixo de Turbina Livre.

No terceiro capítulo, trata-se da Metodologia aplicada para que este trabalho fosse desenvolvido, definindo o tipo de pesquisa e as fontes para confecção deste trabalho.

No quarto e quinto capítulo são abordados os Resultados e as Conclusões, respectivamente, e por fim, as Referências Bibliográficas.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 Helicóptero

Segundo RODRIGUES DA SILVA, 2006, o helicóptero (Figura 1) é uma aeronave do tipo asa rotativa, esse nome é devido ao seu movimento de rotação das pás que proporcionam as forças de sustentação e propulsão, além de fornecer os meios para os movimentos de manobra e dirigibilidade da aeronave. Suas pás são conectadas à aeronave por meio do rotor principal e do rotor de cauda, que recebem a força de torque produzida pelo motor por meio de eixos ligados às caixas de redução. O eixo vertical do helicóptero permite à aeronave realizar decolagens e pousos na vertical, possibilitando maiores possibilidades de uso desse modelo de aeronave para operação de resgate e operação em áreas restritas, como no alto de prédios ou clareiras na floresta.



Figura 1 - Pantera AS365 K2

Fonte: Autoria Própria.

#### 2.1.1 Rotor Principal

Segundo apostila do Instituto de Aviação Civil, 2002, o rotor principal do helicóptero (Figura 2) é responsável por sustentar o peso da aeronave em voo e garantir a

sustentação da mesma, além de possibilitar a dirigibilidade da aeronave através dos seus mecanismos e servocomandos para a mudança de passo que alteram o ângulo de ataque das pás. A mudança do ângulo de ataque das pás proporciona a aeronave fazer a mudança de altitude e a realização dos movimentos de arfagem e rolagem.



Figura 2 - Rotor Principal da aeronave Pantera AS365 K2  
Fonte: Apostila do Curso de Teoria de Habilitação à Manutenção a Aeronave AS365 K2.

### 2.1.2 Rotor Traseiro

O rotor traseiro, ou rotor de cauda, é, segundo apostila do Instituto de Aviação Civil, 2002, responsável por gerar na aeronave uma força de anti-torque ao rotor principal, sem ele a aeronave não seria capaz de fazer um voo reto, com o movimento de rotação do rotor principal fazendo a aeronave girar no sentido contrário. Como já visto nos acidentes onde o helicóptero perde o rotor traseiro, a aeronave entra em um movimento de parafuso, perdendo sustentação e caindo bruscamente.

O rotor de cauda mostrado na Figura 3, também possui mecanismos e servocomandos que alteram o ângulo de ataque das pás, fazendo o rotor produzir mais ou menos sustentação no sentido horizontal, sendo responsável pelo movimento de guinada, possibilitando a estabilização e mudança da proa da aeronave.



Figura 3 - Rotor Traseiro da aeronave Pantera AS365 K2  
Fonte: apostila do Curso de Teoria de Habilitação à Manutenção a Aeronave AS365 K2.

### 2.1.3 Acionamento dos Rotores

Os rotores Principal e Traseiro são acionados por meio de eixos ligados à Caixa de Transmissão Principal (CTP) e Caixa de Transmissão Traseira (CTT) respectivamente. Esses eixos são chamados de Mastro para o Rotor Principal, e de Árvore de Acionamento para o Rotor Traseiro. Ambos são ligados à Caixa de Transmissão Principal, que é composta por um conjunto de engrenagem helicoidais e planetárias, que tem a função de reduzir a rotação recebida dos motores e distribuir o movimento rotativo para os rotores e sistemas auxiliares, como hidráulico, de lubrificação e de arrefecimento.

No Rotor Traseiro, encontra-se também a Caixa de Transmissão Traseira, que tem também a finalidade de converter o sentido de rotação, convertendo a rotação da árvore de transmissão traseira para a cabeça do rotor de cauda da aeronave.

### 2.1.4 Torque

Segundo a apostila do Instituto de Aviação Civil, 2002, o movimento rotativo transmitido do motor para a Caixa de Transmissão Principal é chamado de torque. O torque é o movimento rotativo (movimento angular) gerado pelo motor transformado em rotação (trabalho) pela Caixa de Redução do motor, por meio das suas engrenagens e dos seus eixos de acionamento e saída. O torque do motor pode ser obtido via um sensor de torque instalado no eixo de saída de potência do mesmo, sendo este sensor composto

por uma roda fônica (ou roda dentada) e um sensor magnético. A rotação da roda fônica produz, no sensor magnético, um sinal elétrico, que é lido pela unidade de controle. A variação desse sinal é causada pela variação da distância dos oito dentes da roda fônica durante a rotação do eixo de acionamento.

## **2.2 Motor a Reação**

Segundo Jorge M. Homa, 2005, o motor a reação é um motor térmico de combustão interna, ou seja, o combustível é queimado dentro da câmara de combustão do motor, esses motores desenvolvem elevada potência adicionando pouco peso a aeronave, sendo vantajoso para o uso em aeronaves. O motor transforma energia calorífica do combustível em energia mecânica pela rotação do eixo (movimento angular).

### **2.2.1 Princípio de Funcionamento do Motor a Reação**

Conforme PALHARINI, 2006, os motores a reação têm seu funcionamento baseado na Terceira Lei de Newton, a Lei da Ação e Reação, sendo que essa lei descreve que se uma força for exercida sobre um objeto, então esse objeto, como reação, exerce uma força igual e de sentido contrário ao da força.

Para que se possa entender a aplicação da Terceira Lei de Newton nos motores a reação, deve-se observar e estudar o efeito da Aerodinâmica e da Termodinâmica sobre o fluxo dos gases produzido pelos motores. É necessário estudar todas etapas desses motores e entender que seu sistema de funcionamento é como o de um ciclo Otto, de Quatro Tempos, mas com a diferença de que os quatro tempos acontecem ao mesmo tempo (simultaneamente) e ao longo de um mesmo eixo de funcionamento.

Para que se possa ver onde acontece cada tempo, divide-se os motores a reação em estágios ou módulos, onde cada parte seccionada do motor é responsável por uma etapa dos ciclos de admissão, compressão, combustão e exaustão de um motor. A seguir, vê-se a definição e as características de cada estágio.

### **2.2.2 Admissão**

A Admissão é o primeiro estágio de um motor a reação, onde o oxigênio é seccionado da atmosfera e ajustado em um fluxo laminar para evitar a turbulência dos gases e o maior aproveitamento para as próximas fases do motor. Nesse estágio são adicionados rotores e estatores, com perfis aerodinâmicos, para gerar a aceleração e/ou o aumento de pressão do fluxo. Durante o processo de admissão pode-se encontrar nos rotores e estatores, perfis aerodinâmicos divergentes e convergentes, sendo que esses perfis tem o intuito de aumentar a velocidade ou aumentar a pressão, de acordo como a necessidade do próximo estágio.

### **2.2.3 Compressão**

Ainda segundo o mesmo autor, o estágio de Compressão é principalmente composto por compressores axiais e centrífugos, além de também possuir muitas vezes estatores, itens responsáveis por acelerar e comprimir o fluxo de ar atmosférico sugado para dentro do motor. Nesse estágio o motor pode conter um ou mais rotores e cada um dos rotores pode ter um perfil diferente, para aumentar gradativamente a aceleração ou a compressão do fluxo.

Nesse estágio geralmente encontram-se, primeiro, os compressores axiais, com a finalidade de acelerar o fluxo de ar para que, em um segundo momento, esse fluxo seja entregue a um compressor centrífugo ou radial; nesse segundo momento o fluxo encontra uma parede a sua frente, fazendo-o desviar sua direção de forma brusca, aumentando a pressão, adicionando energia em forma de velocidade cinética por meio de um fluxo contínuo do fluido.

No estágio de compressão também se encontram, muitas vezes, tomadas de ar para diferentes sistemas do motor e até mesmo da aeronave. Para que essas tomadas de ar não ocasionem a diminuição do fluxo e provocando uma falha de abastecimento na câmara de combustão, o motor deve ser projetado com um estágio de admissão que entregue um fluxo contínuo e acima do volume necessário para as necessidades do motor e dos seus sistemas. Para que esse excesso seja controlado e não cause também uma sobrecarga de ar e uma mistura pobre de ar-combustível, tem-se as válvulas de sangria, que fazem o ajuste de ar necessário.

### **2.2.4 Combustão**

Na combustão, o ar comprimido pelos compressores é destinado à câmara de combustão, sendo que o fluxo de ar pode ser dividido em fluxos menores para garantir uma mistura mais rica dos gases com o combustível, a fim de se obter uma queima total dos gases. Podendo também ser utilizado para arrefecimento e controle da temperatura na área da câmara de combustão, a qual atinge temperaturas extremamente elevadas e que, se não controlada, pode ocasionar danos severos às partes do motor.

O fluxo de ar destinado a queima pode ser inserido na câmara de combustão diretamente, por meio das entradas de ar da mesma, ou por bicos injetores, que geralmente são alimentados com ar e combustível, formando uma mistura ar-combustível adequada e calculada, para que possa ocorrer a queima total da mistura. Essa mistura pode variar de acordo com a necessidade de potência e a altitude da aeronave, sendo que essas variações tornam a mistura rica ou pobre.

O fluxo de ar que não foi destinado à queima, passa pelo lado de fora da câmara de combustão, criando assim uma barreira entre ela e o restante dos equipamentos, fazendo uma proteção dos sistemas e o controle dos gases quentes, além de o direcionamento dos mesmos para a traseira do motor, em direção à saída e escape dos gases.

### **2.2.5 Exaustão**

Ainda conforme PALHARINI, 2006, o estágio de Exaustão de um motor a reação pode dizer muito sobre o mesmo, podendo caracterizar o principal objetivo do projeto e a efetiva função do trabalho exercido sobre o fluxo de gases. Ele é responsável pelo descarte dos gases provenientes da queima da mistura ar-combustível e, para isso, pode possuir turbinas, estatores e difusores, além do duto de escape que vai direcionar os gases da queima de volta a atmosfera.

Nesse estágio, o fluxo expulso sob pressão da câmara de combustão passa por uma ou mais turbinas, as quais convertem a energia cinética em rotação para um eixo. Essa rotação é, então, aproveitada pelo próprio motor para gerar empuxo ou torque, dependendo do tipo de aeronave para que o motor foi projetado.

### 2.3 Motor à Reação do Tipo Turbo-Eixo de Turbina Livre

Segundo SAFRAN do Brasil, 2023, motor Arriel é um dos campeões de venda na sua classe, ao longo dos seus 40 anos, mais de 12.000 unidades já foram produzidas, juntos possuem mais de 50 milhões de horas de voo. A família Arriel equipa mais de 40 tipos diferentes de helicópteros, sendo um dos tipos de helicópteros o popularmente conhecido Dolphin da fabricante Eurocopter, aeronave da linha AS365.

O mais popular motor de helicópteros tem a sua variante Arriel 2C2-CG mostrado na Figura 4, modelo utilizado pela Guarda Costeira dos Estados Unidos da América e também pela variante AS365-K2 da Aviação do Exército Brasileiro. A família Arriel é dividida em duas linhas de motores: Arriel 1 e Arriel 2.



Figura 4 - Motor Arriel 2C/2C2

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy, 2017.

#### 2.3.1 Princípios de Funcionamento

Segundo a Safran Helicopter Engines Academy, 2017, o motor a reação do tipo Turbo-eixo de Turbina Livre tem o funcionamento baseado nos motores a reação convencionais, porém se diferem na construção de suas turbinas, onde sua turbina localizada na saída da câmara de combustão não está acoplada sobre o mesmo eixo de acionamento do restante dos outros componentes rotativos do motor. Sua montagem é feita sobre um segundo eixo do motor e a ligação entre eles é apenas realizada pelos gases, não havendo um componente mecânico transmitindo rotação entre eles.



Para que se possa entender melhor o motor de turbina livre, esse trabalho foi montado baseando-se no estudo dos motores Arriel 1M1 e Arriel 2C2, da fabricante SAFRAN. Esses motores fazem parte de uma sequência de motores que equipam as aeronaves AS365K e AS365K2, respectivamente, sendo que essas aeronaves, popularmente conhecidas como “Pantera” na Aviação do Exército Brasileiro, foram modernizadas após quase 40 anos de operação e receberam evoluções em alguns sistemas, principalmente nos sistemas elétrico e eletrônico, sendo realizada, nesta modernização, a troca dos seus instrumentos analógicos por digitais. Com a modernização dessas aeronaves, ocorreu também a troca dos seus motores originais Arriel 1M1 por motores mais modernos, como o Arriel 2C2, ambos com o mesmo princípio de funcionamento e semelhantes em construção, mas com o segundo incorporando melhorias significativas na sua operação e manutenibilidade.

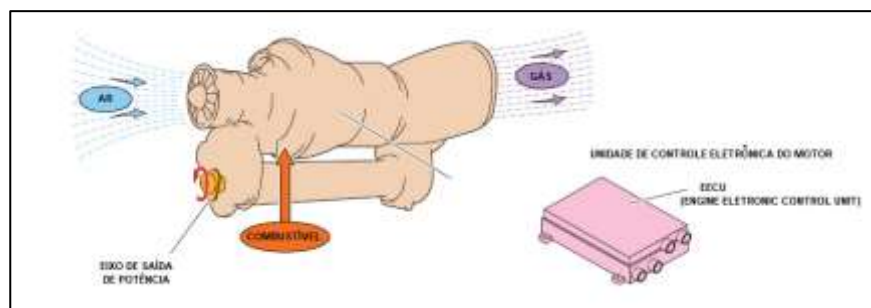


Figura 5 – Motor Arriel 2C2 e EECU

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

O projeto do Arriel 2C2 trouxe para o motor métodos de medição e controle digitais controlados por uma Unidade de Controle Eletrônico do Motor chamada de EECU (*Engine Electronic Control Unit*) mostrado na Figura 5, facilitando a conexão do motor com a aeronave, trazendo métodos mais inteligentes e rápidos para leitura durante o processo de operação e de agilidade na identificação de panes para a equipe de manutenção.

Para poder entender as melhorias aplicadas no motor Arriel 2C2 em relação ao antigo motor 1M1, tem-se que entender sua construção e o seu funcionamento, fazendo-se necessário o estudo dos processos de geração de energia e os seus estágios de funcionamento.

### 2.3.2 Construção Modular

Segundo a Safran Helicopter Engines Academy, 2017, trata-se um método de construção, onde os seus componentes são construídos separados, sem que tenha um grande componente no motor dificultando a fabricação e manutenção. Na construção modular as peças são fabricadas individualmente e montadas no motor, sendo que esse processo de construção permite facilitar o entendimento e a associação dos estágios de funcionamento de um motor aos componentes do mesmo. Para isso, o motor a reação Arriel é dividido em cinco módulos, mostrado na Figura 6, que em caso de necessidade de alguma manutenção ou troca de componente em algum dos módulos, o restante do motor continua intacto, facilitando o processo de manutenção e favorecendo a diminuição dos custos e de tempo parado em oficina.

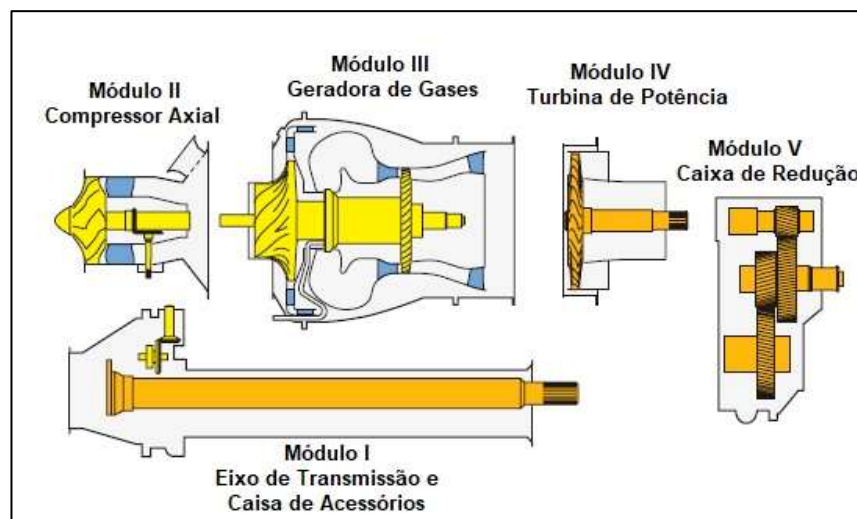


Figura 6 – Construção Modular

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

#### 2.3.2.1 Módulo I – Eixo de Transmissão e Caixa de Acessórios

O Módulo I mostrado na Figura 7 é composto pelo Eixo de Transmissão que tem a finalidade de transmitir a rotação que sai do Módulo V (Caixa de Redução) para a saída de potência dianteira do motor, e pela Caixa de Acessórios que é responsável por receber a rotação do Módulo III (Turbina da Geradora de Gás - N1) e transmitir a rotação para os outros componentes necessários do motor, como as bombas de óleo e combustível, alternador, roda fônica e o Starter-Gerador.

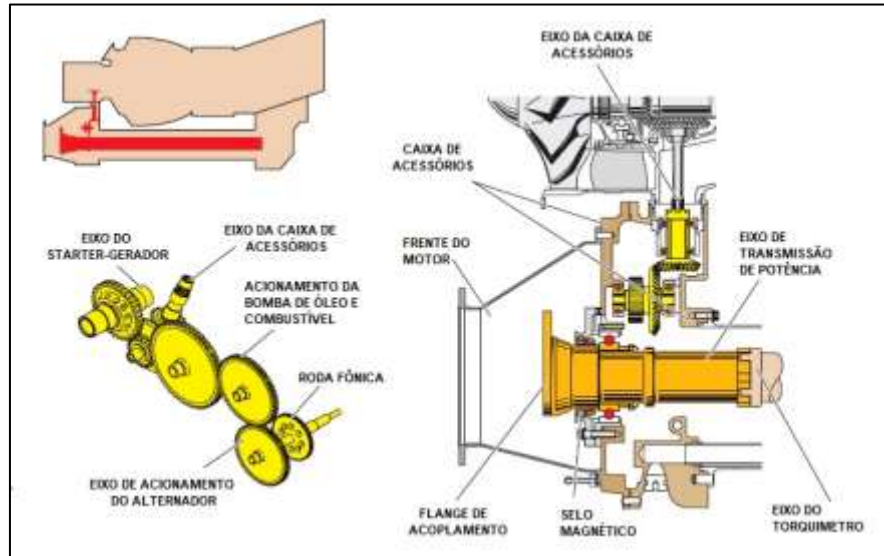


Figura 7 – Módulo 01: Caixa de Acessórios  
 Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

### 2.3.2.2 Módulo II – Compressor Axial

No Módulo II mostrado na Figura 8, encontra-se o duto de admissão, o compressor axial do motor e um difusor, que juntos tem a função de admitir, acelerar e/ou comprimir o ar atmosférico para suprir o motor e realizar seu ciclo.

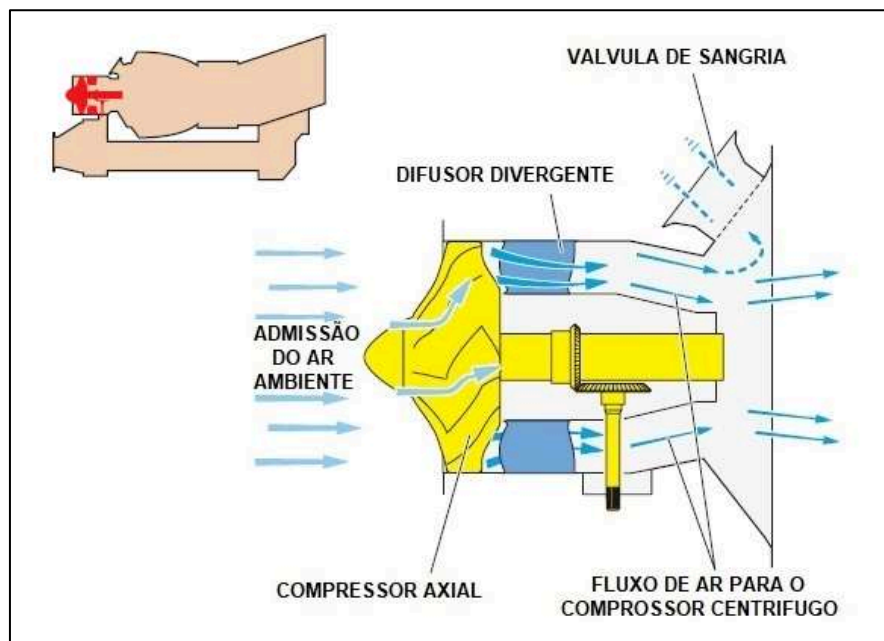


Figura 8 – Módulo 2: Compressor Axial  
 Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

O ar atmosférico, que é absorvido pela entrada de ar do motor, passa por um duto e encontra um compressor axial, que o acelera, fazendo-o passar por um difusor estacionário, de passagem divergente, que o organiza em um fluxo laminar, diminuindo sua velocidade e criando um aumento de pressão.

O fluxo de ar segue, então, pelo duto e é entregue à entrada do compressor centrífugo com um volume de ar maior do que sua quantidade requerida, para isso ele possui uma Válvula de Sangria, para descartar o excesso de ar e evitar o estol do compressor centrífugo, efeito que ocorre quando há mais velocidade do que o suportado pelas palhetas do compressor centrífugo, causando um ar turbilhonado e a diminuição da efetividade do fluxo.

### 2.3.2.3 Módulo III – Geradora de Gases

O Módulo III mostrado na Figura 9, é o principal estágio de compressão do motor, ele é composto por um Compressor Centrífugo que tem a função de comprimir a massa de ar vinda do Módulo II através de uma passagem divergente entre as pás do compressor centrífugo e direcioná-lo para a câmara de combustão por dois estágios de difusores onde a velocidade do fluxo é transformada em pressão e admitido pela câmara.

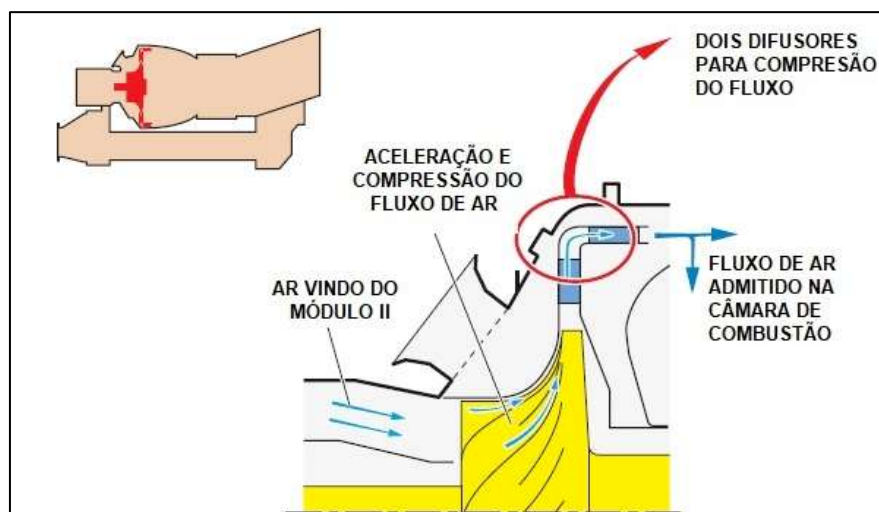


Figura 9 – Módulo 3: Geradora de Gases

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

A Câmara de Combustão é do tipo anelar, com dois tipos de injeção de combustível, dois bicos injetores utilizados na partida do motor e uma roda de injeção que entra em

funcionamento após a estabilização do ciclo de combustão; a câmara tem o formato anelar onde a mistura ar-combustível é queimada.

Na câmara de combustão o fluxo de ar é dividido em dois: um primário, para a mistura e queima do ar com o combustível, e um segundo fluxo para resfriamento dos gases e dos componentes conforme mostrado na Figura 10.

- Ar Primário: parte deste fluxo de ar atravessa os orifícios calibrados da câmara, sendo direcionado para suprir a câmara de combustão com o ar necessário para a queima. Esse fluxo é misturado com o combustível e pulverizado através dos bicos injetores na partida e depois pela roda de injeção com o motor já estabilizado. A temperatura nessa área alcança aproximadamente 2.500°C (4.532°F).
- Ar Secundário: esse fluxo de ar atravessa também os orifícios calibrados, mas ficam mais afastados da chama, para fazer o controle da mesma e o arrefecimento do gás queimado para a correta distribuição da temperatura na turbina.

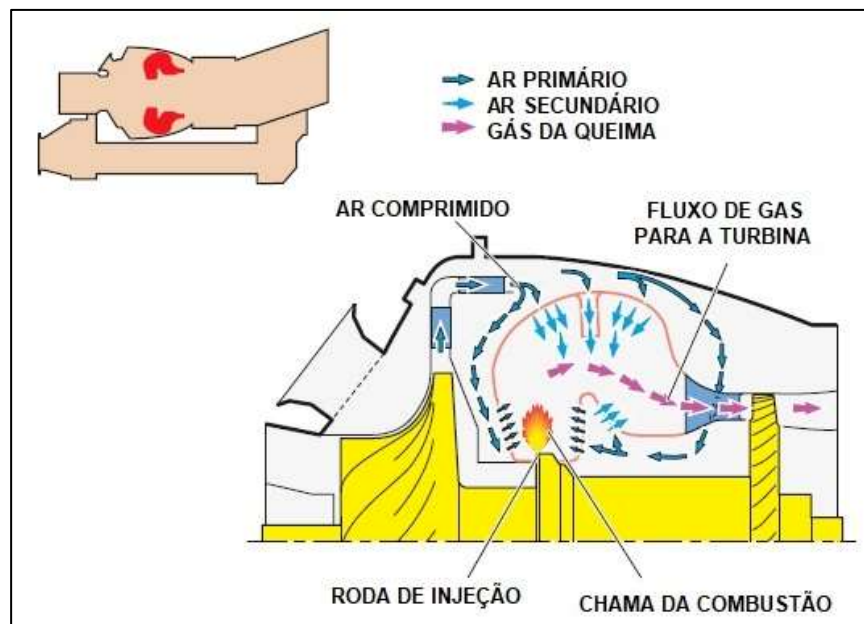


Figura 10 – Câmara de Combustão

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

Na Saída da Câmara de Combustão encontra-se um Estator com passagem convergente, que aumenta a velocidade do fluxo de gás da queima e direciona os gases para as palhetas da Turbina da Geradora de Gás, mostrado na Figura 11. As pás da

turbina recebem energia aerodinâmica do fluxo de gás, ocasionando a rotação do eixo em aproximadamente 52.110 rpm (N1). O fluxo de gás é, então, direcionado para a entrada da Turbina de Potência.

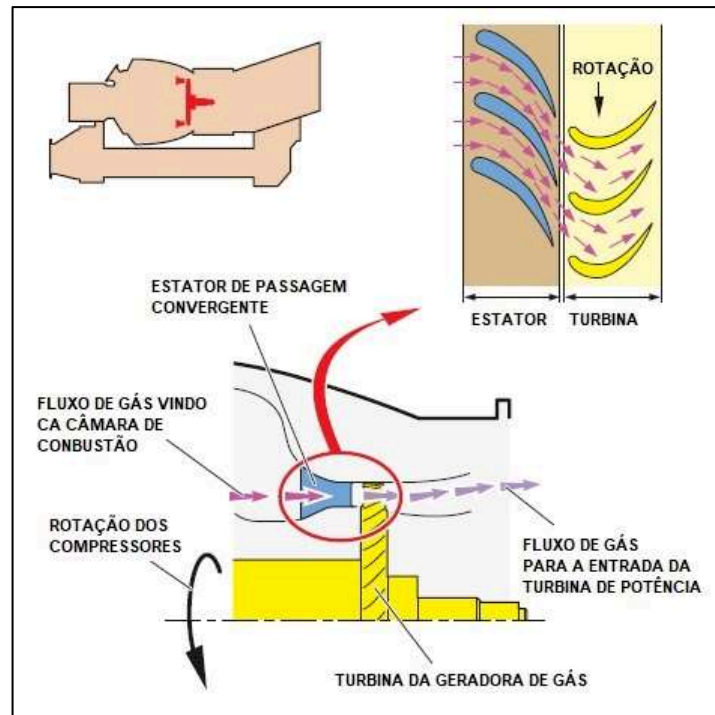


Figura 11 – Turbina da Geradora de Gás  
Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

#### 2.3.2.4 Modulo IV – Turbina de Potência

A Turbina de Potência mostrada na Figura 12 está localizada entre a Geradora de Gases e a Caixa de Redução, no Módulo IV, e tem a função de extrair a energia gerada pela Geradora de Gases para o eixo de potência na entrada da Caixa de Redução. Ela é do tipo axial de um único estágio e sua rotação é chamada de N2.

A turbina transforma energia cinética do fluxo de gases em energia mecânica no eixo de potência, sendo que esta operação constitui a segunda fase de expansão. O fluxo de gás fornecido pela Geradora de Gases passa primeiro por um Estator Convergente, onde a velocidade dos gases é aumentada e o fluxo direcionado diretamente para as palhetas da turbina de potência. O fluxo de gás é, então, direcionado para a turbina, e a resultante dessa força aerodinâmica causa a rotação da turbina e do

eixo de potência. Então os gases produzidos pelo motor são devolvidos à atmosfera através de um duto de escape, localizado logo após a turbina.

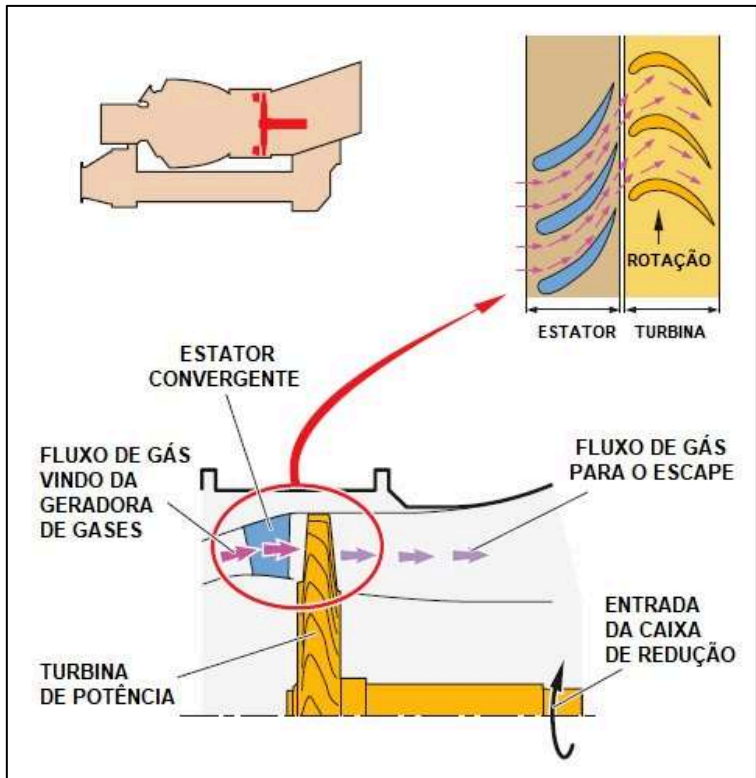


Figura 12 – Turbina de Potência

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

### 2.3.2.5 Modulo V – Caixa de Redução

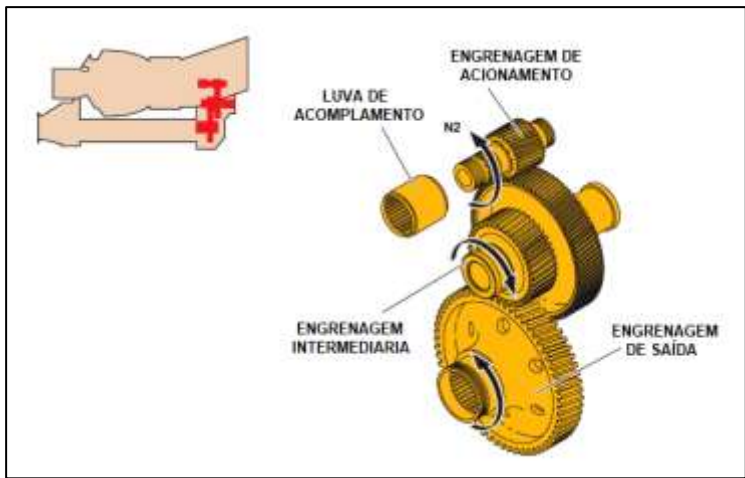


Figura 13 – Engrenagens da Caixa de Redução

Fonte: Manual do Motor Arriel 2C2CG – Safran Helicopter Engines Academy (01/2017)

A Caixa de Redução mostrada acima na Figura 13 é composta por um conjunto de três estágios de redução, com engrenagens helicoidais, tendo seu eixo de saída de potência voltado para frente, com a redução necessária de saída.

Na figura 13, a seguir, vê-se a engrenagem primária que recebe a rotação produzida pelo giro da turbina, com aproximadamente 39.095 rpm (N2), transmitindo a rotação para uma engrenagem intermediária. E a engrenagem intermediária, por sua vez, transmite a rotação para o eixo de potência, com a rotação desejada de 6.000 rpm.

### 2.3.3 Gerenciamento Inteligente dos Sistemas

Nos capítulos a seguir, segundo SAFRAN Helicopter Engines Academy, 2017, temos as descrições dos principais sistemas do motor Arriel 2C2/CG que passaram por avanços tecnológicos, ocasionando na troca dos seus sensores analógicos por sensores de sinal digital, com mais precisão e controle de falhas.

#### 2.3.3.1 Sistema de Óleo

Segundo a Safran Helicopter Engines Academy, 2017, o sistema de óleo do motor é responsável pelo arrefecimento e lubrificação dos motores, sendo que todos os seus componentes ficam localizados no motor, com exceção do seu reservatório de óleo e do radiador, que pertencem à aeronave. O sistema é do tipo de pressão variável e lubrifica todos os rolamentos localizados nos mancais dos eixos do motor conforme observamos na Figura 14.

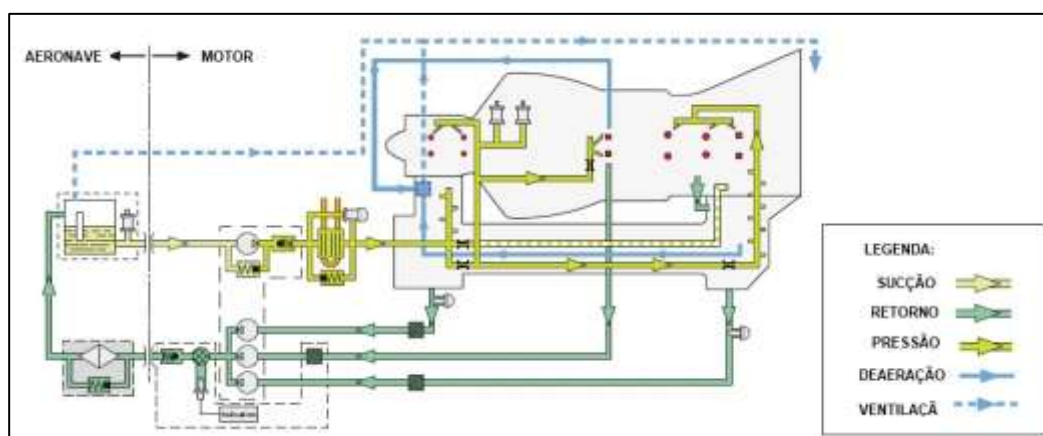


Figura 14 – Rolamentos Lubrificados pelo Sistema de Óleo.

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)



O sistema de óleo é composto por: uma bomba de pressão, três bombas de recuperação, indicador de pressão, uma *check valve*, tamises, detectores de limalha, filtro de óleo, além de indicadores de pré-entupimento e de entupimento do filtro. Dentre esses componentes, as principais melhorias e incrementos elétricos, foram:

- O Indicador de Pressão de Óleo é do tipo elétrico e fornece um sinal de saída proporcional à pressão de óleo, através de um regulador de voltagem.
- O Indicador de Limalha é do tipo Eletromagnético, que quando ligado fornece energia a uma bobina, criando um campo magnético e um sinal elétrico quando alguma limalha presente no óleo é capturada pelo imã, fechando o circuito.
- O Indicador de Baixa Pressão do Óleo é do tipo interruptor, acionado por um diafragma, que quando a pressão do sistema cai abaixo do mínimo requerido aciona um interruptor.

O sistema de óleo necessita de apenas de um processo de manutenção preventiva e manutenção corrente, com inspeções visuais e testes elétricos, com processos de pouca desmontagem para acesso porque as tubulações e conexões são externas. Os processos de manutenção podem ser encontrados nos manuais de manutenção e nos boletins de serviço fornecidos pelo fabricante do motor.

### **2.3.3.2 Sistema de Ar**

Ainda segundo a Safran Helicopter Engines Academy, 2017, o sistema de ar do motor mostrado na Figura 15 é responsável pela pressurização dos sistemas, resfriamento e balanceamento das forças dos conjuntos rotativos. No sistema tem-se as tomadas de pressão para controle do sistema de combustível, ventilação dos injetores de partida, suprimento de ar para sistemas da aeronave, suprimento de ar para a Válvula de Sangria e pressurização dos selos labirintos de vedação.

O sistema possui um Transmissor de Pressão P3, que capta a pressão do sistema na saída do Compressor Centrífugo, sendo o sinal enviado para a Unidade de Controle Eletrônico do Motor (EECU)

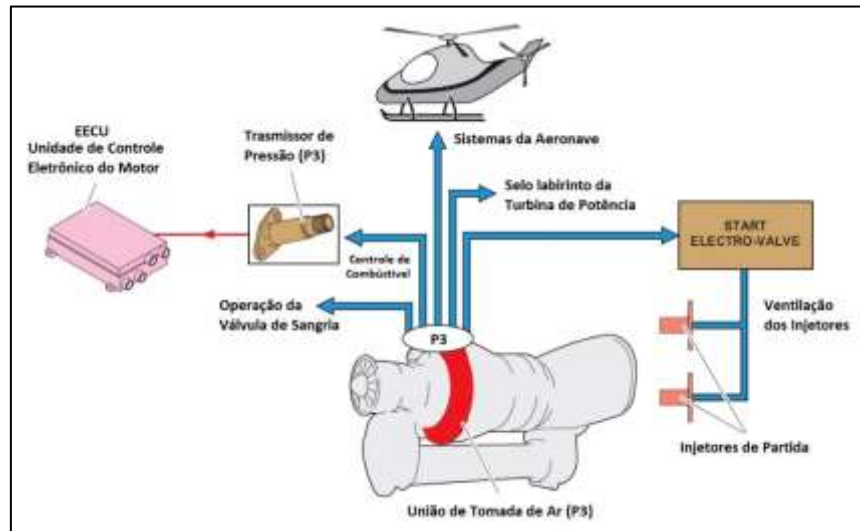


Figura 15 - Tomadas de Ar do Motor (P3)

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

Para o controle do fluxo de ar dentro do motor tem-se a Válvula de Sangria (*Bleed Valve*) mostrada na Figura 16, que é responsável por evitar o estol do compressor, o qual pode causar danos ao material e turbilhonamento do fluxo de ar.

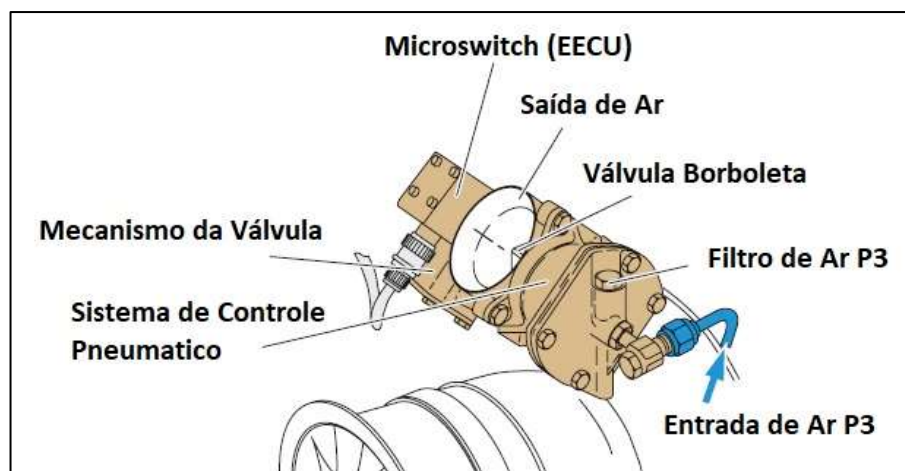


Figura 16 - Válvula de Sangria de Ar

Fonte: Manual do Motor Arriel 2C2CG – Safran Helicopter Engines Academy (01/2017)

A válvula está localizada entre os compressores Axial e Centrifugo e é do tipo borboleta, com abertura e fechamento controlados pelo diferencial de pressão entre a pressão atmosférica (P0) e a pressão interna na saída do compressor centrifugo (P3). Sua posição aberta ou fechada é sinalizada para a Unidade de Controle Eletrônico do

Motor (EECU), em resposta ao controle de potência do motor e a sua posição é indicada na cabine por meio do *display* para os pilotos.

Dentro do motor, o fluxo de ar é dividido em três sessões:

- Seção Frontal: é o ar admitido antes da entrada do Compressor Centrifugo para pressurização do selo labirinto do rolamento da seção frontal, sendo descartado para atmosfera junto ao fluxo sobressalente na Válvula de Sangria (*Bleed Valve*).
- Seção Central (Geradora de Gases): é o ar admitido na saída do Compressor Centrifugo, responsável pelo resfriamento e pressurização da Câmara de Combustão, passando pela sua face externa, pressurizando também o selo labirinto do rolamento traseiro da Geradora de Gases através de passagens internas do eixo da Geradora de Gases. Seu descarte é realizado na entrada da Turbina de Potência, realizando também o seu resfriamento.
- Seção Traseira (Turbina de Potência): o ar é admitido na saída do Compressor Centrifugo e levado até o rolamento do Eixo de Potência por uma tubulação externa, para ser utilizado na pressurização do selo labirinto e resfriamento da face traseira da Turbina de Potência.

### 2.3.3.3 Sistema Elétrico e de Partida

Para o estudo do sistema elétrico do motor, conforme Safran Helicopter Engines Academy, 2022, deve-se conhecer os principais componentes do sistema elétrico e de partida do motor, quais sejam:

- Unidade de Controle Eletrônico do Motor (EECU),
- Alternador Duplo 100V CA,
- Eletroválvulas de Partida e Corte,
- Dois Ignitores e uma Unidade de Ignição, e
- Cablagens e Conectores.

Além dos componentes da aeronave, como:

- Bateria, e
- Arranque-Gerador 28VCC.

O sistema elétrico da aeronave tem a função de dar partida no motor por meio da bateria ou por uma fonte externa ligada a aeronave. A partida do motor é dada por um

Arranque-Gerador ligado à Caixa de Acessórios, na função Arranque, tendo o seu tempo de partida de 25 a 30 segundos, sendo que nesse período os dois Ignitores estão sendo energizados com alta voltagem, produzida pela Unidade de Ignição mostrada na Figura 17, e criando a centelha necessária para a partida do motor.

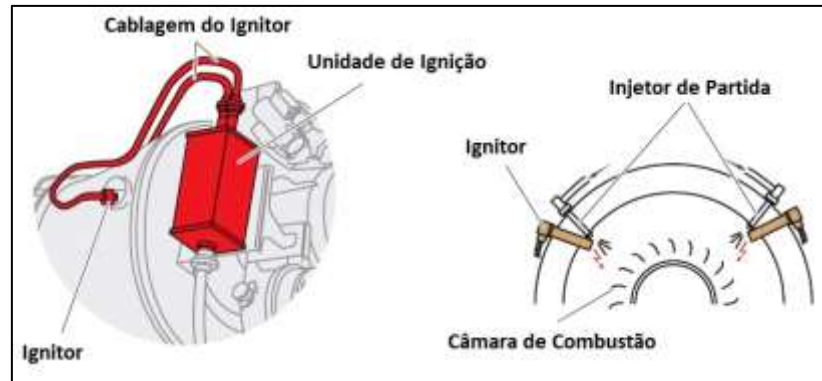


Figura 17 - Ignitores de Partida

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

Com o motor estabilizado, ele se torna autossustentável, tendo a sua Unidade Eletrônica de Controle do Motor (EECU) alimentada pelo Alternador Duplo, ligado à Caixa de Acessórios, que produz 100 Volts em Corrente Alternada (100V CA), deixando-o capaz de fazer seu próprio gerenciamento de acordo com as necessidades de potência e torque requeridas durante toda a operação do mesmo.

Com o motor em funcionamento e seu Torque maior que 45%, o seu Arranque-Gerador se torna um Gerador, que produz 28 Volts em Corrente Contínua (28V CC) para energizar os diversos sistemas da aeronave e carregar a bateria, além de ser possível dar a partida em um segundo motor.

#### 2.3.3.4 Sistema de Combustível

O Sistema de Combustível é capaz de suprir, controlar, medir, distribuir e injetar combustível no motor, todos os componentes estão localizados no próprio motor, exceto a Unidade de Controle Eletrônico do Motor (EECU), o reservatório de combustível e a bomba de reforço do reservatório de combustível (Safran Helicopter Engines Academy, 2022).

O sistema é composto por um conjunto de tubulações, bombas de reforço, bombas de baixa e alta pressão, injetores, roda de injeção, sistema de *back-up* e uma EECU que controla o fluxo de combustível.

O conjunto das bombas e Unidade Dosadora é composto por uma bomba de baixa pressão, que abastece o sistema com combustível, e uma bomba de alta pressão, que aumenta a pressão do fluxo para injeção, uma Unidade Dosadora que mede o fluxo de combustível e muda o volume fornecido de acordo com o sinal dado recebido da Unidade de Controle Eletrônica do Motor (EECU), com as informações obtidas por meio das válvulas e sensores, liberando ou obstruindo e fechando a passagem do combustível para o motor.

Um conjunto de válvulas faz o ajuste do fluxo de combustível necessário para operação do motor de acordo com a sua fase de funcionamento, dentre elas tem-se a eletroválvula de partida, dosadora, seletora e a eletroválvula de corte. Elas podem ser comandadas pela pressão do fluxo de combustível ou por sinais elétricos vindos da EECU.

Para que a EECU possa governar o motor, tem-se os sensores de baixa pressão, de pré-entupimento, de entupimento, a *switch* de baixa pressão do fluxo de combustível, todos fornecendo informações sobre o fluxo de combustível e o funcionamento do motor, para que a EECU possa prever as necessidades do motor e, assim, comandar as válvulas antes que haja uma queda de potência do mesmo. Os sinais emitidos pelos sensores são importantes também para os pilotos no cockpit, para que eles possam fazer comparações e investigação caso haja alguma pane na operação.

A Unidade de Back-up Automática mostrada na Figura 18 é composta por atuadores elétricos e tem a função de tornar o motor escravo a um segundo motor, no caso de uma aeronave bimotora, com ela entrando em operação caso haja perda dos sensores e não seja possível controlar o motor. A unidade permite que o motor continue em funcionamento, tornando os dois motores governados por apenas uma EECU.

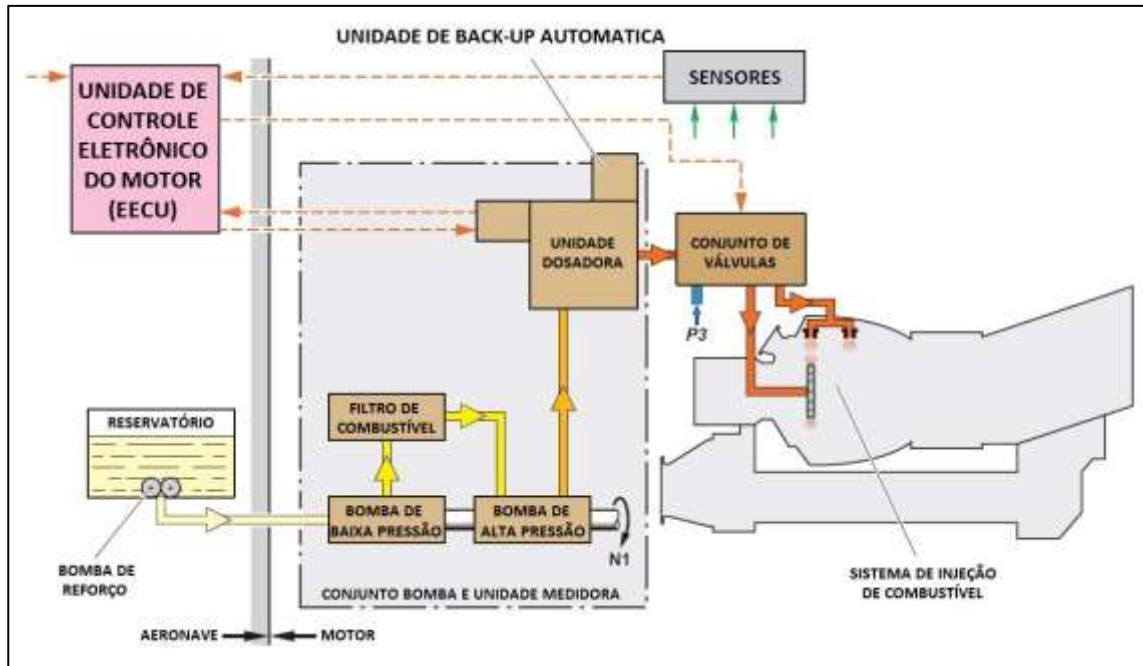


Figura 18 - Sistema de Combustível

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

### 2.3.3.5 Sistema de Medição e Controle

Ainda segundo a Safran Helicopter Engines Academy, 2017, o Sistema de Medição e Controle tem a finalidade de adaptar o motor às necessidades de potência da aeronave, suas principais funções sendo as de partida, controle de velocidade, estabelecer limites de operação, monitoramento e auxílio na manutenção. Ele é composto pelo FADEC (Controle Digital do Motor com Autonomia Total) mostrado na Figura 19, composto pelas unidades de processamento e controle: Unidade Auxiliar de Controle do Motor (EECU), com duplo canal de processamento, uma Unidade Automática de Controle Elétrico de Back-up (EBCAU), conectada à Unidade Dosadora, e pelos canais de redundância (da aeronave e do motor).

A EECU é um equipamento composto por duas unidades de processamento independentes, chamadas de Canal A e Canal B. Ambos os canais tem sua alimentação elétrica independente e recebem os sinais dos sensores do motor e da aeronave, possibilitando que qualquer canal opere o motor, caso haja problema em um dos canais. Um canal sozinho é suficiente para operar o motor, mas a EECU possui uma ligação entre eles para identificar erros de redundância.

Dentre as principais funções do sistema de medição e controle, tem-se:

- Na partida: o sistema é responsável pela partida rápida e segura, mantendo o motor abaixo dos seus limites de operação com a sequência correta e controle do fluxo de combustível.
- Controle de velocidade: essa função mantém a velocidade de rotação da o rotor estabilizado, mantendo a velocidade de rotação da turbina livre constante e protegendo o motor de qualquer estol de compressor.
- Controle de *Back-up* Automático: o sistema permite o controle do fluxo de combustível com as informações de N1 tomadas do outro motor para eventos onde ocorrer uma grande falha, garantindo a sua operação.
- Detecção de Sobrevelocidade (*overspeed*): esta função permite o ajuste do fluxo de combustível do motor para evitar altas velocidades que possam exceder os limites de operação do motor, realizando até mesmo o corte do motor em uma situação brusca.
- Monitoramento: esta função permite armazenar os dados de operação do motor, para realizar o seu monitoramento e auxiliar no gerenciamento e manutenção do mesmo.
- Manutenção: a EECU grava em sua memória os dados de operação, parâmetros e eventos ocorridos no motor; as informações podem ser transmitidas para um *display* no *cockpit* para uso da manutenção.

Para o controle da potência do motor, tem-se uma relação entre alguns parâmetros obtidos do motor: os dados principais de entrada são baseados na relação N1, N2 e no Antecipador mostrados na Figura 19. Esse tipo de controle consiste de um potenciômetro presente na Manete do Coletivo, chamado de Antecipador, onde os pilotos atuam ao necessitar de mais potência do motor, e cuja principal função é permitir que o motor reaja rapidamente às mudanças de potência requeridas. Para isso, um sinal é instantaneamente gerado a qualquer mudança do ângulo da manete do coletivo, para que N1 seja ajustada e N2 permaneça sempre constante, sem ocorrer perda de potência.

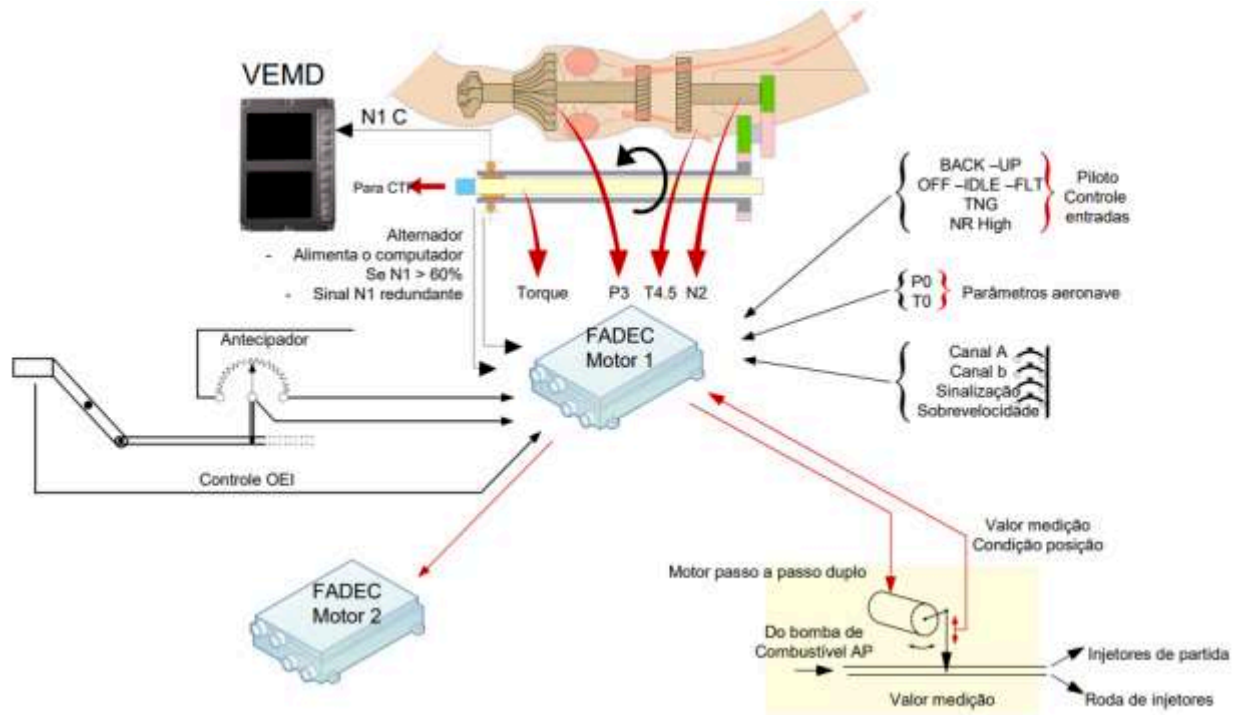


Figura 19 – Informações do Sistema de Medição e Controle.

Fonte: Safran Helicopter Engines Academy (2017)

Entretanto não é apenas esse comando que pode alterar a demanda do motor, ela também depende de outros fatores, como nos casos de aeronaves com mais de um motor, onde os motores devem estar em sincronia, evitando a sobrecarga em um único motor, para isso os dois motores se comunicam por meio da ligação entre as EECU's.

Outra forma de variar N1 é baseada na altitude da aeronave para corrigir as mudanças de N2, que tende a variar de acordo como as mudanças de altitude e pressão atmosférica; essas informações são obtidas pelo sistema anemométrico da aeronave, por meio do Computador de Dados do Ar.

### 2.3.3.6 TROUBLESHOOTING

Conforme a com a apostila do curso de Teoria de Habilitação a Manutenção a Aeronave AS365K2, 2021, o motor possui um manual chamado *Troubleshooting* (Solução de Problemas), que em alguns outros fabricantes é chamado de *FIM - Fault Identification Manual* (Manual de identificação de Falhas), de suma importância sob o aspecto da manutenção, pois permite a visualização e identificação de possíveis falhas. É uma ferramenta efetiva de redução de custos e trabalhos desnecessários, resultando



em um menor tempo dedicado à manutenção, evitando a remoção ou troca desnecessária de um componente e tornando o processo mais seguro e eficiente.

O procedimento deve ser aplicado dependendo da pane encontrada, mas, em geral, o bom conhecimento do manual e dos métodos permite encontrar um diagnóstico mais rápido para a correção da falha. Geralmente o procedimento de identificação da falha passa pelos processos de analisar, isolar e decidir qual a melhor ação a ser tomada, definindo se é necessária a troca ou o reparo do componente.

O manual pode apresentar as situações em forma de tabelas e/ou em forma de organogramas, onde haverá uma descrição da falha e a ação que deve ser tomada em seguida para identificar o componente que está causando a falha. Se for constatado que o componente está causando a falha, em seguida o manual fornece as informações necessárias para a troca ou reparo do componente.

Para auxiliar na manutenção, o motor equipado com a Unidade de Controle Eletrônico do Motor (*EECU – Engine Electronic Control Unit*) é capaz de identificar e mostrar para a tripulação e equipe de manutenção, por meio de um Código de Falhas, as panes que aconteceram com a aeronave durante o voo. Esses dados podem ser obtidos por meio de displays instalados no painel da aeronave ou após o corte do motor, com auxílio de um computador. Esses dados podem ser armazenados e servir para pesquisa de panes e levantamento de dados de operação para o próprio fabricante.

### **2.3.3.7 VEMD**

De acordo com a apostila do curso de Teoria de Habilitação a Manutenção a Aeronave AS365K2, 2021, o VEMD (*Vehicle and Engine Monitoring Display*) é um display de visualização de parâmetros do motor e da aeronave instalado do painel de instrumentos da aeronave, equipado com duas telas onde exibem os parâmetros necessários da célula e do motor, tais como:

- FLI (*Flight Limit Indicator*) tela onde temos um indicador que alterna entre os limites de operação do motor, permitindo aos pilotos o fácil acesso à informação sobre os limites de N1, Torque e Temperatura dos motores.;
- Pressão e temperatura da caixa de transmissão principal;
- Pressão hidráulica

- Parâmetros elétricos
- Quantidade e Pressão do Combustível
- Ciclos do motor
- Duração do Voo
- Além da função *manutenção*, descrita nos próximos parágrafos.



Figura 20 – VEMD

Fonte: Apostila do curso de Teoria de Habilitação a Manutenção da Aeronave AS365 K2, 2021

O VEMD, instrumento circulado na Figura 20, é mais um dos instrumentos que fazem parte do novo Painel *Glass Cockpit* que equipa a Aeronave Pantera AS365 K2, ele é um equipamento *duplex*, ou seja, seu funcionamento é baseado em dois módulos, isso significa que são recebidos e processados por dois módulos de processamento e os resultados trocados através de um link cruzado, sendo comparados, e em caso de discrepância uma mensagem de falha é exibida. Em caso de falha total em um dos módulos, o sistema *duplex* permite que os dados estejam disponíveis no outro módulo.

No VEMD encontra-se o modo manutenção mostrado na Figura 21, que só pode ser acionado com a aeronave cortada e em solo, e permite ao operador e mecânico acessarem as informações sobre o histórico do sistema principal do helicóptero.

O modo permite acesso a diferentes páginas necessárias para a manutenção e relaciona ao sistema de aviônicos da aeronave. Esta função permite exibir:

- As últimas 256 falhas memorizadas pelo VEMD;
- Os últimos 8 resultados de verificação de potência dos motores;
- As últimas 7 páginas de relatório de voo;
- As últimas duas memorizações de sobre-limite de voo;

Além de permitir a transferência de dados entre os módulos e a conexão para descarregamento de dados salvos, permitida apenas ao fabricante EUROCOPTER.

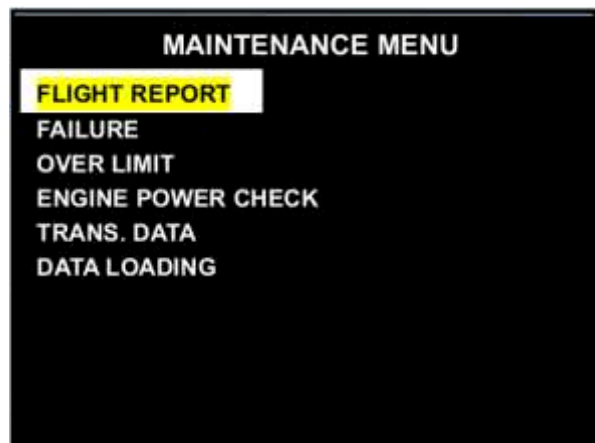


Figura 21 – Modo Manutenção no VEMD

Fonte: Apostila do curso de Teoria de Habilitação a Manutenção da Aeronave  
AS365 K2, 2021

### 3 METODOLOGIA

Segundo Gil (2017), a pesquisa é requisitada quando não há informações suficientes para descrever um tema ou solucionar um problema. A pesquisa utiliza-se de conhecimentos acessíveis e de métodos e técnicas para a descrição do tema ou resolução do problema.

#### 3.1 Tipos de Pesquisa

Conforme Gil (2017) classifica os tipos de pesquisa de acordo com suas finalidades:

1. Pesquisas Exploratórias: o objetivo principal das pesquisas exploratórias é a aproximação do problema, tornando-o mais compreensível ou esboçar as possíveis soluções. Para conseguir os dados, utiliza-se de levantamentos bibliográficos, entrevistas com pessoas com experiência no assunto tratado e análise de exemplos que agucem o conhecimento.

2. Pesquisas Descritivas: seu principal objetivo é descrever as características de uma população ou de um fenômeno. Podem ainda ter objetivo de estudar os atributos de um grupo, levantar as convicções e os comportamentos de uma população, ou ainda, encontrar a presença de conexão e relação entre variáveis.

3. Pesquisas Explicativas: sua finalidade é identificar fatores que contribuem para a ocorrência de fenômenos. Essas pesquisas são as mais complexas, pois tratam-se de pesquisas que se aprofundam o conhecimento da realidade, a fim de explicar o “porquê” das coisas.

Gil (2017) ainda faz mais uma classificação das pesquisas de acordo com os procedimentos utilizados, atentando-se ao “ambiente da pesquisa, a abordagem teórica e as técnicas de coleta e análise de dados” (GIL, 2017):

- Pesquisa Bibliográfica: pesquisa elaborada a partir de materiais já publicados, como livros, artigos, jornais, dissertações, teses, entre outros;

- Pesquisa Documental: pesquisa elaborada a partir de documentos, feitos para diversas aplicações. Sendo considerado um documento, qualquer objeto que comprove algum acontecimento, como catálogos, documentos institucionais, documentos jurídicos, fotografias, registros estatísticos, entre outros;

- Pesquisa Experimental: pesquisa elaborada a partir da definição de um objeto de estudo, seleção das variáveis que podem interferir no objeto e definição das formas de controle e de observação das consequências que a variável provoca no objeto.

### **3.2 Pesquisa Bibliográfica**

Tipificada, então, como Pesquisa Exploratória e Bibliográfica, tem-se que a pesquisa realizada para este trabalho é um procedimento exclusivamente teórico, compreendida como a junção, ou reunião, do que se tem falado sobre determinado tema.

Como ensina Fonseca (2002, p. 32) a pesquisa bibliográfica é feita a partir do levantamento de referências teóricas já analisadas, e publicadas por meios escritos e eletrônicos, como livros, artigos científicos, páginas de web sites.

Existem pesquisas científicas que se baseiam unicamente na pesquisa bibliográfica, procurando referências teóricas publicadas com o objetivo de recolher informações ou conhecimentos prévios sobre o problema a respeito do qual se procura a resposta (FONSECA, 2002, p. 32).

Assim, a pesquisa bibliográfica, para Gil (2017) tem como principais exemplos as investigações sobre ideologias ou aquelas que se propõem à análise das diversas posições acerca de um tema ou problema.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

### 4.1 Resultados

Durante o período de elaboração deste trabalho foram realizadas várias intervenções nos motores Arriel 2C2 nas aeronaves AS365-K2 do 2º Batalhão de Aviação do Exército, unidade aérea militar localizada em Taubaté, São Paulo. Entre essas intervenções pode-se destacar algumas inspeções, trocas de motores ou componentes, resultando na obtenção de alguns resultados com relação a manutenção e operação desse motor.

A equipe de manutenção que hoje trabalha nas aeronaves equipadas com os motores Arriel 2C2-CG também trabalhou anteriormente, em sua grande maioria, com as aeronaves equipadas com os motores Arriel 1M1, tendo adquirido experiência nos motores e podendo constatar na prática os benefícios trazidos pela modernização e automação dos mesmos.

Diante dessas informações coletadas pode-se verificar que com a automação dos motores e os novos métodos de operação, a aeronave diminuiu seus riscos e aumentou a confiança nas máquinas, trazendo para a tripulação e para a equipe de manutenção mais segurança e assertividade. Além da economia de tempo e serviço durante as manutenções, porque essas informações alimentam um banco de dados baseado na filosofia *Lean Office* que garante ao operador uma expertise durante os processos e garante a melhoria contínua nas intervenções.

Comparando-se os dois motores, é notório o avanço de tecnologia entre eles: o motor Arriel 1M1 tem seu projeto nos anos 1970 e sua principal forma de controle de potência é hidromecânica, realizado por um componente chamado FCU (*Fuel Control Unit*), através de válvulas acionadas por pressão do sistema de combustível, sistema de óleo e sistema de ar. A aeronave Pantera AS365 equipadas com esses motores tinham no seu painel, instrumentos analógicos, com ponteiros, e o controle do motor era realizado por meio das manetes de potência e do antecipador instalado no comando coletivo, via cabos de comando, que ligavam mecanicamente o piloto com o motor.

Para as aeronaves equipadas com os motores Arriel 2C2-CG o controle do motor é eletrônico, realizado por meio da Unidade de Controle Eletrônico do Motor (*EECU – Engine Electronic Control Unit*) que tem seus dados gerenciados pelo FADEC (*Full*

*Authority Digital Engine Control*), unidade responsável por receber os diversos dados dos sensores da aeronave e do motor, onde a partir destes parâmetros ele gerencia os dados e escolhe quais as melhores ações a serem tomadas para controle do motor. O gerenciamento eletrônico do motor não só garante a eficiência em voo, mas também a segurança nas operações de partida e corte dos mesmos, além da garantia de potência em qualquer situação de operação. O FADEC é programado para, automaticamente, tomar as medidas necessárias até que haja intervenção do piloto.

O monitoramento destes parâmetros gera uma variedade de dados e um histórico dos voos da aeronave, informações estas que são importantes no momento das pesquisas de pane. As informações são tomadas pela equipe de manutenção através de telas no painel da aeronave no VEMD em modo manutenção ou pelas portas de acesso que facilitam a conectividade com notebooks ou equipamentos próprios. A partir destas informações pode-se obter mais informações a respeito do momento da falha e dos parâmetros que devem ser observados.

Com essas informações em mãos, pode-se pesquisar no manual *Troubleshooting* e identificar corretamente as ações a serem tomadas para solução da pane por meio das suas tabelas e organogramas, que conduzem diretamente à solução do problema.

## **4.2 Discussões**

Observa-se que, para todas as funcionabilidades de um sistema eletrônico de controle automático do motor como o FADEC, o mesmo pode ser de grande auxílio ao operador e à equipe de manutenção, diariamente.

É preferível que os dados gerados pelos sensores e armazenados nas suas unidades de gerenciamento sejam de fácil acesso, para que possam ser úteis não somente no momento do voo, mas também em solo, com a aeronave no hangar, em pesquisa de pane e estudo das suas estatísticas de manutenção. A conectividade do mesmo com um computador permite ao operador a troca dos motores ou FADECs de forma fácil e ágil, sem muitos ajustes ou verificações invasivas.

Portanto, para se ter certeza de que o motor funciona perfeitamente, basta realizar algumas verificações durante o giro no solo ou em voo, colher alguns dados e comparar junto ao manual com os parâmetros esperados.

## 5 CONCLUSÃO

Quando se observa todas as implantações realizadas nos motores a reação, conclui-se que as tecnologias de automação nos motores a reação do tipo turbo eixo de turbina livre são apropriadas e significativas, pois trazem um aumento significativo nos índices de confiabilidade e segurança para o mesmo e para a aeronave. Além de facilitar as manutenções mais sofisticadas, como as dos computadores para gerenciamento, trazem para a aeronave as informações com mais fácil acesso, podendo salvar resultados e discrepâncias durante o voo.

É preferível que, com o aumento das tecnologias, essas ferramentas de controle digital possam ser cada vez mais aprimoradas, trazendo um maior leque de informações para obtenção de resultados mais assertivos e imediatos.

Para se ter certeza de que os sistemas são confiáveis, levam-se em conta os números de panes em aeronaves mais modernas, onde grande parte dos acidentes tem como principal causador o fator humano, onde se pode observar que, cada vez mais, as aeronaves estão sendo aprimoradas e o seu avanço de tecnologia traz uma maior segurança para o voo.

E por fim, considera-se que os objetivos deste trabalho foram alcançados, ressaltando a importância da tecnologia para a aviação e a importância do investimento em mais automação, tornando as aeronaves mais confiáveis.

O desenvolvimento do presente trabalho de graduação teve por finalidade a apresentação do funcionamento e da evolução do motor a reação do tipo turbo-eixo de turbina-livre.

Nota-se também a presença de alguns conceitos e ferramentas do *Lean Office*, operacionalizados pelo alto grau de digitalização das informações, os quais são extremamente importantes para fazer com que uma empresa reduza seus desperdícios e melhore seus processos administrativos, reduzindo custos e processos desnecessários, tornando-se enxuta, e, conseqüentemente, mais competitiva.

Diante disso, são notáveis os benefícios que a implementação dos conceitos de alta digitalização trará para os proprietários e operadores das aeronaves equipadas com o Arriel 2C2-CG, ajudando-a a aprimorar seus processos de documentação técnica, e resultando em um processo enxuto, com uma eficácia muito superior.



## REFERÊNCIAS

Apostila **Mecânico de Manutenção Aeronáutica, Matérias básicas**, Edição Revisada 23 de Outubro de 2002 – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional.

Apostila do **Curso de Familiarização da Aeronave Eurocopter Airbus AS365-K**.

CENTRO DE INSTRUÇÃO DE AVIAÇÃO DO EXÉRCITO, apostila do **Curso de Teoria de Habilitação à Manutenção a Aeronave AS 365 K2**, 1ª Edição, 2021.

FONSECA, J. J. S. **Metodologia da pesquisa científica**. Fortaleza: UEC, 2002. Apostila.

GIL, Antonio Carlos. **Como elaborar projetos de pesquisa** / Antônio Carlos Gil. – 6a. ed. – São Paulo: Atlas, 2017.

JORGE M. HOMA, Livro **Aeronaves e Motores**, 25ª Edição de 2005

PALHARINI, M. J. A., Livro **Motores a Reação**, 7ª Edição de 2006.

RODRIGUES DA SILVA, Paulo: **Helicóptero: conhecimentos técnicos, noções fundamentais**. Editora Asa (BRASIL), 2006

SAFRAN do Brasil, disponível em <https://www.safran-helicopter-engines.com/helicopter-engines/lower-1000-shp/arriel/arriel-2c/2c2>, consultado em julho, 2023.

SAFRAN HELICOPTER ENGINES ACADEMY, apostila do **Curso de Operação e Manutenção do Motor Arriel 2C2/CG**. Safran Motor Arriel 2C2/CG, 2017