

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
PROGRAMA DE PÓS GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA DE PRODUÇÃO

Roberto Begnis Hausen

**APLICAÇÃO DE METODOLOGIA DE PROJETO PARA DESENVOLVIMENTO DE
MOTOR PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS**

Santa Maria, RS
2023

Roberto Begnis Hausen

**APLICAÇÃO DE METODOLOGIA DE PROJETO PARA DESENVOLVIMENTO DE
MOTOR PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS**

Tese de Doutorado apresentada no Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Produção, Área de Concentração em Mobilidade Sustentável, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para a obtenção do grau de Doutor em Engenharia de Produção.

Orientador: Prof. Mario Eduardo Santos Martins, Ph.D.

Santa Maria, RS
2023

Hausen, Roberto Begnis

APLICAÇÃO DE METODOLOGIA DE PROJETO PARA
DESENVOLVIMENTO DE MOTOR PARA AERONAES EXPERIMENTAIS /
Roberto Begnis Hausen.- 2023.

261 p.; 30 cm

Orientador: Mario Eduardo Santos Martins Martins

Coorientador: Leonardo Nabaes Romano

Tese (doutorado) - Universidade Federal de Santa
Maria, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-Graduação em
Engenharia de Produção, RS, 2023.

1. Projeto 2. Motores 3. Aeronave experimental 4.
Motor de 2 tempos 5. Sobrealimentado I. Martins, Mario
Eduardo Santos Martins II. Romano, Leonardo Nabaes.

Roberto Begnis Hausen

**APLICAÇÃO DE METODOLOGIA DE PROJETO PARA DESENVOLVIMENTO DE
MOTOR PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS**

Tese de Doutorado apresentada ao Curso de Doutorado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Produção, Área de Concentração em Mobilidade Sustentável, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para a obtenção do grau de Doutor em Engenharia de Produção.

Aprovado em 19 de setembro de 2023.

Mario Eduardo Santos Martins, Ph.D. (UFSM)
(Presidente / Orientador)

Clayton Barcelos Zabeu, Dr. (MAUÁ)

Pedro Lacava, Dr. (ITA)

Thompson Diórdinis Metzka Lanza Nova, Ph.D. (UFSM)

Vinícius Rückert Roso, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2023

DEDICATÓRIA

A todos que gostam, que sentem e que vibram com o ronco dos motores, seja em terra, no mar ou no ar. Em especial ao meu grande amigo Fabiano Dallmeyer, apaixonado pelo automobilismo, por oficina, pelo cheiro da graxa e de combustível, mas que, infelizmente, nos deixou cedo. Tive o prazer de te explicar algo sobre este trabalho. Também dedico este trabalho ao aluno de graduação em Eng. Mecânica da UFSM, João Victor Comis Berguemeier, colega de laboratório, entusiasta de motores e que também nos deixou cedo, obrigado pelo teu auxílio neste trabalho.

Um dia nos encontraremos!

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Universidade Federal de Santa, ao Centro de Tecnologia e ao curso de Engenharia de produção pela oportunidade de realização deste trabalho de pesquisa e complementação da minha formação.

Ao GPMot – Grupo de Pesquisa em Motores, Combustíveis e Emissões pela oportunidade de desenvolver a pesquisa sobre este motor dentro de um laboratório exemplo de organização e funcionamento, tão bem liderado e gerido pelo meu orientador Prof. Mario Eduardo Santos Martins, Ph.D. A ele meu reconhecimento e agradecimento por acreditar no trabalho e nos meus devaneios acerca de motores aeronáuticos.

Ao meu co-orientador, Leonardo Nabaes Romano, mais uma vez dedicando seu tempo e conhecimento para me auxiliar e apoiar.

Aos inúmeros bolsistas e alunos do laboratório que, de um jeito ou outro, contribuíram para a realização deste estudo. Ao Mateus Culleton pelas horas de discussão e tabulação de dados, troca de informações e aprendizado. Ao Felipe Balbom pela paciência e pronto suporte que precisei e sempre estive à disposição. Ao Roberto Garlet pelo enorme auxílio e troca de experiências, muito aprendizado eu tive! Ao Jean Lucca Fagundez pelas avaliações em CFD e horas de conversa e aprendizado, Matheus Sprapasson, Joelson Bilhão, Pedro Gonçalves Ramos Júnior, pelas soldas e materiais para fabricação do bloco. Aos alunos do laboratório: Andrey Avila da Silva Pereira, Bruno Roberto Pasa, Carlos Henrique Griesang, Cristian Douglas Rosa da Silva, Enzo Hoffmeister, Guilherme Negrini, Igor R. dos Santos pelo apoio com formatação de dados e textos, José Luiz Vieira pelo auxílio muito importante na montagem do motor e bancada, Juliano Silveira (fundamental tua ajuda para o funcionamento e testes do motor!), Mathias Luis Diettrich, Murilo de Sá, Nátali Schmidt G. da C. e Nicholas Gabriel da Rosa com auxílio fundamental nas simulações e avaliações dos ensaios e Vinicius Weiss. Ao Prof Gilmar Vogel e, em especial, ao Carlos Benetti, fundamental na fabricação das peças unidas no CTISM, não mediu esforços para me auxiliar!!

Aos colegas do NUMAE – Laboratório de Tecnologia Mecânica e Aeroespacial, Bruno Della Flora e Luiz Adolfo Limana Berni, usando peças e me auxiliando sempre que necessitei de apoio a fabricação.

Aos colegas Macklini Dalla Nora, Thompson Lanzasova e Vinicius Roso pelos ensinamentos e troca de informações, extremamente válidas ao desenvolvimento deste estudo.

Aos colegas de departamento pelo apoio durante meu período de afastamento para desenvolvimento do estudo.

Ao “Bolinha”, José Adail, excelente mecânico, inventor, projetista e apaixonado por motores. Muitas peças, muito auxílio e muita parceria, grande aprendizado tive e tenho com ele.

A minha família por sempre acreditar e apoiar, aos meus pais pelo incondicional apoio sempre.

A minha esposa Tatiana e meu filho Rodrigo, obrigado pelo apoio e incentivo, desculpem as horas ausentes me dedicando a este trabalho, mas com certeza sempre com vocês nos meus pensamentos.

A todos que, de uma maneira ou outra, tornaram possível mais essa etapa. Um trabalho desta magnitude não se faz sozinho.

*“... Mandej, então, construir um motor especial
de minha invenção, desenhado especialmente
para um aeroplano minúsculo”
(Alberto Santos-Dumont)*

RESUMO

APLICAÇÃO DE METODOLOGIA DE PROJETO PARA DESENVOLVIMENTO DE MOTOR PARA AERONAVES EXPERIMENTAIS

AUTOR: ROBERTO BEGNIS HAUSEN
ORIENTADOR: MARIO EDUARDO SANTOS MARTINS

Motores de combustão interna tem sido objeto de constantes mudanças e melhorias para redução do consumo de combustível e nas emissões de gases poluentes. Para a aviação experimental busca-se usar motores menores, de alta densidade de potência e de alto rendimento. Neste contexto, o presente trabalho apresenta o desenvolvimento tecnológico do projeto de um novo conceito de motor de dois tempos, com sistema de lavagem tipo *uniflow*, válvulas com arranjo *flathead*, ignição por centelha e combustível avgas para ser aplicado em aviação experimental. A metodologia de projeto utilizada dividiu-se em três partes: i - Concepção do motor (do conceito ao mocape digital incluindo simulações CFD 1D e 3D); ii - Projeto da fabricação do protótipo; iii - Projeto dos experimentos (prova de conceito). O conceito do motor desenvolvido apresenta configuração monocilíndrica, com lubrificação via cárter, alimentação de combustível com injeção na porta, sobrealimentado por um *supercharger*, portas de admissão com sistema *uniflow* clássico, arranjo de válvula de exaustão paralela ao cilindro (sistema *flathead*). As especificações técnicas definem o diâmetro do pistão com 70 mm, curso de 66,2 mm que determinam um volume deslocado de 248 cc, com uma razão de compressão efetiva de 7,9:1, rotação máxima de 3000 rpm, permitindo o acoplamento direto de uma hélice ao virabrequim. As simulações 1D e 3D (CFD) apresentaram potência de 23 kW a 3000 rpm, torque de 77 N.m a 2700 rpm (rotação de cruzeiro) e eficiência próxima a 31%. Os resultados dos testes experimentais de prova de conceito do protótipo apresentaram uma potência de 10,5 kW e torque de 63 N.m, em rotação de 1600rpm, consumo de combustível específico indicado de 465 g/kW.h, porém com uma baixa eficiência, de aproximadamente 18%. Estes resultados permitem concluir que: o conceito apresentado é tecnicamente viável; o excesso de lavagem do cilindro impossibilitou elevar acima dos 1600 rpm a rotação do motor, culminando para a eficiência baixa, entretanto, esta condição é contornável por meio de ajustes no comando de válvulas e abertura (tempo e posição) das portas de admissão. Sendo assim, este estudo apresenta avanços no campo de motores de combustão interna para utilização em aviação experimental.

Palavras chave: Projeto e desenvolvimento, motor 2 tempos, sobrealimentado, *uniflow*, *flathead*, Aviação Experimental.

ABSTRACT

APPLICATION OF DESIGN METHODOLOGY TO DEVELOP AN ENGINE FOR EXPERIMENTAL AIRPLANES

**AUTHOR: ROBERTO BEGNIS HAUSEN
ADVISOR: MARIO EDUARDO SANTOS MARTINS**

Internal combustion engines have been the subject of constant changes and improvements to reduce fuel consumption and emissions of polluting gases. In experimental aviation, the goal is to use smaller engines with high power density and high efficiency. In this context, this thesis presents the technological development of a new concept two-stroke engine, with a uniflow scavenging system, flathead valve arrangement, spark ignition, and avgas fuel for application in experimental aviation. The design methodology was divided into three parts: i - Engine concept (from concept to digital mockup, including 1D and 3D CFD simulations); ii - Prototype manufacturing design; iii - Experiment design (proof of concept). The developed engine concept features a single-cylinder configuration, lubrication via the crankcase, port fuel injection, supercharged, classic uniflow intake ports, and an exhaust valve arrangement parallel to the cylinder (flathead system). The technical specifications define a piston diameter of 70 mm, a stroke of 66.2 mm, resulting in a displacement volume of 248 cc, with an effective compression ratio of 7,9:1, a maximum speed of 3000 rpm, allowing for direct coupling of a propeller to the crankshaft. The 1D and 3D (CFD) simulations showed a power output of 23 kW at 3000 rpm, torque of 77 N.m at 2700 rpm (cruising speed), and an efficiency of approximately 31%. The results of the experimental tests for the prototype's proof of concept showed a power output of 10,5 kW and torque of 63 N.m at a speed of 1600 rpm, indicated specific fuel consumption of 465 g/kW.h, but with low efficiency, approximately 18%. These results allow us to conclude that the presented concept is technically feasible. The excessive cylinder scavenging prevented the engine from speed above 1600 rpm, leading to low efficiency. However, this condition can be addressed through adjustments in the valve timing and the opening (timing and position) of the intake ports. Therefore, this study represents advancements in the field of internal combustion engines for use in experimental aviation.

Keywords: Design and development, 2-stroke engine, supercharged, uniflow, flathead, experimental aviation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Estrutura do trabalho.....	20
Figura 2 - Construção do conhecimento	21
Figura 3 - Aeronave Demoiselle nº 20 em voo.	22
Figura 4 - Desenho esquemático da aeronave Demoiselle nº 19.....	23
Figura 5 - Normas ASTM para Aeronave Leve Esportiva.	26
Figura 6 - Vista explodida de motor aeronáutico.	29
Figura 7 - Estrutura de decomposição de motor a pistão aeronáutico.	30
Figura 8 - Diagrama esquemático de IE do motor Rotax 912 iS.	33
Figura 9 - Motor Lycoming O-540 (a) apresentando sistema <i>direct drive</i> e motor Rotax 912 ULS (b) apresentando sistema <i>geared drive</i> (transmissão por engrenagem)	37
Figura 10 - Perfil de geral de operação de um motor aeronáutico.	38
Figura 11 - Relação ar/combustível dos motores Lycoming.....	39
Figura 12 - Diagrama de rotação [rpm], velocidade [kt] e altitude [ft].	40
Figura 13 - Quantidade de fabricantes de motores para aviação experimental por país.....	44
Figura 14 - Quantidade de motores em relação ao tipo de projeto (original ou adaptado).....	44
Figura 15 - Kit de conversão para arrefecimento líquido.....	45
Figura 16 - Motor Lycoming O360 com arrefecimento líquido.....	46
Figura 17 - Quantidade de motores para aviação experimental por tipo de combustível utilizado.	47
Figura 18 - Quantidade de motores por tipo de alimentação de ar.	47
Figura 19 - Quantidade de motores por tipo de arquitetura em relação a posição dos cilindros.....	48
Figura 20 - Quantidade de motores por faixa de potência.	49
Figura 21 - Quantidade de motores por faixa de potência (de 80 a 135HP).	50
Figura 22 - Motor Motorav 100 HP fabricado no Brasil.	51
Figura 23 - Relação US\$/HP dos motores na faixa de 80 a 135HP.....	58
Figura 24 - Potência específica (HP/kg) dos motores na faixa de 80 a 135HP.....	59
Figura 25 - Esboço básico do processo de desenvolvimento de aeronaves.....	60
Figura 26 - Parâmetros básicos de motores – suas interações e influências.....	61

Figura 27 - Desdobramento do MR-PDMA e tarefas na fase de projeção	62
Figura 28 - Relações entre processos e produtos do pensamento produtivo ou criação	64
Figura 29 - Evolução do desenvolvimento até a comercialização, conforme TRL's	66
Figura 30 - Desenho esquemático do <i>Fire Engine</i> de Robert Street.	67
Figura 31 - Motor alternativo de dois tempos proposto por Isaac de Rivaz.....	68
Figura 32 – Fases de lavagem no motor de dois tempos: admissão / compressão e expansão / exaustão.....	70
Figura 33 - Lavagem do cilindro de motor 2 tempos tipo <i>Uniflow</i> com válvula no cabeçote.	72
Figura 34 - Arranjos e quantidade de portas de entrada para o sistema <i>loop scavenge</i>	73
Figura 35 - Formatos de pistão para diferentes tipos de lavagem de cilindro.	74
Figura 36 - Pistão com defletor em sistema <i>cross scavenge</i>	74
Figura 37 - Sistema de lavagem <i>uniflow</i> : (A) exaustão pelas válvulas e (B) admissão pelas válvulas.....	75
Figura 38 - Retenção de gás e lavagem do cilindro em sistema de <i>cross scavenge</i>	76
Figura 39 - Tempos de ciclo característicos para motores de dois tempos com portas, válvulas de palheta e válvulas rotativas.....	77
Figura 40 - Aumento de potência específica com a evolução dos motores.	80
Figura 41 - Aumento de BMEP e eficiência com a evolução dos motores.	81
Figura 42 - Motor Hirth série 35, 70 HP com injeção e ignição eletrônica.....	81
Figura 43 - Dados de queda de pressão atmosférica em função da altitude.	83
Figura 44 - Altitude x potência x sistema de admissão de ar.	84
Figura 45 - Dados de lavagem do cilindro - simulação 1D	85
Figura 46 - Momento de abertura e fechamento de válvulas no sistema de ignição por centelha e sistema CAI.....	87
Figura 47 - Faixa de operação de motor 2 tempos operando com combustão CAI e diferentes combustíveis.	87
Figura 48 - IMEP x avanço de ignição em câmara de combustão lenta.....	88
Figura 49 - IMEP x avanço de ignição em câmara de combustão rápida.	89

Figura 50 - formatos de câmara de combustão utilizados no motor SI para queima de gás natural.	89
Figura 51 - Coeficiente de <i>swirl</i> e <i>tumble</i> para diferentes formatos de câmara de combustão em função do ângulo do virabrequim.	90
Figura 52 - Pressão interna no cilindro e taxa de liberação de calor para diferentes formatos de câmaras de combustão em função do ângulo do virabrequim.	90
Figura 53 - Temperatura e a evolução da velocidade de fluxo dentro do cilindro.	91
Figura 54 - Pré-câmara do tipo ativa e seus componentes.	93
Figura 55 - Sistema de pré-câmara homogênea (a) e de carga estratificada (b).	94
Figura 56 - Pré-câmara passiva utilizada no motor Rotax 914 ULS para teste.	95
Figura 57 – Câmara de combustão do motor Rotax 914 ULS com ignitor montado.	95
Figura 58 - Comparação IMEP e potência com ignição por centelha e ignição por jato.	96
Figura 59 - Redução de MFB em função do tipo de ignição adotado.	96
Figura 60 - Comparativo de IMEP e MAP com diferentes combustíveis e sistema de ignição.	97
Figura 61 - Comparativo de potência indicada com diferentes sistemas de ignição e combustíveis.	98
Figura 62 - Portas de entrada e saída de motores de 2 tempos com válvulas.	99
Figura 63 - Torque específico em função de aberturas de válvulas.	100
Figura 64 - Potência líquida específica em função de aberturas de válvulas.	100
Figura 65 - Taxa de lavagem do cilindro.	101
Figura 66 - Eficiência da carga.	102
Figura 67 - Razão entre potência consumida pelo sobrealimentador e potência gerada no motor.	102
Figura 68 - Esquema de abertura de válvulas de admissão e escape.	103
Figura 69 - Ângulo de inclinação da porta – A_i	104
Figura 70 - modelo 3D do BUSDIG para avaliação de CFD.	105
Figura 71 - Diagrama de abertura e fechamento de portas e válvulas - BUSDIG.	106
Figura 72 - Motor Ford V8 flathead de 1934.	108
Figura 73 - Identificação dos combustíveis aeronáuticos AvGas e Jet-A.	112

Figura 74 - Relações geométricas para cálculo da válvula de exaustão.....	115
Figura 75 - Relações geométricas para cálculo do pistão.....	116
Figura 76 - relações para cálculo da biela.....	116
Figura 77 - Geometria do sistema de admissão de motor <i>uniflow</i>	117
Figura 78 - Diagrama de abertura e fechamento de portas e válvulas.....	120
Figura 79 - Metodologia do gás traçador para determinação do estudo de CFD para a performance de lavagem do cilindro no motor protótipo.....	126
Figura 80 - Sensores adaptados no motor para coleta de dados.....	128
Figura 81 - Mapa mental das características do motor protótipo.....	130
Figura 82 - Função Global do motor demonstrador.....	131
Figura 83 - Primeiro esboço do <i>flathead</i> 2T	132
Figura 84 - Vista em corte - duto de admissão e a parede dividindo as válvulas e vista superior em corte mostrando a parede que divide as válvulas.....	133
Figura 85 - Vista superior do cilindro – ângulo entre válvulas e camisa d’água.....	133
Figura 86 - Conceito do cabeçote <i>flathead</i> tipo “L”.....	134
Figura 87 - sistema em “C” e sistema em “S”	134
Figura 88 - Cálculos iniciais do motor monocilindro.	135
Figura 89 - Cálculo da BMEP e torque máximo a determinada rotação.....	136
Figura 90 - Diâmetro e curso do pistão e respectivos cálculos.	136
Figura 91 - Cálculo para dimensionamento do pistão	137
Figura 92 - Partes da biela e suas respectivas definições para cálculo.	138
Figura 93 - Cálculo do diâmetro da válvula de exaustão e seu levantamento (<i>lift</i>).	139
Figura 94 - Limitação geométrica imposta pela câmara de combustão ao levantamento máximo das válvulas de exaustão.....	140
Figura 95 - a) Torque para o levantamento de 6 e 7 mm, b) Potência para o levantamento de 6 e 7 mm, a) Consumo específico de combustível para o levantamento de 6 e 7 mm e d) Eficiência para o levantamento de 6 e 7 mm.....	141
Figura 96 - Torque conforme cada <i>dwell</i> avaliado.....	142
Figura 97 - Potência conforme cada <i>dwell</i> avaliado vs. Rotação do motor.....	143
Figura 98 - Consumo específico de combustível para cada <i>dwell</i> avaliado vs. Rotação do motor.	143
Figura 99 - Eficiência para cada <i>dwell</i> avaliado vs. Rotação do motor.	144

Figura 100 - Diagrama de abertura e fechamento de portas e válvulas	145
Figura 101 - Dados simulados do modelo 1D ajustado.....	146
Figura 102 - Modelos 1D do motor em estudo e seus principais componentes.	147
Figura 103 - Eficiência do motor protótipo com diferentes relações ar-combustível.....	147
Figura 104 - Comparação de potência x rotação: Rotax 582 ULS e motor protótipo.....	148
Figura 105 - Comparação de BSFC x velocidade do motor: Rotax 582 ULS x motor protótipo.....	149
Figura 106 - Consumo específico de combustível no freio para o motor protótipo com diferentes relações ar-combustível.	150
Figura 107 - Resultado do projeto conceitual – motor conceito.....	151
Figura 108 - Montagem do motor em SolidWorks® e seus principais componentes.	152
Figura 109 - Admissão de ar e sistema de alimentação de combustível.....	152
Figura 110 - Processo de lavagem do cilindro: sistema <i>uniflow</i> + <i>flathead</i>	153
Figura 111 - Comando válvulas e perfil da came	153
Figura 112 - Conjunto do sistema de acionamento das válvulas	154
Figura 113 - Curva força x deformação válvula VW AP 1.8	154
Figura 114 - Perfil de aceleração da came.....	156
Figura 115 - Tensões de contato entre came e tucho [MPa].....	156
Figura 116 - corte transversal do modelo 3D mostrando componentes internos	157
Figura 117 - modelo do pistão, anéis e suas funções.	158
Figura 118 - Montagem do bloco do motor e seus principais componentes	158
Figura 119 - Modelo 3D simplificado para verificação do <i>timing</i> de válvulas e portas.....	159
Figura 120 - Abertura e fechamento das válvulas de exaustão.....	160
Figura 121 - Modelamento da abertura e fechamento das portas de admissão:	160
Figura 123 - Velocidade do fluxo e ocorrência de <i>tumble</i> nas direções X e Y a 890 CAD (pistão próximo ao BDC).	162
Figura 124 - Velocidade do escoamento com traços de fluxo e ocorrência de redemoinho na direção Z a 970 CAD (pistão movendo-se para o TDC).	163

Figura 125 – Frações mássicas de O ₂ , N ₂ e CO ₂ demonstrando as trocas gasosas para os parâmetros de <i>scavenging</i> do modelo do motor proposto.....	164
Figura 126 – Escoamento do gás traçador N ₂ para o interior do cilindro	164
Figura 127 - CE vs DR.	165
Figura 128 - TE (círculos) e SE (quadrados) por DR.	166
Figura 129 - Comparação entre FUTSE e BUSDIG para a relação $r_{s/c}$ a 3000 rpm.	167
Figura 130 - Comparação entre FUTSE e BUSDIG para a relação $r_{s/c}$ a 3000 rpm.	168
Figura 131 - Comparação entre o Rotax 912 ULS e o FUTSE.....	170
Figura 132 – Comparativo entre 2T e 4T, o “melhor dos dois mundos” no FUTSE	171
Figura 133 - Capa do protocolo de depósito de pedido de patente depositado.	172
Figura 134 - Desenho técnico do subconjunto Bloco Superior.....	173
Figura 135 - Bloco Superior e Bloco Inferior montados.....	174
Figura 136 - cilindro usinado em CNC	174
Figura 137 - a) aquecimento do cilindro, b) montagem da camisa.....	175
Figura 138 - a) modelo 3D e b) cilindro usinado.....	175
Figura 139 - processo de usinagem das portas de admissão.	176
Figura 140 - a) cilindro pronto para receber as válvulas, b) imagem mostrando a camisa e usinagem das portas de admissão prontas, c) cilindro com pistão e anéis ajustados e válvulas montadas.....	176
Figura 141 - cabeçote <i>flathead</i> pronto para montagem: a) vista superior mostrando a galeria de água para arrefecimento; b) vista inferior mostrando a câmara de combustão e junta de vedação fabricada em fio de cobre, tipo <i>o’ring</i>	177
Figura 142 - Pistão montado na biela.....	177
Figura 143 - sistema de admissão completo	178
Figura 144 - coletor de exaustão com entrada para sensores.	178
Figura 145 - comando de válvula de escape: a) usinagem do raio base e montagem da engrenagem e sistema de ajuste e b) comando com usinagem do came pronto.	179
Figura 146 - Tucho de válvulas	179

Figura 147 - a) tuchos com ajuste para válvula, b) válvulas de escape (original à esquerda e ajustada, à direita)	180
Figura 148 - Pistão e biela sobre o bloco do motor.....	180
Figura 149 - Bloco inferior e virabrequim.	181
Figura 150 - Bomba de óleo automotiva modificada.....	181
Figura 151 - sistema de lubrificação do motor.....	182
Figura 152 - <i>jet cooler</i>	182
Figura 153 - Identificação do ponto morto superior e ajuste de válvulas.....	183
Figura 154 - Bancada de gerenciamento do motor.	184
Figura 155 - Sistema de arrefecimento do motor nos experimentos.....	185
Figura 156 - Bancada dinamométrica montada para os experimentos	185
Figura 157 - Bancada de sobrealimentação montada no aparato experimental	186
Figura 158 - Montagem completa do experimento.....	186
Figura 159 - COV_{IMEP} em diferentes rotações e cargas	187
Figura 160 - Potência indicada x IMEP para diferentes rotações e cargas	188
Figura 161 - Torque indicado x IMEP em diferentes rotações e cargas.....	188
Figura 162 - consumo de combustível x IMEP em diferentes rotações e cargas....	189
Figura 163 - Consumo de combustível indicado para rotação de 1600 e 1700rpm e respectivas cargas no motor.....	190
Figura 164 - <i>Sparking time</i> - ST, CA-10, CA-50 e CA-90 para diferentes rotações e cargas.....	191
Figura 165 - CA10-90 para diferentes rotações e cargas.....	192
Figura 166 - Diagrama logP x logV para rotação de 1600 rpm e carga de 8 bar de IMEP	193
Figura 167 - pressão no interior do cilindro para a condição de 1600 rpm em várias cargas.	194
Figura 168 - Pressão de admissão para 1600rpm em diferentes cargas	194
Figura 169 - Pressão de exaustão para 1600 rpm em diferentes cargas.....	195
Figura 170 - Temperatura de admissão x IMEP em diferentes rotações e cargas..	195
Figura 171 -Temperatura de exaustão x IMEP em diferentes rotações e cargas....	196
Figura 172 - Temperatura do motor x IMEP em diferentes rotações e cargas.....	197
Figura 173 - Comando de válvulas e tuchos	198
Figura 174 - Válvulas e tuchos	199
Figura 175 - Vista interna da camisa e pistão	200

Figura 176 - Correlação entre CFD e imagem real do pistão	200
Os rolamentos do eixo do comando e do virabrequim apresentam bom estado de conservação, sem indícios de desgaste ou falhas. A Figura 177, Figura 178 e.....	201
Figura 177 - Engrenagens de acionamento do comando de válvulas.....	201
Figura 178 - Virabrequim e engrenagens de acionamento do comando de válvulas e bomba de óleo	201
Figura 179 - Engrenagens de acionamento da bomba de óleo.....	202
Figura 180 - Diagrama de abertura e fechamento das válvulas e portas de admissão – condição atual e proposta de melhoria.....	208
Tabela 2 - Fabricante, modelo, relação HP/kg, Relação US\$/HP e preço.	229
Figura 181: Enquadramento das patentes pesquisadas em termos de classe e sub-classe.....	235
Figura 182: Países com registros de patentes com a palavra-chave pesquisada...	235
Figura 183: Quantidade de patentes por assunto/sub-classe.	236
Figura 184: Gráfico de porcentagem por assunto dos registros avaliados.....	238
Figura 185: Corte longitudinal do motor mostrando partes internas.....	239
Figura 186: Desenho esquemático do motor de 2 tempos e 2 cilindros da PI.....	240
Figura 187: Status dos registros de patentes avaliados.....	241

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 - Vantagens e desvantagens dos sistemas a ar e líquido.	31
Quadro 2 - Motores Rotax com compressor mecânico (<i>supercharger</i>) e turbocompressor alimentado por gases de exaustão (original de fábrica).....	35
Quadro 3 - Comparativo Lycoming x Rotax: transmissão de potência.....	36
Quadro 4 - Fabricante, país, modelos e potência de motores para aviação experimental.	43
Quadro 5 - Informações sobre fabricante, modelo, tipo de produção, ciclo e potência de motores para aviação experimental.	51
Quadro 6 - Informações descritivas referente aos motores para aviação experimental.	54
Quadro 7 - Informações técnicas sobre motores para aviação experimental: razão de compressão, volume deslocado, potência, rotação e peso.	56
Quadro 8 - Exemplo de motores com pequeno diâmetro de pistão, carburado e com ignição por centelha.....	78
Quadro 9 - Valores típicos de motores dois tempos.....	79
Quadro 10 - Dados técnicos do motor dois tempos com ignição por compressão da empresa CMD S.p.a.	85
Quadro 11 - Motores 4 tempos e 2 tempos – Vantagens e desvantagens.....	107
Quadro 12 - Dados técnicos dos motores da D-motor.	109
Quadro 13 - Comparativo dos motores D-Motor e Rotax 912 ULS.	109
Quadro 14 - Dados técnicos de combustíveis.....	111
Quadro 15 - MAP versus rotação para o modelo 1D simulado	119
Quadro 16 - Dados de entrada para caracterização do sistema de válvulas de exaustão	155
Quadro 17 – Comparação entre motores 2 tempos nativo e o motor proposto.....	170

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Dados do motor e ajustes efetuados no modelo 1D.....	203
Tabela 2 - Fabricante, modelo, relação HP/kg, Relação US\$/HP e preço.	229
Tabela 3 - Registros diretamente relacionados ao estudo	237

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

1D	Unidimensional
3D	Tridimensional
AKI	<i>Anti Knock Index</i>
ALE	Aeronave Leve Esportiva
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASTM	<i>American Standard for Testing Materials</i>
ATAC	<i>Active Thermal Atmosphere Combustion</i>
AVGAS	<i>Aviation Gasoline</i>
BDC	<i>Bottom Dead Center</i>
BMEP	<i>Brake Mean Effective Pressure</i>
BSFC	<i>Brake Specific Fuel Consumption</i>
CA-10	Ângulo do virabrequim com 10% de massa queimada
CA-50	Ângulo do virabrequim com 50% de massa queimada
CA-90	Ângulo do virabrequim com 90% de massa queimada
CA 10-90	Ângulo do virabrequim com duração de combustão
CA	<i>Crank Angle</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAI	<i>Controlled Auto Ignition</i>
CAS	<i>Calibrated Air Speed</i>
CFD	<i>Computer Fluid Dynamics</i>
CO	Monóxido de Carbono
CO ₂	Dióxido de Carbono
COV _{IMEP}	<i>Coefficient of Variation for Indicated Mean Effective Pressure</i>
CR	<i>Compression Ratio</i>
DI	<i>Direct Injection</i>
DVC	<i>Disc Valve Close</i>
DVO	<i>Disc Valve Open</i>
EC	<i>Exhaust Port Close</i>
ECU	<i>Engine Control Unit</i>
E-LSA	<i>Experimental Light Sport Aircraft</i>
EO	<i>Exhaust Port Open</i>
EVC	<i>Exhaust Valve Close</i>
EVL	<i>Exhaust Valve Lift</i>
EVO	<i>Exhaust Valve Open</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FADEC	<i>Full Authority Digital Engine Control</i>
FG	Função Global
GMP	Grupo Moto Propulsor
HC	Hidrocarbonetos
HCCI	<i>Homogeneous Charge Compression Ignition</i>
HP	<i>Horse Power</i>
IMEP	<i>Indicated Mean Effective Pressure</i>
IC	<i>Intake Port Close</i>
IO	<i>Intake Port Open</i>
IVC	<i>Intake Valve Close</i>
IVL	<i>Intake Valve Lift</i>
IVO	<i>Intake Valve Open</i>
LSA	<i>Light Sport Aircraft</i>

LAG	<i>Lavinia Aktyvatsia Gorenia</i>
MAP	<i>Manifold Air Pressure</i>
m_{fuel}	<i>Massa de Combustível</i>
MFB	<i>Mass Fraction Burned</i>
MOGAS	<i>Mobile Gasoline</i>
MON	<i>Motor Octane Number</i>
MR-PDMA	Modelo de Referência para Processo de Desenvolvimento de Máquinas Agrícolas
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NO _x	Óxidos de Nitrogênio
PDP	Processo de Desenvolvimento de Produtos
P&D	Pesquisa e Desenvolvimento
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PMI	Ponto Morto Inferior
PMS	Ponto Morto Superior
QAV	Querosene de Aviação
QUB	<i>Queen's University of Belfast</i>
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
RON	<i>Research Octane Number</i>
RPS	Rotações Por Segundo
RVC	<i>Reed Valve Close</i>
RVO	<i>Reed Valve Open</i>
SI	<i>Spark Ignition</i>
S-LSA	<i>Special Light Sport Aircraft</i>
ST	<i>Spark timing</i>
TC	<i>Transfer Port Close</i>
TDC	<i>Top Dead Center</i>
TJI	<i>Turbulent Jet Ignition</i>
TO	<i>Transfer Port Open</i>
TRL	<i>Technology Readiness Levels</i>
USD	<i>United States Dollar</i>
VMP	Velocidade Média do Pistão

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1.	QUESTÕES DA TESE	17
1.2.	OBJETIVO GERAL.....	18
1.3.	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	18
1.4.	CONTRIBUIÇÃO DA TESE.....	19
1.5.	ESTRUTURA DO TRABALHO	19
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	21
2.1.	AERONAVES EXPERIMENTAIS	21
2.2.	MOTORES AERONÁUTICOS.....	27
2.2.1.	Motores para aviação experimental.....	40
2.3.	METODOLOGIA DE PROJETO DE PRODUTO	60
2.4.	PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE MOTORES	66
2.4.1.	Motores de dois tempos	69
2.4.1.1.	Tipos de sistema de lavagem em motores de dois tempos.....	71
2.4.1.2.	Tipos de válvulas e portas em motores de dois tempos.....	72
2.4.1.3.	Dados técnicos e especificações de motores de dois tempos	77
2.4.1.4.	P&D em motores de dois tempos.....	82
2.4.1.5.	Motores Flathead.....	107
2.5.	COMBUSTÍVEIS PARA AERONAVES	109
3	MÉTODOS E MATERIAIS.....	114
3.1.	MÉTODOS E MATERIAIS PARA O PROJETO	114
3.1.1.	Metodologia usada para as simulações 1D.....	117
3.1.2.	Metodologia para as simulações 3D - CFD	123
3.2.	MÉTODOS E MATERIAIS PARA A FABRICAÇÃO	126
3.3.	MÉTODOS E MATERIAIS PARA RESULTADOS EXPERIMENTAIS....	127
4	RESULTADOS	129
4.1.	PROJETO DO MOTOR.....	129
4.1.1.	Resultados do projeto Informacional	129

4.1.2.	Resultados do Projeto Conceitual	130
4.1.2.1.	Criação de conceitos e primeiros esboços	131
4.1.2.2.	Cálculos básicos para dimensionamento do motor	135
4.1.2.3.	Definições do motor, elaboração do modelo 1D para início das simulações e ajustes.	139
4.1.3.	Resultados do Projeto Preliminar	151
4.1.3.1.	Simulações 3D – CFD do motor	161
4.2.	RESULTADOS DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO – PROJETO DETALHADO (I)	172
4.2.1.	Projeto Detalhado.....	172
4.3.	RESULTADOS DOS EXPERIMENTOS – PROJETO DETALHADO (II)	183
5	DISCUSSÃO DOS RESULTADOS EXPERIMENTAIS	198
6	CONCLUSÃO.....	204
	BIBLIOGRAFIA	209
	ANEXO A – TABELA COM RELAÇÕES DE HP/KG E R\$/HP	229
	APÊNDICE A - Sistemas de exaustão em motores aeronáuticos	231
	APÊNDICE B - Sistema de arrefecimento em motores aeronáuticos	232
	APÊNDICE C – Pesquisa de patentes realizada sobre motores de 2 tempos e seus sistemas.....	233
	APÊNDICE D - Estrutura de produto do motor FUTSE	242
	APÊNDICE E - Fluxograma do processo de fabricação do bloco	244
	APÊNDICE F - Fluxograma do processo de fabricação do cilindro.....	245
	APÊNDICE G - Fluxograma do processo de fabricação do cabeçote <i>flathead</i>	246
	APÊNDICE H - Fluxograma do processo de fabricação do pistão	247
	APÊNDICE I - Fluxograma simplificado do processo de fabricação do sistema de admissão	248
	APÊNDICE J - Fluxograma do processo de fabricação da exaustão.....	249
	APÊNDICE K - Fluxograma do processo de fabricação do comando de válvulas ..	250
	APÊNDICE L - Fluxograma do processo de fabricação dos tuchos e valvulas	251
	APÊNDICE M - Fluxograma do processo de montagem final do motor e do aparato experimental.....	252

1 INTRODUÇÃO

Muito se tem avançado em motores de combustão interna visando cada vez mais a redução em seu tamanho versus um incremento de potência e eficiência (pode ser traduzida como diminuição de consumo).

Na indústria aeronáutica não é diferente, embora mais conservadora que a indústria automotiva, tem-se procurado motores mais eficientes, mais potentes e menores, já que massa é um dos fatores primordiais nesse ramo de utilização.

Motores e fabricantes tem surgido com alternativas aos motores já existentes e consagrados no mercado, onde as alternativas de motores vão desde novos conceitos em termos de combustão e operação com diferentes combustíveis em um mesmo motor até a adaptação de motores automotivos ao uso aeronáutico. Essa última opção tem crescido ultimamente devido à tecnologia empregada em tais motores, à alta durabilidade e confiabilidade durante o uso, sem falar em termos de custo de manutenção onde os de peças e componentes são até 10 vezes menores do que os de motores concebidos para uso aeronáutico.

Diante do exposto, decidiu-se iniciar o projeto de um novo conceito de motor a ser utilizado na aviação experimental onde aspectos de redução de massa e aumento de potência são buscados, tornando o motor mais compacto perante os concorrentes para uma mesma faixa de potência. O conceito de um motor de depois tempos, com sistema de lavagem do tipo uniflow e sobrealimentado, com válvulas de exaustão paralelas ao cilindro (sistema flathead), com lubrificação no cárter e com baixa rotação para possibilitar acoplamento de hélice direto no virabrequim é proposto como forma de atender a um nicho de mercado específico, com potência té 50 kW.

1.1. QUESTÕES DA TESE

Tão importante quanto desenvolver o trabalho relacionado ao projeto de um motor é responder às questões referentes à sua parte técnica e aplicabilidade. Para tal, as seguintes questões da tese foram elaboradas e deverão estar respondidas ao final do estudo:

- Este conceito de motor proposto é tecnicamente viável? Esta pergunta se refere à funcionalidade do motor, identificar se seus parâmetros e desempenho, bem como sua estrutura e arquitetura atendem às especificações de operação.
- É possível um motor, com as características citadas, equipar uma aeronave experimental? Este motor atendendo à questão número um, seria possível construí-lo em escala industrial? Poderia equipar aeronaves experimentais, mesmo não sendo ele certificado ou homologado, porém, atendendo requisitos de funcionamento para tal?
- Qual a vantagem de utilizar este motor? Estando o motor adequado às especificações e sendo possível sua utilização em uma aeronave, o que ele apresenta de vantagem em relação a outros de sua classe que justifique a utilização, o que tem de benefícios se comparado aos outros? Quais suas desvantagens?

1.2. OBJETIVO GERAL

O **objetivo geral** desta tese é propor, construir e testar um motor com novo conceito: sistema de admissão *uniflow* com arranjo de válvulas do tipo *flathead*, de alta densidade de potência e mais eficiente, com ignição por centelha, que possa ser utilizado para aviação experimental e tenha acoplamento da hélice diretamente ao virabrequim.

1.3. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Os objetivos específicos deste trabalho são os seguintes:

- Projetar o motor: desenvolver o projeto de um motor demonstrador da tecnologia que está sendo proposta, de maneira a obter as especificações técnicas para sua construção e testes;
- Construir o motor: estabelecer as diretrizes de manufatura do motor desenvolvido, de modo a executar a fabricação e montagem completa dos sistemas, subsistemas e componentes do protótipo do motor para testes de prova de conceito;

- Testar o motor: realizar experimentos de laboratório em bancada dinamométrica, para aquisição de dados de combustão e desempenho, bem como determinar a prova de conceito da tecnologia proposta;
- Ajustar as simulações, que foram efetuadas na fase de projeto, com base nos resultados experimentais obtidos, correlacionando o modelo com o experimento, possibilitando ajustes para estudos futuros, tanto no modelo quanto no protótipo.

1.4. CONTRIBUIÇÃO DA TESE

Com o intuito de desenvolver um motor com tecnologia agregada, mais eficiente, menor em tamanho e massa e com preço mais acessível, este trabalho converge para o uso de tecnologias modernas. Para tal, avaliação do processo de combustão, métodos e sistemas de injeção e materiais disponíveis no mercado são estudados, a fim de se obter um motor viável técnica e comercialmente para uso em aviação experimental. Busca-se um motor com alta eficiência, ou seja, uma maior potência com menor peso e menor consumo de combustível.

1.5. ESTRUTURA DO TRABALHO

O trabalho apresenta o desenvolvimento do motor proposto e a estrutura desta Tese foi organizada de maneira a representar o processo de desenvolvimento deste protótipo, ou seja, desde a concepção até a realização dos experimentos. O projeto está subdividido em três macro fases que são: Projeto I – Concepção, Projeto II – Fabricação e Projeto III – Experimentos.

A Figura 1 apresenta de maneira mais clara e simplificada o desdobramento de cada macro-fase em suas respectivas fases.

Figura 1 - Estrutura do trabalho



Fonte: o autor

A tese está subdividida em 6 capítulos. No Capítulo 1 está inserida a introdução, onde se faz uma abordagem geral do trabalho, suas definições, diretrizes, objetivos gerais e específicos a serem atingidos bem como a contribuição da tese. O Capítulo 2 aborda a revisão da literatura, envolvendo assuntos relacionados diretamente aos interesses de estudo desta tese.

No Capítulo 3 está descrita a metodologia e os materiais a foram utilizados na pesquisa. A metodologgia, por sua vez está dividida em três pontos: Metodologia para o Projeto, Metodologia para a Fabricação e Metodologia para os Experimentos, uma vez que serão abordadas e desenvolvidas estas três etapas neste estudo. O Capítulo 4 apresenta os resultados subdivididos também em três etapas: Resultados para o Projeto, Resultados da Fabricação e Resultados dos Experimentos. Estas três etapas abordam detalhadamente cada um dos processos (Projeto, Fabricação e Testes).

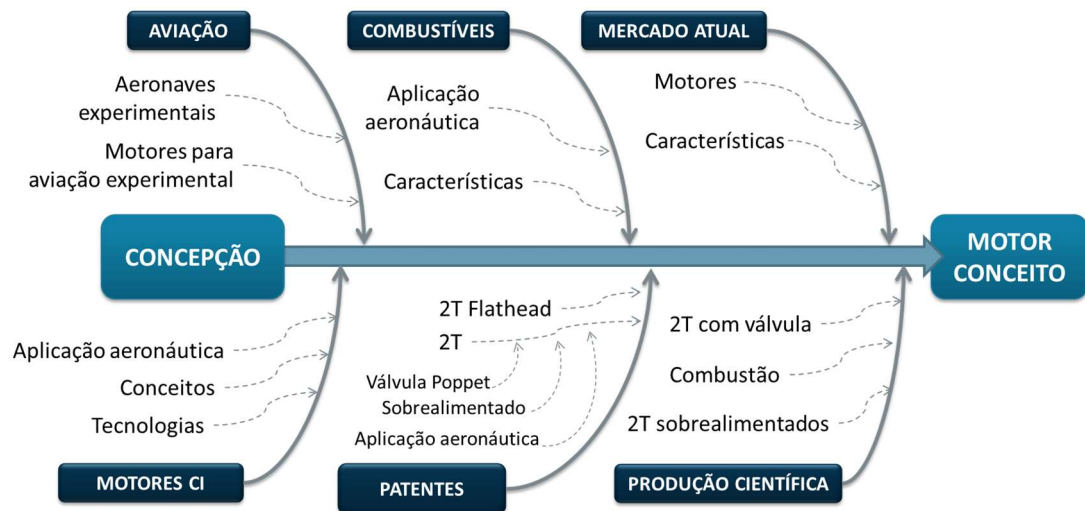
No Capítulo 5 estão apresentadas as discussões sobre os resultados experimentais, detalhes do aparato exepriental de desenvolvimento dos ensaios, bem como a comparação entre o que foi projetado e o que foi testado, passando pela fase de fabricação, interligando essas três etapas.

Por fim, no Capítulo 6 está a conclusão de todo o desenvolvimento, os pontos fortes do projeto e os pontos a serem melhorados e verificados. Além disso, também são incluídos os resultados e os próximos passos como sugestão para trabalhos futuros.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo apresenta a construção do conhecimento necessário para apoiar o desenvolvimento do trabalho. Exploram-se algumas áreas de conhecimento consideradas fundamentais, que são: aviação experimental e seus desdobramentos, motores de combustão interna e seus conceitos e características, combustíveis utilizados na aviação experimental e suas propriedades, mercado mundial de motores para aviação experimental e, por fim, o estado da arte sobre o desenvolvimento de motores e os assuntos relacionados ao trabalho. A Figura 2 apresenta, de forma gráfica, a construção do conhecimento para o desenvolvimento do estudo.

Figura 2 - Construção do conhecimento



Fonte: o autor

2.1. AERONAVES EXPERIMENTAIS

Conforme relatado por FAB (2020), o dia 13 de setembro do ano de 1906 foi um marco na história mundial, no qual Alberto Santos Dumont fez o primeiro voo de um objeto mais pesado que ar. Sua aeronave era denominada "14-BIS" e realizou um voo de aproximadamente 60 m de distância a uma altura de 3 m acima do solo, em Paris - França.

Depois deste feito, Santos Dumont é considerado o pai da aviação e Patrono da Força Aérea Brasileira e foi o responsável, também, pelo primeiro avião “experimental” - alguns o chamam de primeira aeronave do tipo “ultraleve” a ser criada, o Demoiselle. A estrutura básica da aeronave era feita de bambu e aço, sendo a asa e empenagem¹ recobertas com seda.

A aeronave completa pesava aproximadamente 105 kg e equipada com um motor de dois cilindros horizontalmente opostos, com potência em torno de 20 HP. A velocidade do Demoiselle era de aproximadamente 75 km/h e seu primeiro voo foi em 1907 (modelo Nº 19), sendo desenvolvido sucessivamente até 1909 (modelo Nº 20). Em 1909, algumas fábricas iniciaram a produção do modelo Nº 20, atingindo mais de 40 unidades construídas. O preço de venda desta aeronave poderia ser comparado ao de um automóvel médio na época. A Figura 3 mostra a imagem do Demoiselle em voo, pilotado pelo próprio Santos Dumont (FAB, 2020).

Figura 3 - Aeronave Demoiselle nº 20 em voo.



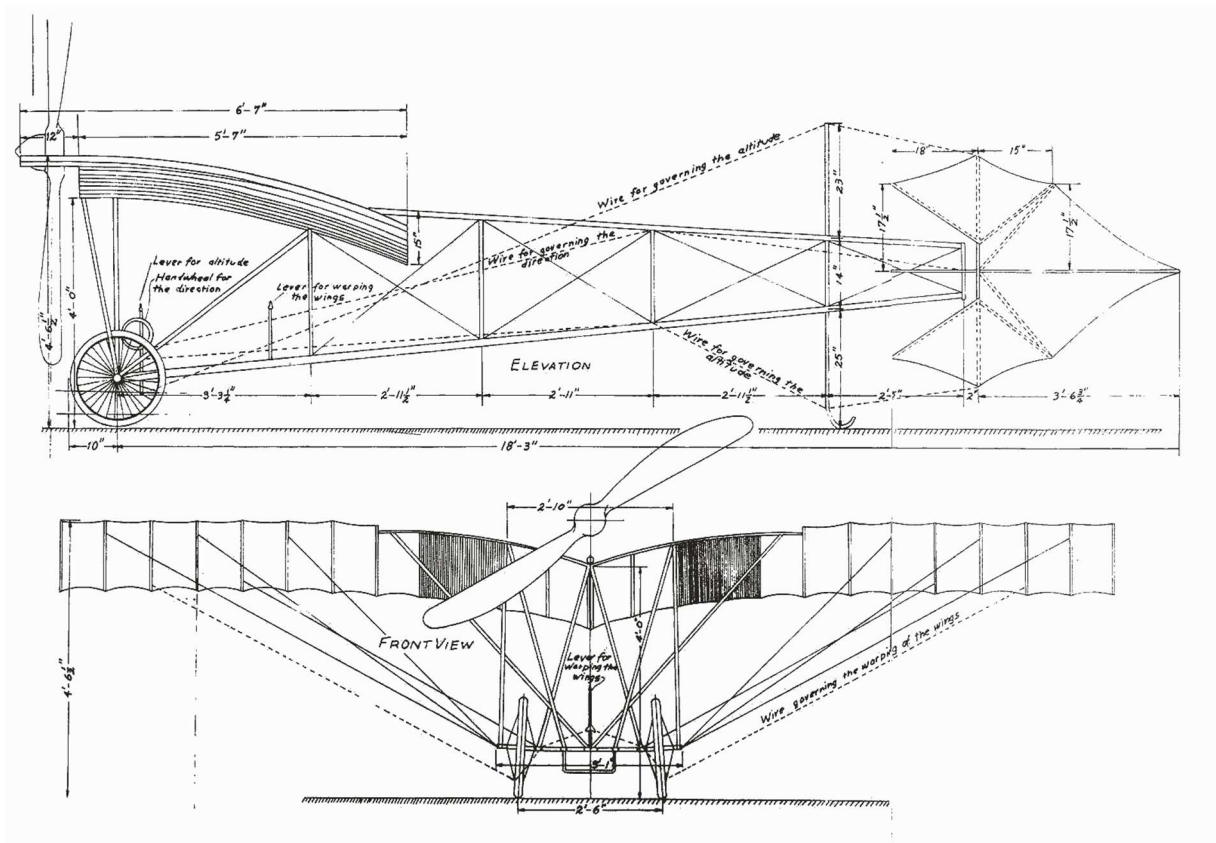
Fonte: FAB (2020)

Santos Dumont colocou à disposição plantas e detalhes construtivos do Demoiselle, pois acreditava que suas invenções deveriam ser compartilhadas e difundidas à humanidade. Santos Dumont utilizava o Demoiselle como meio de transporte pessoal e era o preferido para realizar visitas a amigos ao redor de Paris.

A Figura 4 mostra detalhes do desenho técnico, elaborado por Santos Dumont, referente ao projeto do Demoiselle nº 19, com o qual fez o voo em novembro de 1907.

¹ Empenagem é a parte posterior das aeronaves e é composta pelo estabilizador horizontal, profundor, estabilizador vertical e leme. Tal estrutura é responsável pela estabilidade aerodinâmica do avião.

Figura 4 - Desenho esquemático da aeronave Demoiselle nº 19.



Fonte: Cabangu (2020).

A revista brasileira *Aero Magazine*, especializada em aviação geral, leve e esportiva no Brasil traz um relato interessante sobre a evolução da aviação no país. No Brasil a aviação experimental e ultraleve teve um crescimento mais acentuado a partir de meados dos anos 80, com os primeiros ultraleves sendo construídos e comercializados. Houve uma rápida difusão da aviação experimental e os ultraleves caíram no gosto dos brasileiros, por se tratarem de aeronaves acessíveis e de fácil operação. A construção de aeronaves experimentais no Brasil começou a se intensificar a partir da década de 1990, pela montagem kits, na maioria importados, pela montagem de projetos próprios ou ainda a partir de desenhos adquiridos de empresas especializadas. Esses conjuntos originalmente são concebidos para que uma pessoa possa, de forma “caseira”, montar sua própria aeronave, denominada construção amadora. Entretanto, ao longo do tempo, o conceito original, onde a pessoa recreativamente constrói sua aeronave, foi sendo preterido por outro modelo onde uma pessoa compra o kit e outra pessoa (normalmente, um profissional) faz a montagem final. Isso ocorreu porque os kits se popularizaram juntamente com a queda

do preço, o que fez aumentar o interesse por esse tipo de aviação. Por outro lado, muitos desses novos interessados, pilotos e entusiastas da aviação, não desejavam realizar a própria construção da aeronave, seja por conhecimento, necessidade ou simples desejo, e, sim, queriam apenas operá-las. Diante deste cenário, a montagem realizada de maneira profissional foi permitida pelo órgão regulador da época (o antigo DAC – Departamento de Aviação Civil), desde que o operador/proprietário demonstrasse que construiu a maior parte da aeronave, ou seja, respeitando a regra da maior proporcionalidade que exige a construção de, pelo menos, 51% por parte do proprietário ou operador.

Já nos anos 2000 as empresas nacionais investiram e apostaram em aeronaves experimentais maiores, mais potentes e com melhor desempenho de velocidade. Durante quase vinte anos as empresas brasileiras produziram várias aeronaves, desde pequenas, como os ultraleves básicos como são denominados, até aeronaves maiores, de quatro lugares ou mais e com motores mais potentes, com aviônicos avançados, piloto automático e alta tecnologia empregada, utilizadas para lazer e viagens, até mesmo por profissionais que necessitavam deslocamento para trabalhar. Tal fato contribuiu para que houvesse um grande aumento na produção e venda de aeronaves experimentais leves, relata Aero Magazine (2014).

Com a evolução da tecnologia, as aeronaves construídas por amadores foram avançando em complexidade sem que houvessem ajustes na regulamentação, especialmente as que tiveram a montagem realizada por uma empresa, dentro dos limites permitidos.

Com a substituição do DAC pela ANAC, em 2006, houve estudos sobre a questão de fabricação de aeronaves experimentais realizada por empresas e as mudanças na regulamentação começaram mais intensamente a partir de 2011, que visaram regularizar tal situação. Aliada a essas alterações e estudos, uma nova categoria de aeronaves foi implantada, a categoria de Aeronave Leve Esportiva - ALE (nos EUA, *Light-Sport Aircraft* – LSA) para as aeronaves mais leves, com apenas dois ocupantes e algumas restrições (construtivas e de desempenho), porém, com melhorias em termos operacionais.

Conforme Aero Magazine (2014), as ALE são aeronaves que seguem determinados padrões de projeto e fabricação estabelecidos pela Agência Nacional

de Aviação Civil - ANAC, que por sua vez, segue muitas das determinações da Federal Aviation Administration - FAA, órgão dos Estados Unidos da América que coordena a aviação civil naquele país.

A FAA (2021) estabelece que as normas da *American Standard Testing and Materials* – ASTM devem ser usadas para a concepção, projeto e fabricação das aeronaves ALE.

As normas ASTM estabelecem os requisitos para uma aeronave estar enquadrada como ALE, onde os principais são:

- Operação diurna e visual apenas;
- Velocidade máxima nivelado de 120 kt² CAS³;
- Velocidade máxima de estol de 45 kt;
- Cabine não pressurizada;
- Peso máximo de decolagem de 600 kg (650 kg para aeronaves anfíbias);
- Máximo de dois ocupantes;
- Um único motor a pistão;
- Trem de pouso fixo;
- Hélice de passo fixo ou ajustável em solo.

Conforme ANAC (2016c), a categoria ALE é subdividida em:

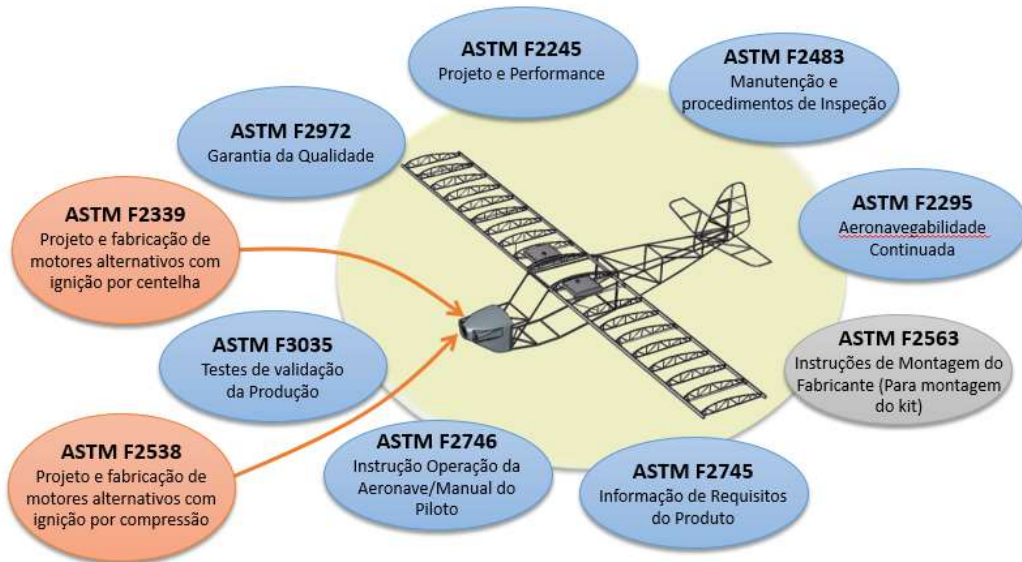
- *Special LSA* (S-LSA), em português ALE Especial: é uma aeronave que deve ser entregue ao operador totalmente pronta, voando, e sua manutenção deve ser feita por empresas certificadas ou mecânicos habilitados;
- *Experimental LSA* (E-LSA), em português ALE Experimental: aeronave construída por amador a partir de um kit de S-LSA, neste tipo se aplica a regra dos 51% da aeronave precisar ser construída pelo proprietário.

² kts é a unidade denominada knot, nó em português e representa o valor de 1,852 km/h, ou 1 milha náutica por hora. Esta unidade é comumente tratada em aviação e será utilizada neste estudo.

³ CAS, do inglês *Calibrated Air Speed*, Velocidade do ar calibrada, é a velocidade da aeronave calibrada conforme a altitude de voo e, conseqüentemente, a densidade do ar. Como a operação é visual apenas, a 13.500 ft, altitude máxima permitida para esse tipo de voo, a velocidade máxima calibrada é de 120 kts.

Duas normas especificamente, destacadas em vermelho na Figura 5, tratam de projeto e fabricação de motores, uma para motores com ignição por centelha e outra para ignição por compressão.

Figura 5 - Normas ASTM para Aeronave Leve Esportiva.



Fonte: o autor

A implantação da categoria de aeronave leve esportiva visou criar uma nova categoria de aeronaves, com nível de segurança adequado, intermediário entre as de construção amadora e as de projeto certificado (especificamente, aquelas certificadas conforme o RBAC N° 23 ou N°27). Espera-se que, com essa nova categoria, haja um maior desenvolvimento da aviação geral, visto que a aeronave leve esportiva será de menor custo e de operação mais segura que uma aeronave de construção amadora, pois os requisitos de fabricação e operação são mais rigorosos.

Toda aeronave nasce experimental. Esse é o caminho natural de qualquer tecnologia, onde o experimentalismo, o pragmatismo e o empirismo se encontram para apurar as novas técnicas e materiais. Sem a aviação de natureza experimental, não haveria o desenvolvimento como conhecemos hoje. As aeronaves certificadas que hoje utilizamos na aviação comercial, com toda a tecnologia embarcada e segurança proporcionada por diversos sistemas em operação, um dia também foram desenvolvidas e testadas como aeronaves experimentais. (ANAC, 2020)

Esta afirmação sobre a evolução das aeronaves experimentais, bem como seus componentes, vem ao encontro do estudo desta tese, que é o desenvolvimento de um motor justamente para equipar estas aeronaves. Este desenvolvimento poderá evoluir até o ponto de se ter um motor homologado, por exemplo.

Do ponto de vista material, uma aeronave homologada difere de uma aeronave experimental (que é apenas certificada) porque passa por um processo rigoroso de avaliação de projeto, testes de equipamentos e ensaios em voo que explora as condições mais extremas de operação.

Obviamente, a aeronave experimental também passa por avaliações de projeto e fabricação, testes e ensaios. Há a necessidade de ser acompanhada por engenheiro aeronáutico que verifica que vários requisitos devem ser atingidos antes de obter a matrícula e autorização de voo, um processo mais simplificado que a homologação mas que garante a segurança operacional e cumprimento de exigências da autoridade aeronáutica.

2.2. MOTORES AERONÁUTICOS

Motores a pistão para aplicação em aeronaves em nada diferem, em termos de conceito de motores de combustão interna (Heywood 2018), dos motores automotivos amplamente conhecidos e fabricados. Motores aeronáuticos possuem todos os sistemas que um motor automotivo possui, com suas particularidades em função da aplicação, mas são, em essência, muito similares. Afirma-se até que os motores aeronáuticos são mais simples que motores automotivos, pois, em função de sua exigência em termos de segurança operacional, a grande maioria tem mecanismos mais rudimentares, como por exemplo, utilização de carburador ao invés de uma injeção eletrônica ou ainda magnetos no lugar de ignição eletrônica, segundo AOPA (2021).

Pope (2012) afirma que motores automotivos dos anos 70, por exemplo, se comparados com os atuais são muito diferentes em quase todos os pontos, desde economia até manutenção. No âmbito de motores aeronáuticos, principalmente os homologados, a impressão é de que ainda se vive na década de 1970, pois as semelhanças dos motores atuais com os daquela época são muito grandes. Há uma espécie de estigma de que os motores aeronáuticos não evoluem.

No entanto, se você levantar o capô de um avião dos anos 1970 e comparar o que vê com um motor a pistão novo em folha, os dois parecerão notavelmente semelhantes. O que leva a uma pergunta inevitável: por que a tecnologia de aeronaves com motor a pistão em aviões aparentemente ficou tão atrás dos avanços que estão sendo feitos no mundo automotivo? (POPE, 2012).

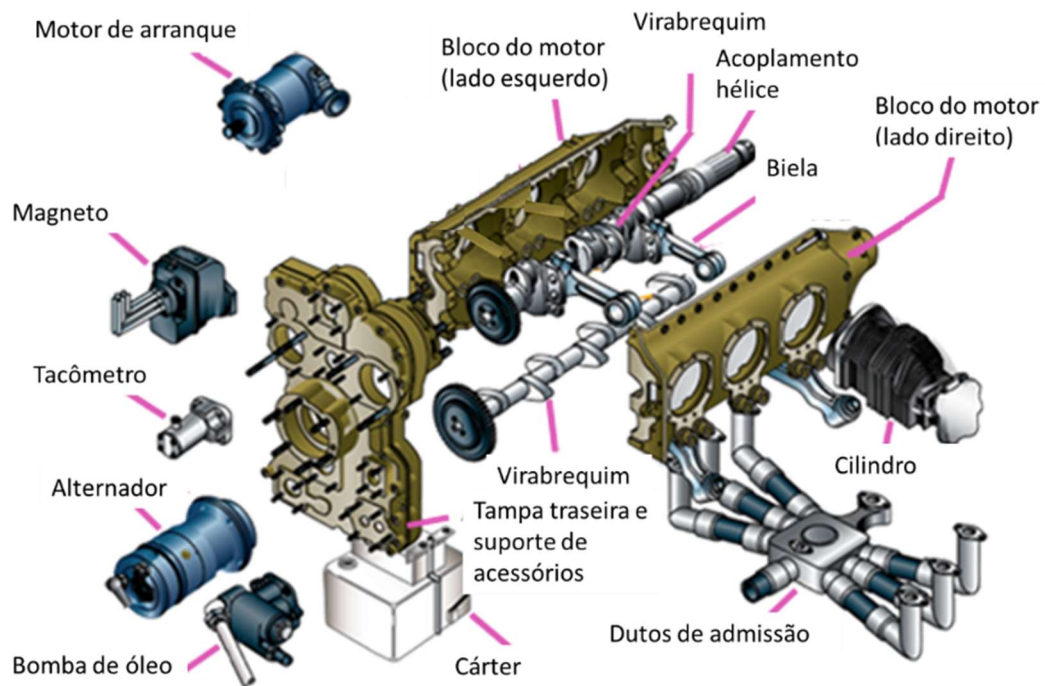
Este aparente “atraso tecnológico” é justificado e rebatido quando se avaliam, por exemplo, os sistemas de gerenciamento nos motores da marca Continental, os parâmetros de controle do motor são monitorados e controlados por um sistema denominado *Full-Authority Digital Engine Controls* - FADEC, que são considerados muito avançados e de alta confiabilidade.

Pope (2012) ainda afirma que a sensação de que os motores mudaram, ou até mesmo, evoluíram pouco é porque se baseiam nas mesmas certificações básicas dos primeiros de suas categorias. Porém, muitas mudanças, melhorias e evoluções surgiram em termos de materiais e processos, tanto de fabricação quanto de produção e montagem, o que garante uma maior confiabilidade e durabilidade aos motores, com intervalo entre manutenções sendo aumentado e vida útil ampliada, conforme EAA (2022).

Sistemas de alimentação de combustível controlados eletronicamente, turbo compressores, motores a diesel de alta eficiência para utilizar, inclusive, Jet-A e o uso de combustíveis alternativos já é uma realidade nos motores aeronáuticos e os fabricantes têm buscado cada vez mais avanços e melhorias, conforme ICAO (2023). Sobre controles e monitoramento digitais de motores, tais sistemas foram introduzidos há mais de uma década em motores para aeronaves de pequeno porte e têm trazido inúmeros benefícios, tanto em durabilidade dos motores, o que se traduz em menor custo de manutenção e maior confiabilidade, bem como simplificação da operação por parte do piloto, uma vez que a compensação de mistura ar/combustível é feita por um sistema eletrônico e não mais manualmente pelo piloto. Até mesmo o controle de passo de hélice tem sido otimizado, sendo o funcionamento similar ao de um veículo automóvel com câmbio automático, onde o piloto se preocupa apenas em informar ao motor quanto de potência precisa, as compensações e ajustes ficam a cargo do gerenciamento eletrônico (Flyingmag, 2023).

A estrutura física de um motor aeronáutico a pistão é muito similar ao motor automotivo, visto que o princípio de funcionamento é o mesmo: queima de combustível juntamente com ar atmosférico fornecendo uma quantidade de energia a ser aproveitada para movimentação. O que difere é sua arquitetura, na maioria das vezes com cilindros horizontalmente opostos. A Figura 6 mostra a vista explodida de um motor de seis cilindros, opostos, identificando cada componente. O sistema elétrico e de alimentação de combustível não são apresentados aqui.

Figura 6 - Vista explodida de motor aeronáutico.



Fonte: Adaptado de FAA – Handbooks and Manuals (2021).

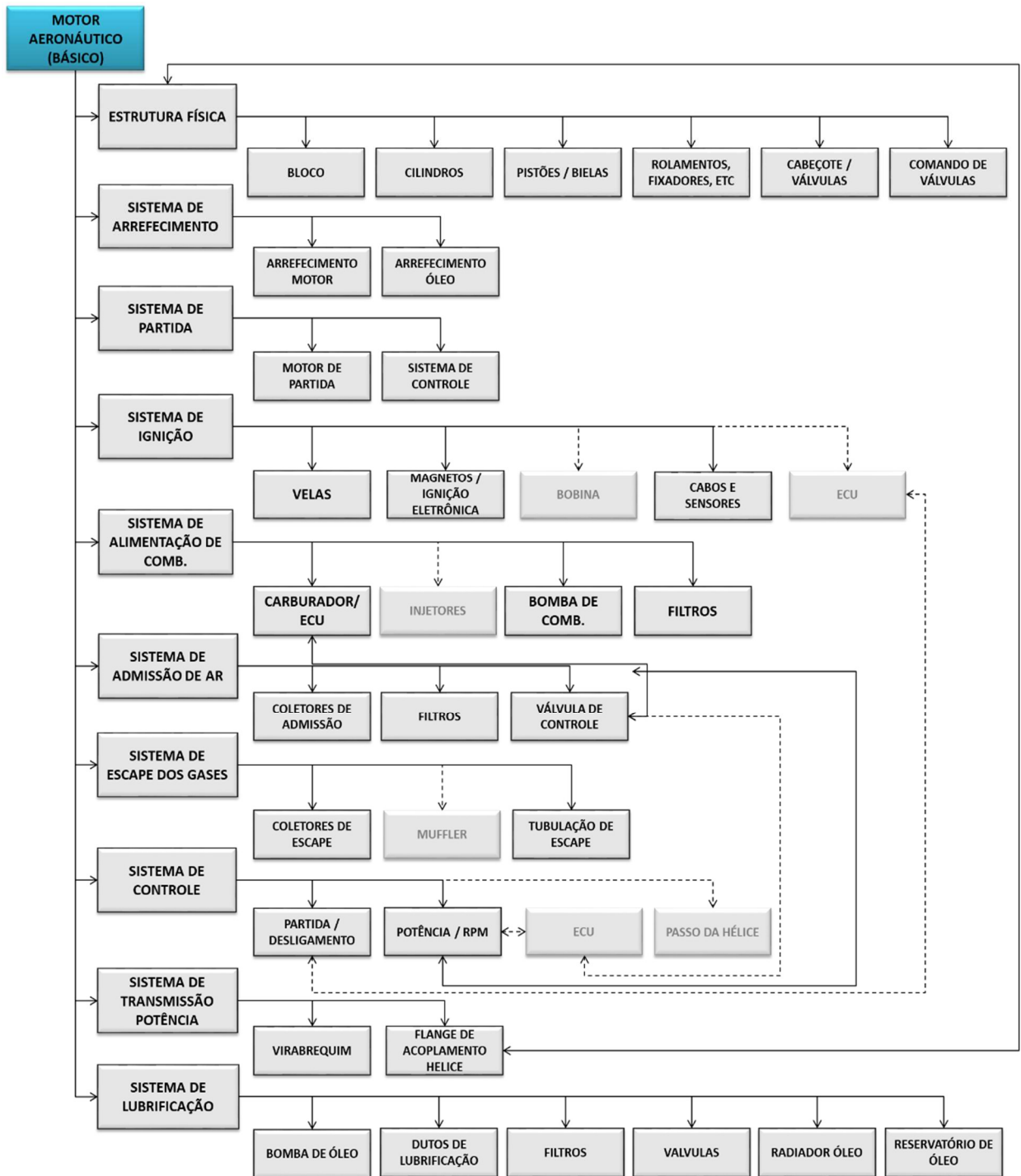
Hausen (2011) apresenta uma proposta para a estrutura de decomposição de motores aeronáuticos movidos a etanol. Esta estrutura foi adaptada para generalizar os motores aeronáuticos a pistão atualmente construídos e poderá ser verificada na

Figura 7, onde cada sistema e subsistema foi arranjado de maneira a apresentar suas partes e respectivas interligações entre elas.

Os blocos marcados em cinza, menos evidentes, demonstram que tal sistema ou parte pode não existir em determinado motor, visto que é um diagrama simplificado e de maneira a demonstrar um sistema geral.

O motor aeronáutico foi subdividido em nove sistemas conforme suas respectivas funções e aplicações. Cada sistema possui subsistemas e/ou componentes específicos onde cada um realiza uma determinada função, controle ou operação e poderão estar interligados de maneira a operar em conjunto.

Figura 7 - Estrutura de decomposição de motor a pistão aeronáutico.



Fonte: Adaptado de Hausen (2011).

Para este trabalho, o foco será dado em 4 sistemas que impactam diretamente na estrutura física do motor: sistema de arrefecimento, sistema de alimentação de combustível, sistema de alimentação de ar e sistema de transmissão de potência.

O sistema de arrefecimento tem como função transferir o calor excedente da combustão para o ambiente e é classificado em dois tipos: arrefecimento a ar e arrefecimento líquido.

Um terceiro tipo pode ser encontrado em motores aeronáuticos, que é o denominado misto, onde o cabeçote do motor é arrefecido por líquido e o cilindro arrefecido a ar.

O óleo, que faz parte do sistema de lubrificação do motor, também deve ser arrefecido, este, por meio de um radiador de óleo, onde a troca térmica com sistema ar/líquido é o mais comum de ser encontrado.

As vantagens e desvantagens dos sistemas de arrefecimento a ar e líquido estão apresentadas no Quadro 1, conforme Manning (2012).

Quadro 1 - Vantagens e desvantagens dos sistemas a ar e líquido.

Tipo	Vantagens	Desvantagens	
Arrefecimento a ar	Compacto e menor massa pela ausência de radiador, tubulação, mangueiras, etc.	Pode ser difícil de suprir, distribuir e controlar o arrefecimento em motores multicilindros	
	Não apresenta riscos de congelamento, ebulição ou cavitação no sistema	Difícil de controlar a temperatura e distribuição de aquecimento e desumidificação dos vidros no compartimento dos passageiros, poderá haver contaminação pelos vapores do motor	
	Durabilidade na operação mesmo em condições extremas de muito frio ou muito calor	Rápido resfriamento, pela baixa inércia térmica do ar, afetando o aquecimento do veículo	
	Rápido aquecimento do motor na partida (baixa inércia térmica do ar)	Em motores fechados em compartimentos ou estacionários, o projeto do soprador de ar e dutos é crítico, consumindo potência do motor, gerando ruído e aumentando o tamanho do pacote	
	Baixo custo de implementação, baixa manutenção e boa durabilidade		A operação do motor é em temperaturas mais altas e há a dificuldade de controlar o fluxo de ar de arrefecimento pode gerar danos em componentes mais susceptíveis termicamente
			Pode ser mais caro de produzir quando necessário altas potências por exigir materiais e processos mais complexos
			Aumento da distância em cilindros adjacentes em motores multi-cilindros pela necessidade de gerar fluxo de ar entre esses componentes
Ruído mais alto			
Arrefecimento líquido	Bom controle do fluxo de água com o uso de termostato	Aumento de massa do sistema pelo volume de água, radiador, tubulação e mangueiras	
	Boa distribuição da água mesmo em motores multi-cilindros	Possibilidade de vazamentos internos e externos nas vedações	

(Continua)

(Conclusão)

Tipo	Vantagens	Desvantagens
	Temperatura equalizada do motor minimizando problemas em componentes termicamente mais sensíveis	Risco de congelamento da água em operações de temperaturas muito baixas
	Bom controle de temperatura na distribuição do calor para aquecimento e desenbaçamento no compartimento de passageiros	Risco de atingir ponto de ebulição da água em operações de alta temperatura ou alta carga, gerando vazamentos internos e externos
	Fácil adaptação em motores de alta potência	Risco de corrosão ou cavitação nas jaquetas de água dos cilindros conforme a pressão e o fluxo da água, se componentes não forem adequadamente recobertos com inibidores de corrosão
	Jaquetas de água nos cilindros e câmara de combustão auxiliam a reduzir ruídos do motor	Aquecimento do motor mais demorado devido a inércia térmica da água. Pode afetar emissões e o aquecimento do compartimento dos passageiros.
	Redução da distância em cilindros adjacentes (até mesmo sem passagem de água) reduz o tamanho total do motor	Manutenção regular do sistema de arrefecimento faz-se necessário para boa durabilidade do sistema, revisão do radiador, tubulação, mangueiras evitando vazamentos
	Instalação mais versátil do motor pois possibilita a instalação do radiador conforme necessidade e espaço disponível no veículo.	
	Resfriamento do motor mais lento, possibilitando melhor controle do aquecimento interno do veículo	

Fonte: Adaptado de Manning (2012).

A escolha do sistema de arrefecimento do motor aeronáutico depende diretamente da utilização, da carga e da potência requerida, pois afeta o pacote (tamanho do GMP – Grupo Moto Propulsor) e características da aeronave em que será montado.

O Sistema de Alimentação de Combustível é o responsável por dosar a quantidade de combustível admitida pelo motor para efetuar a combustão. Há, em motores aeronáuticos, basicamente três tipos de sistemas: o carburador, a injeção mecânica de combustível e a injeção eletrônica de combustível, ambas monoponto ou multiponto. Motores mais antigos são alimentados por sistema com carburador, porém, em já encontram-se em desuso. Os motores atuais já apresentam preferência por injeção mecânica ou eletrônica.

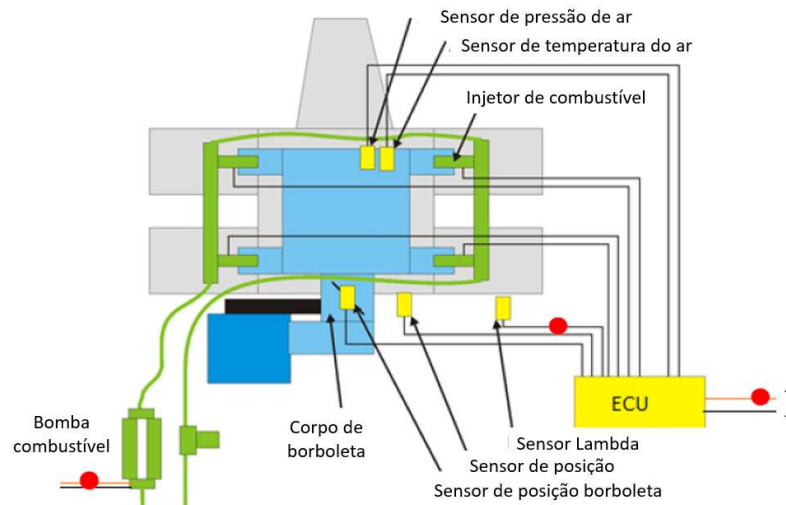
A injeção mecânica é composta por um uma bomba, normalmente acionada pelo motor (mecanicamente), uma unidade controladora de injeção e um distribuidor. Esta injeção poderá ser indireta ou direta, dependendo de cada modelo de motor.

A injeção eletrônica de combustível é, em sua grande maioria, com sistema multiponto. Basicamente o sistema é composto por uma ECU – *Engine Control Unit*, conjunto de duas bombas de combustível elétricas, injetores, sensores e tubulação de distribuição do combustível.

Czarnigowski e Skiba (2017) apresentam esquematicamente o sistema de injeção eletrônica de combustível e seus componentes, conforme mostrado na Figura 8. É importante a previsão de demanda de energia para um motor eletronicamente gerenciado, pois, tanto o gerador quanto o sistema de armazenamento de energia (bateria), devem atender tal demanda pelos componentes agradados ao sistema (sensores, bomba de combustível, sensor de oxigênio e demais itens).

Este autor ainda apresenta o aumento da demanda de energia em função da implementação deste sistema e fica em torno de 140 W. Somente a bomba de combustível consome 120 W, como normalmente são utilizadas duas bombas, por questão de redundância no sistema, o consumo poderá atingir 260 W.

Figura 8 - Diagrama esquemático de IE do motor Rotax 912 iS.



Fonte: Adaptado de Czarnigowski e Skiba (2017).

Segundo Manning (2012) o sistema de admissão de ar é fundamental para todo e qualquer tipo de motor de combustão interna, independentemente do tipo de ciclo, combustível, número de cilindros e arquitetura do motor. É o responsável por prover o ar que será utilizado na combustão.

As funções do sistema de admissão de ar são:

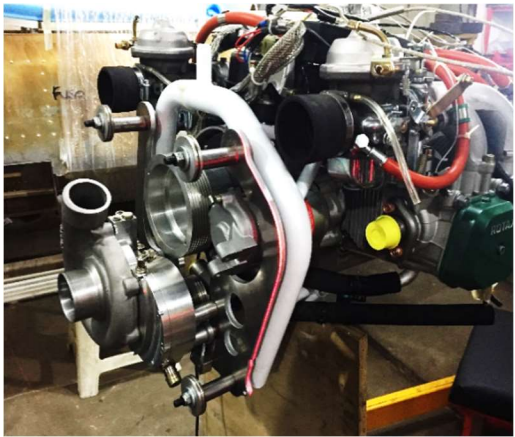

- Entregar a quantidade necessária de ar aos cilindros para realizar a combustão;
- Permitir que o ar de admissão se misture com o combustível antes entrar ou quando dentro do cilindro, dependendo do tipo de sistema de combustão;
- Entregar o ar de admissão filtrado (livre de poeira e sujidade em geral) a uma temperatura adequada à combustão;
- Incorporar parcela do gás de exaustão recirculado, bem como o respiro do cárter (vapores de óleo) no ar de entrada para combustão, conforme cada sistema de combustão;
- Controlar o fluxo de massa do ar de admissão no motor, em conjunto com o sistema de combustível, para que forneça a relação ar / combustível correta a combustão.

Manning ainda relata que a admissão de ar pode ser naturalmente aspirada ou forçada, esta, classificada em em *Supercharged* ou *Turbocharged*. O sistema *supercharged* usa um compressor diretamente ligado ao virabrequim do motor, utilizando potência no eixo para acionar o compressor, já, o sistema *turbocharged* utiliza uma turbina ligada ao sistema de escapamento para acionar o compressor, usando os gases de escape como propulsor.

O Quadro 2 mostra os tipos de admissão de ar forçado. O motor Rotax 912 ULS possui 100 HP de potência (aspirado). Com o sistema *supercharger* adaptado a potência aumenta para 140 HP (FLYGAS, 2020), já o motor Rotax 915 iS possui turbo compressor original de fábrica e atinge 141 HP.

O sistema de transmissão de potência é, segundo Manning (2012) composto pelo virabrequim, volante e amortecedor de torção e tem a função de transformar a energia da combustão, transmitida ao pistão em movimento linear alternativo, em movimento rotativo.

Quadro 2 - Motores Rotax com compressor mecânico (*supercharger*) e turbocompressor alimentado por gases de exaustão (original de fábrica)

a) Supercharged	b) Turbocharged
	
<p>Motor Rotax 912 ULS com compressor centrífugo montado.</p>	<p>Motor Rotax 915 iS: turbocomprimido com sistema inrcooler.</p>

Fonte: a) o autor; b) BRP Rotax

Deste sistema de transmissão de potência tem-se seus componentes e suas principais funções descritas abaixo:

- O virabrequim recebe a energia gerada na combustão, através do movimento alternativo do pistão e transforma em torque útil;
- O virabrequim transmite o torque ao volante e tomada de potência;
- O volante fornece inércia ao virabrequim com a finalidade de reduzir variações de velocidade e torque característicos do ciclo de combustão;
- Normalmente o volante transmite o torque do virabrequim através de um acoplamento;
- O amortecedor de torção tem como função auxiliar a redução dos esforços torcionais e vibrações torcionais provenientes do ciclo de combustão e sequência de ignição em motores de mais de um cilindro.

Nos motores aeronáuticos o acoplamento do virabrequim à hélice se dá de duas maneiras: acoplamento direto (denominado *direct drive*) ou por redução. O acoplamento por redução poderá ser feito através de caixa de redução ou por correia. Quando for por caixa de redução é denominado *geared* e quando a redução for por polia e correia é denominado *belted*.

A função de se ter um sistema de redução é para que a hélice tenha uma rotação adequada, cuja sua ponta não ultrapasse uma velocidade tangencial maior que Mach 0,80 (Jeracki and Mitchell 1981) (80% da velocidade do som, adotada como 340 m/s, neste caso ficando a velocidade máxima da ponta da hélice igual a 272m/s) a fim de evitar o *stall* de ponta hélice e vibração pelas ondas de choque geradas em função do deslocamento, pois corre o risco de sofrer sérios danos estruturais e até o colapso. Cada fabricante de hélice especifica uma velocidade máxima de rotação de seu produto, porém, o valor de 0,80 pode ser assumido como máximo.

Como exemplo do que foi citado acima, pode-se efetuar a comparação entre o motor Rotax 914 ULS (115 HP com redução) e o Lycoming O-235 EXP (115 HP *direct drive*), que é mostrada no Quadro 3. Em destaque está a rotação máxima de cada modelo e sua massa. O Rotax 914 UL apresenta uma rotação máxima de 5800 rpm para uma massa de 70,3 kg enquanto o Lycoming O-235-EXP tem rotação máxima de 2800 rpm para uma massa de 113,4 kg, ou seja, 43,1 kg mais pesado para uma mesma potência.

Quadro 3 - Comparativo Lycoming x Rotax: transmissão de potência.

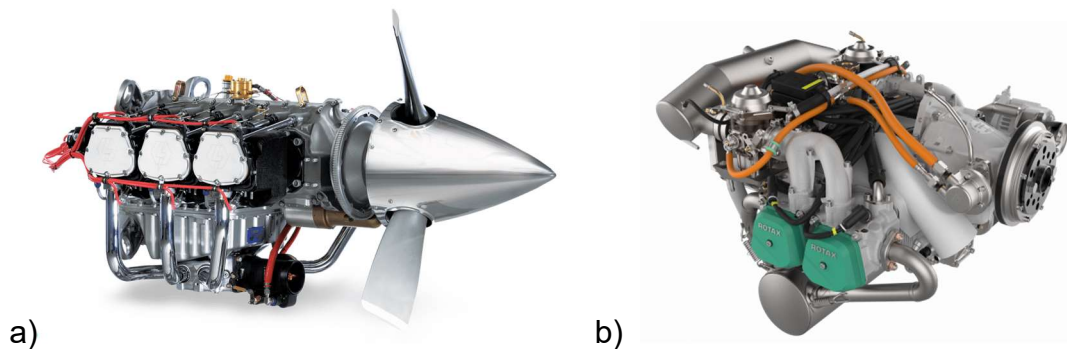
Características	Modelo	
	BRP Rotax - 914 UL	Lycoming - O-235-EXP
Nº Cils	4	4
Bore [mm]	79.5	109.9
Stroke [mm]	61	98
Compression Ratio	9	6.5
Volume [cm³]	1,211.00	3,823.10
Potência [hp]	115	115
Rotação máx [rpm]	5800	2800
Peso [kg]	70.3	113.4
HP/kg	1.64	1.01
Drive Type	Geared	Direct

Fonte: BRP Rotax (2021) e Lycoming Engines (2021).

Isso é devido ao tamanho dos cilindros, pistões, bloco, etc. pois como se pode observar, o volume deslocado pelo Lycoming é 3,15 vezes maior (1.211cm³ do Rotax contra 3.823 cm³ do Lycoming).

A Figura 9 apresenta os dois sistemas de transmissão de potência mais comumente utilizados em motores aeronáuticos, o sistema de acoplamento direto e o sistema com redução por engrenagem.

Figura 9 - Motor Lycoming O-540 (a) apresentando sistema *direct drive* e motor Rotax 912 ULS (b) apresentando sistema *geared drive* (transmissão por engrenagem)

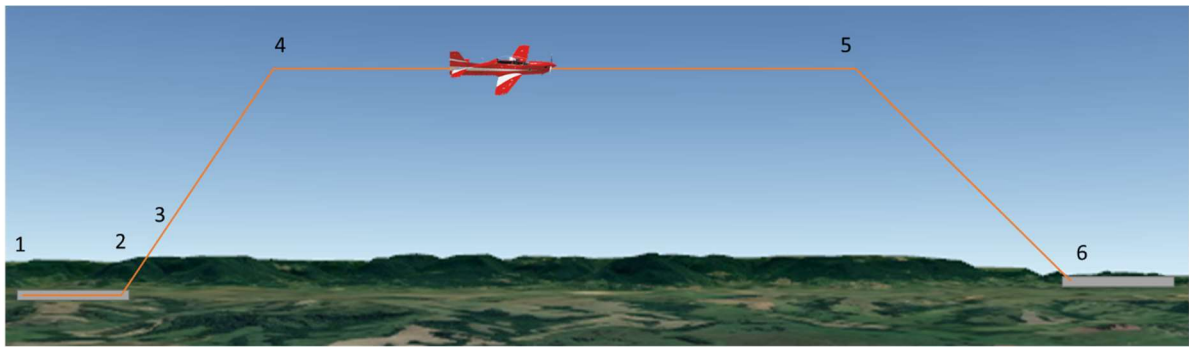


Fonte: Lycoming Engines (2021), BRP Rotax (2021).

Um ponto importante a ser considerado na operação de uma aeronave, ou motor para aplicação em aeronaves, é o regime de utilização. Considerando uma aeronave para aviação geral, que não fará acrobacias e será utilizada para recreação e traslados, o regime é, em boa parte de sua vida útil, constante, ou seja, acelerações e desacelerações visualizadas num motor automotivo em um tráfego de cidade, por exemplo, não ocorrem em motores aeronáuticos. A operação em um traslado, por exemplo é muito similar a de um veículo em auto estrada sem obstáculos à frente, ou seja, o piloto (motorista) mantém uma rotação constante no motor e viaja um longo período assim. Desta maneira é a operação de uma aeronave, onde, para decolagem, é exigido 100% da potência disponível. Após um determinado tempo, quando se atinge uma altitude segura, reduz-se o motor para uma rotação (e pressão de admissão) em torno de 80 a 85% da máxima, ainda em atitude de subida. Após atingida a altitude de cruzeiro a potência é reduzida mantendo-se 50 a 75% da máxima e assim permanece em todo o traslado.

Quando se atinge o objetivo de distância voada, ou seja, chegou-se ao destino, normalmente reduz-se a potência (para uma faixa aproximada de 50% da máxima) para iniciar a descida e faz-se os ajustes necessários ao pouso. O que foi relatado é para casos gerais de regime de operação. Cada aeronave tem suas particularidades e regimes específicos. A Figura 10 descreve, de maneira generalizada, o perfil de operação de uma aeronave.

Figura 10 - Perfil de geral de operação de um motor aeronáutico.



Fonte: o autor.

No ponto 1 é onde se inicia a corrida de decolagem, a potência exigida é 100% da potência disponível. No ponto 2 ocorre a decolagem e permanece a potência em 100% até ser atingida a altitude aproximadamente 500ft, onde a potência poderá ser reduzida para aproximadamente 80 a 85% da máxima, porém, a atitude de subida é mantida até ser atingida a altitude de cruzeiro, ponto 4, onde a potência é reduzida para algo em torno de 50 a 75% da máxima, conforme desejado: máxima economia ou máxima velocidade de cruzeiro.

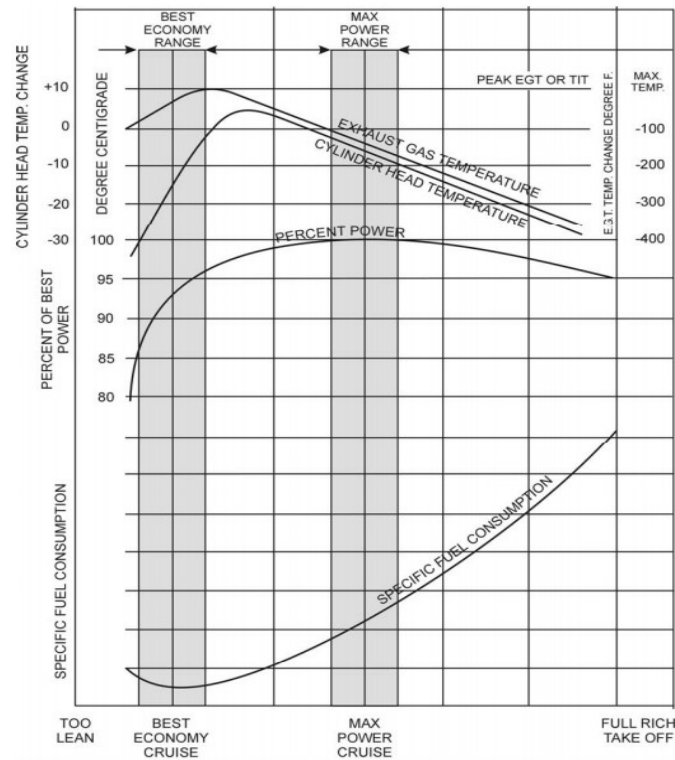
Do ponto 4 ao ponto 5 permanece a potência constante em termos de economia ou velocidade (de 50 a 75% da máxima respectivamente) até o destino. Esse trecho poderá ser curto (alguns minutos) ou horas, conforme a autonomia da aeronave e o trecho de voo desejado.

Do ponto 5 ao ponto 6 é o momento onde ocorre a descida até a altitude de tráfego do aeródromo (normalmente 1000ft AGL⁴) e a preparação para o pouso ocorre. Nesta descida a potência escolhida depende muito da performance da aeronave e do piloto, porém, certamente é menor ou igual a de cruzeiro (75% da máxima), uma vez que a aeronave está em atitude de descida e não necessita tanto empuxo. A rotação e potência máximas normalmente são recomendadas numa duração de, no máximo, 5 minutos de operação, portanto, em grande parte do tempo de utilização o motor permanece na faixa de 50 a 75% de potência. Importante salientar que cada fabricante determina o regime de operação de seu motor.

⁴ Do Inglês: *Above Ground Level*, em português significa altitude acima do nível do solo.

Maiores detalhes podem ser verificados nos manuais de operação dos motores disponíveis pela maioria dos fabricantes diretamente na internet. A Figura 11 é da especificação de um motor Lycoming onde pode ser verificado vários pontos do regime de operação, inclusive com condições exteriores ao motor, como temperatura do ar externa, por exemplo.

Figura 11 - Relação ar/combustível dos motores Lycoming.

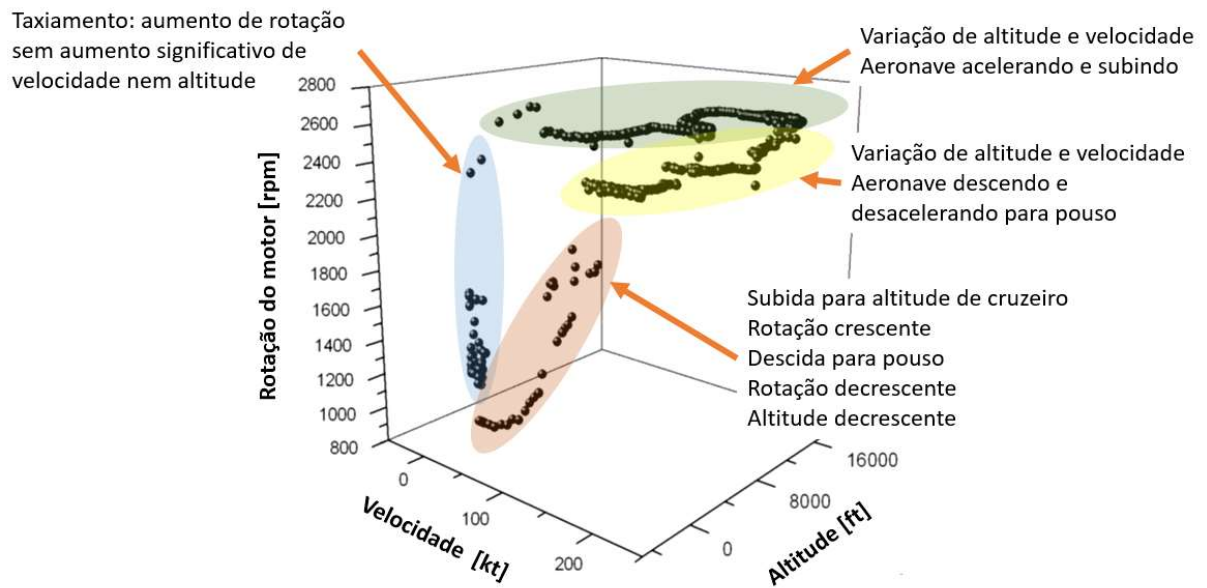


Fonte: Lycoming Operator's manual O-360 and associated models (2007).

Este regime determina fortemente questões como por exemplo o ponto de máximo torque e máxima potência em função da rotação, ponto de ignição e ponto de injeção de combustível, visando a melhor eficiência nesta faixa de operação.

Corroborando com o que foi apresentado acima, Miljković (2014) apresenta um gráfico tridimensional comparando rotação do motor, velocidade da aeronave e altitude em pés, de uma aeronave de pequeno porte com motor alternativo a pistão, realizando um voo de rotina. Observa-se que a maioria do tempo do voo o motor permanece em regime constante de rotação, variando muito pouco para mais ou para menos apenas para ajustes. Variações maiores ocorrem em decolagem e pouso.

Figura 12 - Diagrama de rotação [rpm], velocidade [kt] e altitude [ft].



Fonte: Adaptado de Miljković (2014).

Os motores aeronáuticos possuem particularidades inerentes à sua aplicação, apresentando um regime de operação mais constante que os automotivos. Sistemas de gerenciamento eletrônico ainda estão em fase inicial de aplicação nos motores para aeronaves de pequeno porte, a pistão, abrindo um vasto campo para exploração de novas tecnologias e utilização de sistemas de gerenciamento eletrônico e sobrealimentação para cada vez mais melhorar a performance dos motores para aeronaves, principalmente as experimentais, pois há uma maior facilidade de aplicação e testes neste tipo de aeronave.

2.2.1. Motores para aviação experimental

Os motores para aviação experimental seguem os mesmos critérios que as aeronaves experimentais, ou seja, não há um processo de homologação dos produtos, apenas certificação.

O mercado de motores para aviação vem crescendo ano a ano assim como a produção de tais aeronaves (Polaris Market Research, 2023). Cada vez com mais adeptos à aviação experimental, com menor burocracia e custos se comparada à aviação homologada.

Realizou-se uma pesquisa exploratória acerca de motores aeronáuticos para aviação experimental, fabricantes e modelos destes motores. Tal pesquisa foi baseada no *Engine Buyer's Guide*, ano 2020, que é um compilado de informações lançado a cada ano e contempla o que existe de motores para aviação experimental no mundo, tendências e lançamentos. Aliada a esta pesquisa, uma busca mais ampla por fabricantes e seus respectivos modelos de motores, obtendo-se informações técnicas mais completas, como:

- País e continente da produção;
- Tipo de produção: se original, modificado de motor automotivo ou modificado de motor aeronáutico e de qual motor é a base;
- Configuração (arquitetura) dos cilindros;
- Tipo de ciclo: Otto, Diesel ou misto;
- Tipo de comercialização: motor completo ou peças;
- Quantidade de cilindros;
- Ciclo: 2 tempos, 4 tempos ou misto;
- Diâmetro do pistão;
- Curso do pistão;
- Volume deslocado;
- Potência;
- Alimentação de ar: aspirado ou sobrealimentado;
- Rotação máxima;
- Massa do motor;
- Combustível utilizado: AvGas, MoGas, Diesel, Jet-A ou Flex;
- Sistema de arrefecimento: a ar, líquido ou misto;
- Sistema de alimentação combustível: carburador, injeção eletrônica ou injeção mecânica;
- Preço do motor em dólar americano;
- Site do fabricante.

Além das informações relatadas acima, algumas relações entre elas foram efetuadas, como por exemplo: VMP = velocidade média do pistão, que é calculada com base na rotação máxima e curso do pistão, relação entre potência e massa, relação entre preço e potência, relação Diâmetro/Curso e Curso/Diâmetro e algumas

outras pertinentes a uma melhor compreensão sobre o mercado de motores e suas variantes.

Cada fabricante e cada modelo de motor foi explorado efetuando-se uma pesquisa diretamente no sítio do fabricante/representante do motor e ou componente, de maneira e efetuar a coleta da maior quantidade de dados possível. Uma tabela foi alimentada com as informações de maneira a proporcionar a elaboração de gráficos comparativos bem como informações acerca do mundo da propulsão de aeronaves experimentais atualmente.

Materiais informativos, manuais e fichas de especificação técnica dos motores e peças foram adquiridos e arquivados, via site dos fabricantes na internet, para posterior consulta caso seja necessário.

A pesquisa resultou em uma listagem de 176 modelos de motores para aviação experimental que são produzidos por 37 fornecedores. A faixa de potência, de todos os motores avaliados, varia de 14,8 a 1177 kW (de 20 a 1600 HP), com isso, observa-se uma ampla faixa de aplicações.

Importante salientar que será feita a utilização de unidades como HP (Horse Power) juntamente com kW, pois, costumeiramente na aviação utiliza-se o HP e todos os dados fornecidos por fabricantes utilizam esta unidade. A conversão de HP para kW é $1 \text{ HP} = 0,7457 \text{ kW}$. Outro ponto importante salientar é que a massa, em kg de um motor ou de uma aeronave, é tratada como “peso” e a unidade também se utiliza o kg. A exemplo desta afirmação tem-se o PMD de uma aeronave, que é o Peso Máximo de Decolagem admitido em sua especificação. Isto posto, a seguir estão apresentados os dados referentes à pesquisa realizada.

O Quadro 4 apresenta os dados de todos os fabricantes relacionados com o respectivo país de origem, a quantidade de modelos que cada um produz e a faixa de potência. Alguns destes fabricantes, como por exemplo a Rotax, Lycoming e Continental, produzem motores para a aviação homologada, que em nada diferem para utilização em aviação experimental. Tal condição transfere ainda mais segurança na operação destes motores, uma vez que os testes e avaliações necessárias a homologação estão aplicados e dentro das normas para estes motores. Na América são produzidos 80 modelos de motores, Europa 79 motores, Oceania 4 motores e África 2 motores. Figura 13 apresenta o gráfico por país fabricante.

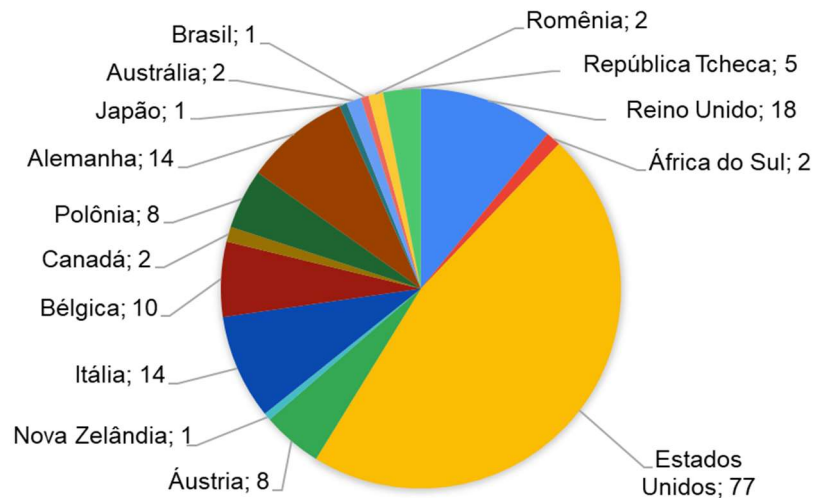
Quadro 4 - Fabricante, país, modelos e potência de motores para aviação experimental.

Fabricante	País	Quantidade de Modelos	Faixa de potência [HP]
AC Corporation	Reino Unido	18	115 a 1600
Adept Airmotive	África do Sul	2	280 a 320
AeroConversions (Sonex)	Estados Unidos	2	80 a 100
AeroMomentum	Estados Unidos	6	85 a 260
American Rotary Engine	Estados Unidos	1	180
Austro Engine	Áustria	2	168 a 180
Auto PSRU	Estados Unidos	5	150 a 367
Azalea Aviation	Estados Unidos	2	100 a 120
BRP Rotax	Austria	6	65 a 141
Classic Aero Machining Service	Nova Zelândia	1	120
Continental Aero	Estados Unidos	5	135 a 265
Continental/Titan	Estados Unidos	12	160 a 260
D-Motor	Bélgica	2	92 a 125
Delta Hawk	Estados Unidos	1	180
DieselJet	Itália	1	217
Firewal Forward Aero Engines	Canadá	2	100 a 125
Fly Corvair	Estados Unidos	1	119
Franklin Engines	Polônia	8	116 a 220
Gaokin	China	1	101
Great Plains Aircraft Supply	Estados Unidos	1	0
Hirth	Alemanha	3	50 a 60
HKS Company	Japão	1	60
Hummel Engines	Estados Unidos	8	28 a 85
Jabiru	Austrália	2	85 a 120
Limbach Flugmotoren	Alemanha	11	20 a 100
Lycoming	Estados Unidos	13	115 a 320
Motorav Aircraft Engines	Brasil	1	100
Motorstar NA	Romênia	2	360 a 400
MW Fly	Itália	12	100 a 155
Pegasus Motor	Estados Unidos	1	58
Revmaster Aviation LLC	Estados Unidos	1	85
Robinson V-8 Power	Estados Unidos	2	400 a 505
Rotec Aerosport Pty	Estados Unidos	2	110 a 150
Simonini	Itália	1	100
Sport Performance Aviation	Estados Unidos	3	105 a 120
Superior Air Parts	Estados Unidos	8	160 a 185
ULPower	Bélgica	8	97 a 200
Verner Motor	República Tcheca	5	42 a 158
Viking Aircraft Engines	Estados Unidos	3	90 a 170

Fonte: o autor

Nota-se a presença de um fornecedor de motores no Brasil, porém, ainda não está em fase comercial, conforme contato com o fabricante.

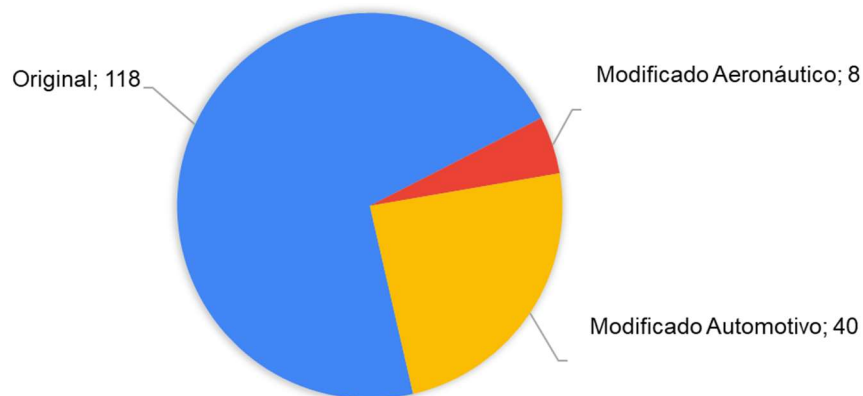
Figura 13 - Quantidade de fabricantes de motores para aviação experimental por país.



Fonte: o autor

Dos fabricantes apresentados, alguns não são produtores de motores completos, produzem apenas peças e kits para conversão de outros motores, sejam aeronáuticos ou automotivos. No total há 157 fabricantes de motores completos e 9 que fabricam apenas peças e/ou conjuntos para conversão. A Figura 14 mostra a quantidade de fabricantes de motores por tipo de projeto (projeto original ou adaptado para aviação), isto mostra que mesmo motores aeronáuticos são modificados para utilização em aviação experimental. Modificações como inserção de sobrealimentadores, arrefecimento líquido e injeção eletrônica são os mais comuns de serem encontrados.

Figura 14 - Quantidade de motores em relação ao tipo de projeto (original ou adaptado)



Fonte: o autor.

Um dos fornecedores, por exemplo, além de fornecer motores completos, produz kits para modificação de motores aeronáuticos, transformando-os de arrefecimento a ar para arrefecimento líquido.

A AC Aero Engines fornece um kit de cilindros a ser adaptado nos motores da marca Lycoming convertendo-os para arrefecimento líquido (AC Aero Engines, 2020), conforme Figura 15.

Figura 15 - Kit de conversão para arrefecimento líquido.



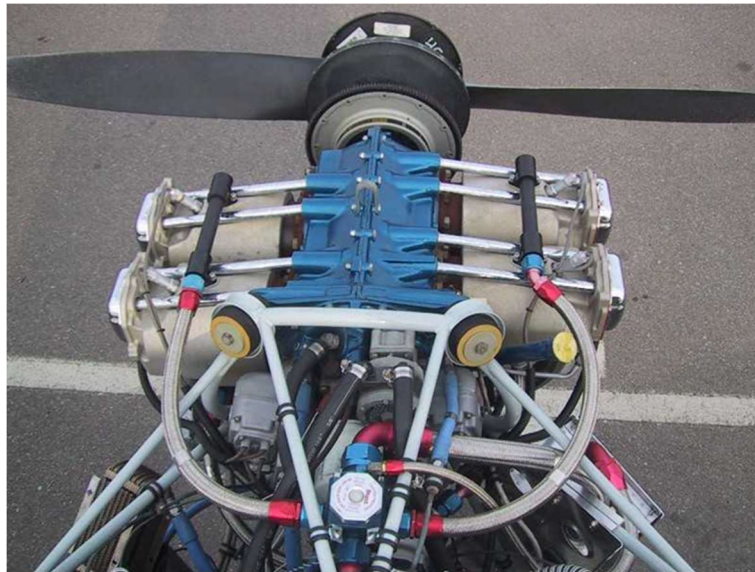
Fonte: AC Aero Engines (2020).

Outro fornecedor, a Superior Air Parts, fornece kits de reposição para motores Lycoming e Continental, denominados Millennium Series, Superior Air Parts (2020).

A Liquid Cooled Air Power, outro fornecedor de kits de conversão, também fornece para a marca Lycoming kits de conversão de cilindros a ar para arrefecimento líquido, conforme Figura 16. Este processo de arrefecimento melhora a performance do motor e diminui o arrasto da aeronave, possibilitando uma menor entrada de ar (para um radiador, por exemplo).

Com relação ao tipo de ciclo (Ignição por centelha, ignição por compressão ou Misto) tem-se resultados de quantidade de 148 motores com ciclo de ignição por centelha, 13 com ciclo de ignição por compressão e 6 com ciclo misto, que podem funcionar tanto com ignição por compressão quanto por centelha.

Figura 16 - Motor Lycoming O360 com arrefecimento líquido.



Fonte: Liquid Cooled Air Power Inc. (2020).

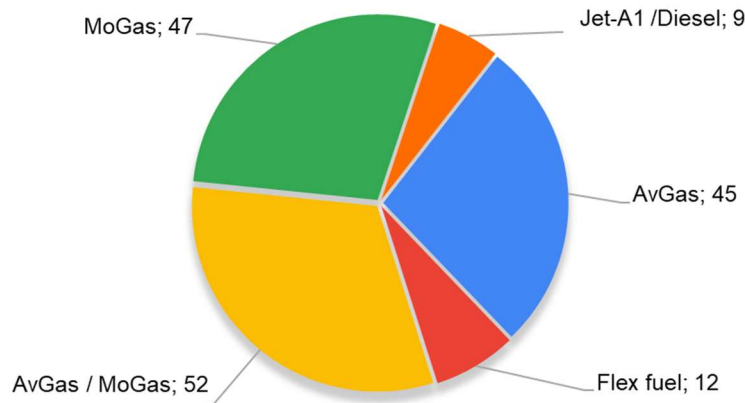
Os motores de ciclo de ignição por compressão estão, ainda, em patamares de preço muito elevado para este tipo de aviação, a experimental. Outro fator preponderante é a massa destes motores, alta para a capacidade e desempenho das aeronaves em questão.

Em relação à tecnologia empregada na alimentação de combustível, verifica-se grande parte deles já com sistemas eletrônicos de gerenciamento, tanto do motor quanto para a alimentação. Porém, ainda há a produção, em elevada escala, de motores com injeção mecânica, o que não possibilita variação ou ajuste automático, e ainda motores carburados.

Na pesquisa foram encontrados 67 motores com sistema por carburador, 68 motores com injeção eletrônica e 31 motores com injeção mecânica. Verifica-se uma quantidade muito próxima de motores com injeção eletrônica de motores com injeção mecânica, talvez pelo fato que há uma quantidade grande de adaptações de motores automotivos, onde a injeção eletrônica já está presente.

Relativo ao tipo de combustível a que o motor utiliza, observa-se uma grande parcela utilizando a gasolina automotiva (denominada MoGas) ou ainda com sistema que permita a queima da AvGas e MoGas. A Figura 17 mostra a quantidade e porcentagem de cada tipo de combustível utilizado.

Figura 17 - Quantidade de motores para aviação experimental por tipo de combustível utilizado.

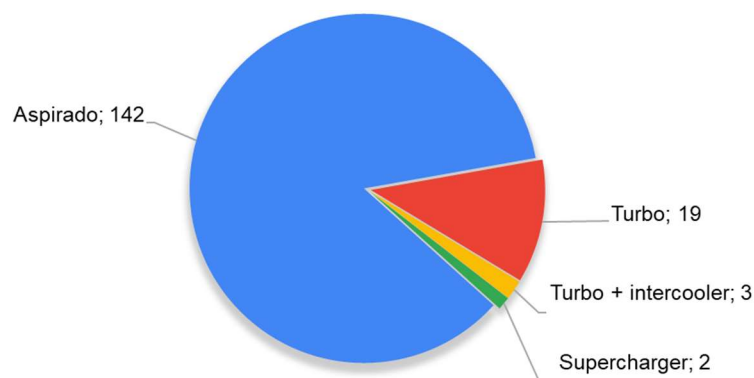


Fonte: o autor

O sistema de arrefecimento do motor também é algo que foi explorado e verificado que a grande maioria opta por arrefecimento a ar. O que pode contribuir para essa escolha é o aumento de massa e complexidade do sistema de arrefecimento líquido, dependendo de reservatório/radiador, bomba e tubulação. Motores com arrefecimento a ar somam 99 unidades, arrefecimento líquido são 61 unidades e com arrefecimento misto (cilindro a ar e cabeçote líquido) são 6 unidades.

Tratando-se de alimentação de ar, verifica-se que a grande maioria utiliza o sistema de ar aspirado, como visto na Figura 18, possivelmente também pela complexidade agregada ao motor uma sobrealimentação, que, por outro lado, traz benefícios à utilização.

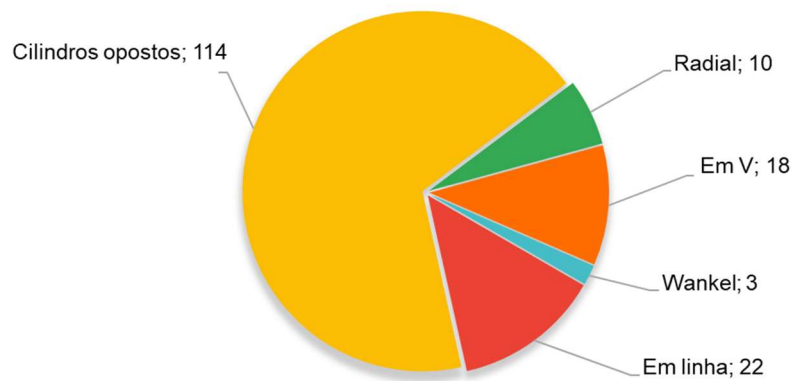
Figura 18 - Quantidade de motores por tipo de alimentação de ar.



Fonte: o autor

A arquitetura do motor também é outro ponto que foi avaliado. Configuração de cilindros e disposição destes. Motores dito planos (ou *flat* em inglês) apresentam a grande maioria por questões de *packaging* na aeronave e por simplificação construtiva, conforme Figura 19.

Figura 19 - Quantidade de motores por tipo de arquitetura em relação a posição dos cilindros.



Fonte: o autor

Como informado anteriormente, alguns fabricantes relacionados fazem a produção de kits de conversão de motores automotivos para utilização em aeronaves, que são popularmente chamados de motores “aeronautizados”. No Brasil há alguns desses fornecedores, porém, nenhum com informações oficiais que possam ser utilizados no estudo (site, manual, informativo técnico, etc.)

Dos dados sobre motores que foram coletados e tabulados, alguns considerados mais relevantes serão apresentados, de maneira a comparar motores numa mesma categoria. A potência foi elencada como característica principal de comparação.

Utilizando estatística básica para a divisão em faixas de potência, toma-se como referência a regra de Sturges que é uma equação baseada no tamanho do conjunto de dados e retorna o resultado com a quantidade de classes, conforme Moraes Et. All (2011).

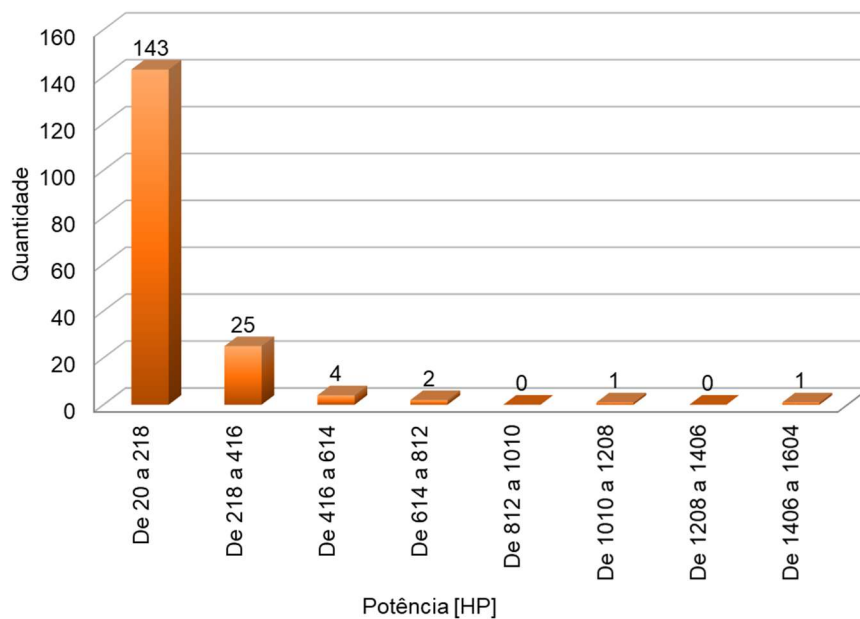
O cálculo é efetuado conforme a Equação 1:

$$k = 1 + 3,3 \log n \quad (1)$$

Onde “k” é o número de classes e “n” é o tamanho do conjunto (número total de motores). Obteve-se o total de 9 faixas de potência com uma amplitude de 198 HP em cada faixa, num conjunto onde se verifica motores desde 20 até 1600 HP.

A Figura 20 apresenta o gráfico da quantidade de motores relacionados dentro da respectiva faixa de potência. Verifica-se que em algumas faixas, conforme a divisão feita pela regra de Sturges, há quantidade igual a zero.

Figura 20 - Quantidade de motores por faixa de potência.

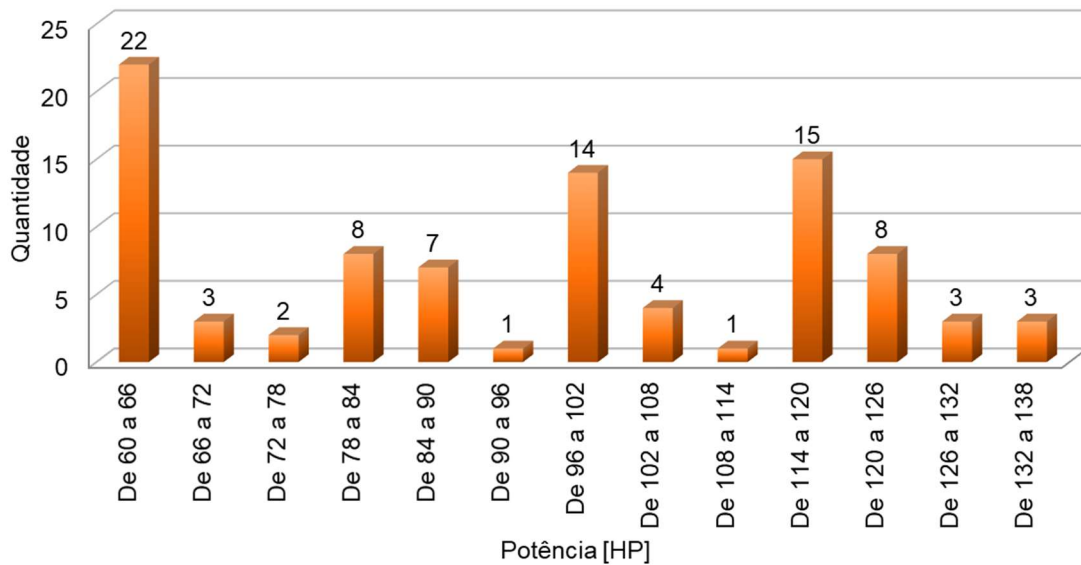


Fonte: o autor

Motores menores, como por exemplo os Rotax 582 que tem potência máxima de 65 HP @ 6200 rpm, são amplamente utilizados, porém em aeronaves com menor PMD, na faixa até 470 kg, o que representa aeronaves mais simples, também popularmente conhecidas por Ultraleves Básicos.

Como a faixa de potência de interesse do estudo é em torno de 100 HP, muito utilizada nas aeronaves experimentais leves, o foco será este valor como balizador. Nesta faixa de potência tomada como referência, verifica-se uma quantidade de 58 motores, onde, a partir deste momento, serão utilizados como referência para o estudo. A Figura 21 apresenta o histograma dos motores, novamente separados por faixa, com potência entre 80 e 135 HP.

Figura 21 - Quantidade de motores por faixa de potência (de 80 a 135HP).



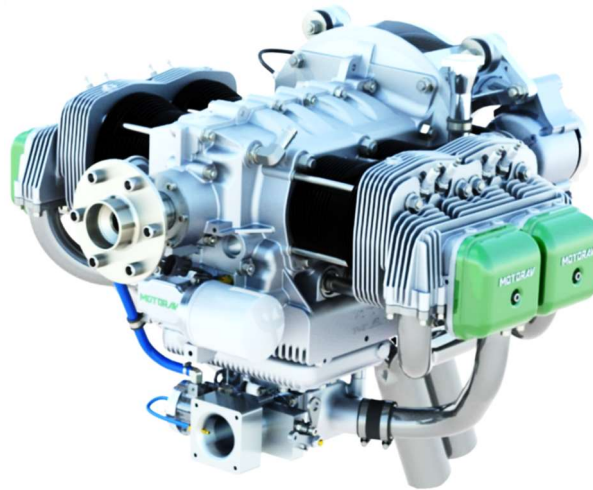
Fonte: o autor

O motor fabricado pela empresa Motorav, com modelo denominado 100 HP é o representante Brasileiro no grupo dos motores mundiais para equipar aeronaves experimentais. Segundo a própria Motorav (2020), a empresa faz parte do grupo RIMA, de Minas Gerais que trabalha com beneficiamento de magnésio. Esta empresa comprou os moldes de injeção dos motores VW e fez melhorias para transformá-lo num motor aeronáutico.

Durante alguns anos a Motorav vem desenvolvendo e testando seu modelo de 100 HP para equipar aeronaves experimentais e LSAs. A Figura 22 apresenta o modelo 100 HP da Motorav.

O motor é muito similar a outros motores aeronáuticos padrão: cilindros posicionados horizontalmente opostos, bomba mecânica de combustível, transmissão direta, duas velas por cilindro, etc. Segundo consta, este motor ainda não entrou em produção definitiva no Brasil, encontra-se em fase de testes e certificações em atendimento às normas ASTM, conforme contato com o fabricante.

Figura 22 - Motor Motorav 100 HP fabricado no Brasil.



Fonte: Experimental Aircraft Info (2021).

O Quadro 5 apresenta os dados básicos dos motores na faixa de potência de 60 até 100 kW, o que representa potências entre 80 e 135 HP que é a faixa de interesse para o desenvolvimento do motor do estudo. Este quadro fornece dados de quantos modelos, tipo de produção e potência de cada motor avaliado.

Quadro 5 - Informações sobre fabricante, modelo, tipo de produção, ciclo e potência de motores para aviação experimental.

Fabricante	Modelo	Tipo de Produção	Tipo de ciclo	Potência [HP]	Potência [kW]
AC Corporation	Swift FL150 J	Original	Misto 2T	115	86
AC Corporation	Swift FL150 G	Original	Misto 2T	130	97
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1	Modificado automotivo	Otto 4T	80	60
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1 T	Modificado automotivo	Otto 4T	100	75
AeroMomentum	AM10	Modificado automotivo	Otto 4T	85	63
AeroMomentum	AM13u	Modificado automotivo	Otto 4T	100	75
AeroMomentum	AM13h	Modificado automotivo	Otto 4T	100	75
AeroMomentum	AM15u	Modificado automotivo	Otto 4T	117	87
AeroMomentum	AM15h	Modificado automotivo	Otto 4T	117	87
Azalea Aviation	Spyder 100 IFB	Modificado automotivo	Otto 4T	100	75
Azalea Aviation	Spyder 125 IFB	Modificado automotivo	Otto 4T	120	89
BRP Rotax	912 UL	Original	Otto 4T	80	60

(Continua)

(Continuação)

Fabricante	Modelo	Tipo de Produção	Tipo de ciclo	Potência [HP]	Potência [kW]
BRP Rotax	912 ULS	Original	Otto 4T	100	75
BRP Rotax	912 iS	Original	Otto 4T	100	75
BRP Rotax	914 UL	Original	Otto 4T	115	86
Classic Aero Machining Service	Gnome monosoupape	Original	Otto 4T	120	89
Continental Aero	CD-135	Original	Diesel 4T	135	101
D-Motor	LF26	Original	Otto 4T	92	69
D-Motor	LF-39	Original	Otto 4T	125	93
Firewal Forward Aero Engines	CAM-100	Modificado automotivo	Otto 4T	100	75
Firewal Forward Aero Engines	CAM-125	Modificado automotivo	Otto 4T	125	93
Fly Corvair		Modificado automotivo	Otto 4T	119	89
Franklin Engines	4A-235-B3	Original	Otto 4T	123	92
Franklin Engines	4A-235-B31	Original	Otto 4T	116	87
Franklin Engines	4A-235-B4	Original	Otto 4T	125	93
Franklin Engines	4A-235-I	Original	Otto 4T	125	93
Gaokin	800 Aircraft	Original	Otto 2T	101	75
Great Plains Aviation Supply	2276 cc	Modificado automotivo	Otto 4T	80	60
Great Plains Aviation Supply	1915 cc	Modificado automotivo	Otto 4T	85	63
Great Plains Aviation Supply	2180 cc reduction	Modificado automotivo	Otto 4T	103	77
Great Plains Aviation Supply	2276 cc reduction	Modificado automotivo	Otto 4T	105	78
Great Plains Aviation Supply	2276 cc flywheel	Modificado automotivo	Otto 4T	80	60
Hummel Engines	80HP	Modificado automotivo	Otto 4T	85	63
Jabiru	2200	Original	Otto 4T	85	63
Jabiru	3300	Original	Otto 4T	120	89
Limbach Flugmotoren	L 2000 EA	Original	Otto 4T	80	60
Limbach Flugmotoren	L 2000 E0/EC	Original	Otto 4T	80	60
Limbach Flugmotoren	L2000 EB	Original	Otto 4T	80	60
Limbach Flugmotoren	L2400 EB	Original	Otto 4T	87	65
Limbach Flugmotoren	L 2400 DF/EF	Original	Otto 4T	100	75
Lycoming	O-235-EXP	Original	Otto 4T	115	86
Motorav Aircraft Engines	100HP	Original	Otto 4T	100	75
MW Fly	B22D-L-100	Original	Otto 4T	100	75
MW Fly	B22D-R-100	Original	Otto 4T	100	75
MW Fly	B25D-L-115	Original	Otto 4T	115	86
MW Fly	B25D-R-115	Original	Otto 4T	115	86

(Continua)

(Conclusão)

Fabricante	Modelo	Tipo de Produção	Tipo de ciclo	Potência [HP]	Potência [kW]
MW Fly	B22G-L122-A	Original	Otto 4T	122	91
MW Fly	B22G-R122-A	Original	Otto 4T	122	91
MW Fly	B22G-L-135-B	Original	Otto 4T	135	101
MW Fly	B22G-R-135-B	Original	Otto 4T	135	101
Revmaster Aviation LLC	R-2300	Modificado automotivo	Otto 4T	85	63
Rotec Aerosport Pty	R-2800	Original	Otto 4T	110	82
Simonini	VICTOR 2 SUPER	Original	Otto 2T	100	75
Sport Performance Aviation	2275	Modificado automotivo	Otto 4T	105	78
Sport Performance Aviation	3.0L	Modificado automotivo	Otto 4T	115	86
Sport Performance Aviation	3.3L	Modificado automotivo	Otto 4T	120	89
ULPower	UL260i	Original	Otto 4T	97	72
ULPower	UL260iS	Original	Otto 4T	107	80
ULPower	UL350i	Original	Otto 4T	118	88
ULPower	UL350iS	Original	Otto 4T	130	97
Verner Motor	Scarlet 5S	Original	Otto 4T	83	62
Verner Motor	Scarlet 7U	Original	Otto 4T	124	92
Viking Aircraft Engines	V-90	Modificado automotivo	Otto 4T	90	67
Viking Aircraft Engines	V-130	Modificado automotivo	Otto 4T	130	97

Fonte: o autor

Desta classificação pode-se coletar dados mais detalhados referente aos motores, como por exemplo, a arquitetura do motor, número de cilindros, tipo de alimentação de ar, tipo de combustível utilizado, tipo de transmissão de potência (se hélice acoplada direto ao virabrequim (*direct drive*) ou com redução), tipo de sistema de arrefecimento e sistema de alimentação de combustível. Dados importantes que irão servir de base para o desenvolvimento.

O Quadro 6 apresenta esses dados com informações descritivas em relação às características apresentadas, sempre relacionando os fabricantes aos seus respectivos modelos.

Quadro 6 - Informações descritivas referente aos motores para aviação experimental.

Fabricante	Modelo	Configuração	Alimentação de Ar	Combustível	Drive Type	Arrefecimento	Sistema de Alimentação
AC Corporation	Swift FL150 J	4 cils Em V	Aspirado	Flex fuel	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
AC Corporation	Swift FL150 G	4 cils Em V	Turbo	Flex fuel	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção mecânica
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1 T	4 cils Oposto	Turbo	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção mecânica
AeroMomentum	AM10	3 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
AeroMomentum	AM13u	4 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
AeroMomentum	AM13h	4 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
AeroMomentum	AM15u	4 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
AeroMomentum	AM15h	4 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
Azalea Aviation	Spyder 100 IFB	6 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Direct	A ar	Carburador
Azalea Aviation	Spyder 125 IFB	6 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Direct	A ar	Carburador
BRP Rotax	912 UL	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Geared	Cabeçote líquido	Carburador
BRP Rotax	912 ULS	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Geared	Cabeçote líquido	Carburador
BRP Rotax	912 iS	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Geared	Cabeçote líquido	Injeção eletrônica
BRP Rotax	914 UL	4 cils Oposto	Turbo	AvGas / MoGas	Geared	Cabeçote líquido	Carburador
Classic Aero Machining Service	Gnome monosoupape	9 cils Radial	Aspirado	AvGas	Rotativo	A ar	Carburador
Continental Aero	CD-135	4 cils Em linha	Turbo	Jet-A1 /Diesel	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
D-Motor	LF26	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	Líquido	Injeção eletrônica
D-Motor	LF-39	6 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	Líquido	Injeção eletrônica
Firewal Forward Aero Engines	CAM-100	4 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Belt	Líquido	Carburador
Firewal Forward Aero Engines	CAM-125	4 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Belt	Líquido	Injeção eletrônica
Fly Corvair		6 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Franklin Engines	4A-235-B3	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas	Direct	A ar	Carburador
Franklin Engines	4A-235-B31	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas	Direct	A ar	Carburador
Franklin Engines	4A-235-B4	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas	Direct	A ar	Carburador
Franklin Engines	4A-235-I	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção mecânica
Gaokin	800 Aircraft	2 cils Em linha	Aspirado	ND	ND	Líquido	Injeção eletrônica
Hummel Engines	80HP	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Direct	A ar	Carburador
Jabiru	2200	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Jabiru	3300	6 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador

(Continua)

(Conclusão)

Fabricante	Modelo	Configuração	Alimentação de Ar	Combustível	Drive Type	Arrefecimento	Sistema de Alimentação
Limbach Flugmotoren	L 2000 EA	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Limbach Flugmotoren	L 2000 E0/EC	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Limbach Flugmotoren	L2000 EB	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Limbach Flugmotoren	L2400 EB	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Limbach Flugmotoren	L 2400 DF/EF	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	Cabeçote líquido	Injeção eletrônica
Lycoming	O-235-EXP	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas	Direct	A ar	Carburador
Motorav Aircraft Engines	100HP	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas	Direct	A ar	Injeção mecânica
MW Fly	B22D-L-100	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B22D-R-100	5 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B25D-L-115	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B25D-R-115	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B22G-L122-A	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B22G-R122-A	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B22G-L-135-B	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
MW Fly	B22G-R-135-B	4 cils Oposto	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
Revmaster Aviation LLC	R-2300	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas	Direct	A ar	Carburador
Rotec Aerosport Pty	R-2800	7 cils Radial	Aspirado	AvGas	Geared	A ar	Carburador
Simonini	VICTOR 2 SUPER	2 cils Em linha	Aspirado	MoGas	Geared	Líquido	Carburador
Sport Performance Aviation	2275	6 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Sport Performance Aviation	3.0L	6 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
Sport Performance Aviation	3.3L	6 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Carburador
ULPower	UL260i	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção eletrônica
ULPower	UL260iS	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção eletrônica
ULPower	UL350i	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção eletrônica
ULPower	UL350iS	4 cils Oposto	Aspirado	AvGas / MoGas	Direct	A ar	Injeção eletrônica
Verner Motor	Scarlet 5S	5 cils Radial	Aspirado	MoGas	Direct	A ar	Carburador
Verner Motor	Scarlet 7U	7 cils Radial	Aspirado	MoGas	Direct	A ar	Carburador
Viking Aircradt Engines	V-90	3 cils Em linha	Aspirado	AvGas / MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica
Viking Aircradt Engines	V-130	4 cils Em linha	Aspirado	AvGas / MoGas	Geared	Líquido	Injeção eletrônica

ND = Não divulgado

Fonte: o autor

Outros dados técnicos como razão de compressão, volume deslocado, rotação máxima e massa do motor podem ser visualizados no Quadro 7.

Quadro 7 - Informações técnicas sobre motores para aviação experimental: razão de compressão, volume deslocado, potência, rotação e peso.

Fabricante	Modelo	Razão compressão	Volume [cm ³]	Potência [HP]	Rotação máx [rpm]	Peso [kg]
AC Corporation	Swift FL150 J	8,5	1.491	115	5300	66,9
AC Corporation	Swift FL150 G	8,5	1.491	130	5300	67,3
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1	8,0	2.180	80	3400	72,6
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1 T	8,0	2.180	100	3400	83,9
AeroMomentum	AM10	11,0	1.000	85	6000	63,0
AeroMomentum	AM13u	10,1	1.298	100	5800	77,1
AeroMomentum	AM13h	10,1	1.298	100	5800	77,1
AeroMomentum	AM15u	9,5	1.497	117	5800	83,9
AeroMomentum	AM15h	9,5	1.497	117	5800	83,9
Azalea Aviation	Spyder 100 IFB	ND	2.683	100	3000	ND
Azalea Aviation	Spyder 125 IFB	ND	3.100	120	3000	ND
BRP Rotax	912 UL	9,0	1.211	80	5800	59,0
BRP Rotax	912 ULS	10,8	1.354	100	5800	62,1
BRP Rotax	912 iS	10,8	1.354	100	5800	70,3
BRP Rotax	914 UL	9,0	1.211	115	5800	70,3
Classic Aero Machining Service	Gnome monosoupape	4,9	12.808	120	1250	127,9
Continental Aero	CD-135	18,0	1.999	135	2300	133,8
D-Motor	LF26	8,0	2.690	92	3000	62,1
D-Motor	LF-39	8,0	3.900	125	3000	83,5
Firewal Forward Aero Engines	CAM-100	9,6	1.486	100	6500	102,5
Firewal Forward Aero Engines	CAM-125	9,2	1.590	125	6500	112,0
Fly Corvair		ND	0	119	ND	ND
Franklin Engines	4A-235-B3	8,5	3.851	123	2800	104,0
Franklin Engines	4A-235-B31	8,5	3.851	116	2800	103,0
Franklin Engines	4A-235-B4	8,5	3.851	125	2800	110,8
Franklin Engines	4A-235-I	8,5	3.851	125	2800	111,0
Gaokin	800 Aircraft	12,3	800	101	6500	35,0
Great Plains Aviation Supply	2276 cc	8,0	2.276	80	3600	74,8
Great Plains Aviation Supply	1915 cc	7,3	1.915	85	3400	80,3
Great Plains Aviation Supply	2180 cc reduction	7,3	2.180	103	3400	81,6
Great Plains Aviation Supply	2276 cc reduction	7,3	2.276	105	3400	81,9
Great Plains Aviation Supply	2276 cc flywheel	7,7	2.276	80	3400	71,9
Hummel Engines	80HP	8,0	2.400	85	3600	66,7
Jabiru	2200	8,0	2.200	85	3300	61,7

(Continua)

(Continuação)

Fabricante	Modelo	Razão compressão	Volume [cm³]	Potência [HP]	Rotação máx [rpm]	Peso [kg]
Jabiru	3300	8,0	3.300	120	3300	83,5
Limbach Flugmotoren	L 2000 EA	8,6	1.994	80	ND	73,0
Limbach Flugmotoren	L 2000 E0/EC	8,4	1.994	80	ND	74,0
Limbach Flugmotoren	L2000 EB	8,4	1.994	80	ND	76,5
Limbach Flugmotoren	L2400 EB	8,5	2.424	87	ND	82,0
Limbach Flugmotoren	L 2400 DF/EF	9,5	2.424	100	ND	76,0
Lycoming	O-235-EXP	6,5	3.823	115	2800	113,4
Motorav Aircraft Engines	100HP	8,5	2.868	100	2900	85,7
MW Fly	B22D-L-100	10,5	2.196	100	3500	79,8
MW Fly	B22D-R-100	10,5	2.196	100	3500	79,8
MW Fly	B25D-L-115	10,5	2.540	115	3500	79,8
MW Fly	B25D-R-115	10,5	2.540	115	3500	79,8
MW Fly	B22G-L122-A	10,5	2.196	122	4000	83,9
MW Fly	B22G-R122-A	10,5	2.196	122	4000	83,9
MW Fly	B22G-L-135-B	10,5	2.196	135	4700	83,9
MW Fly	B22G-R-135-B	10,5	2.196	135	4700	83,9
Revmaster Aviation LLC	R-2300	8,0	2.331	85	3000	77,1
Rotec Aerosport Pty	R-2800	8,5	2.819	110	3700	99,8
Simonini	VICTOR 2 SUPER	9,5	802	100	6200	52,0
Sport Performance Aviation	2275	ND	2.687	105	3150	102,1
Sport Performance Aviation	3.0L	ND	2.835	115	3150	102,1
Sport Performance Aviation	3.3L	ND	2.999	120	3150	102,1
ULPower	UL260i	8,2	2.589	97	3300	72,1
ULPower	UL260iS	9,1	2.589	107	3300	72,1
ULPower	UL350i	8,0	3.490	118	3300	78,5
ULPower	UL350iS	8,7	3.490	130	3300	78,5
Verner Motor	Scarlet 5S	7,8	3.392	83	2300	69,0
Verner Motor	Scarlet 7U	7,8	4.752	124	2300	83,0
Viking Aircraft Engines	V-90	11,5	999	90	6000	72,6
Viking Aircraft Engines	V-130	11,5	1.498	130	6600	97,5

ND = Não Divulgado

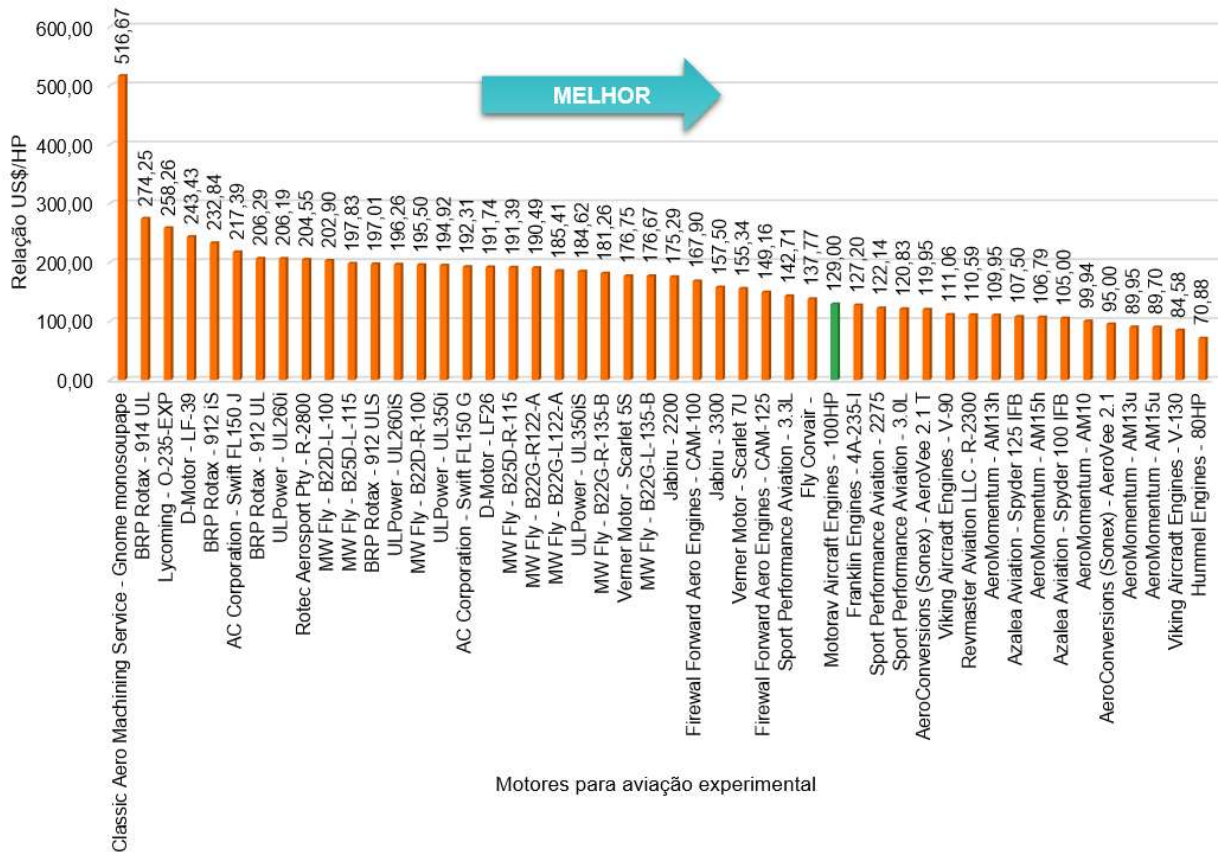
Fonte: o autor

Referente aos custos dos motores, foram elaboradas duas relações: a potência específica que é potência máxima do motor pela sua massa, dada por HP/kg e a relação de preço por potência, dada por US\$/HP. Os preços são diretamente nos fornecedores, não contemplam transporte nem impostos e taxas de importação para o Brasil, os valores em Reais (R\$) foram convertidos com o valor do câmbio do dia 10/agosto/2023, equivalente a 1 Dólar = 4,85 Reais.

A Figura 23 e Figura 24 apresentam estas relações, US\$/HP e HP/kg, respectivamente, de cada motor selecionado e a tabela no Anexo A contempla todos os dados de onde foram obtidos os valores.

O modelo 100HP da Motorav apresenta uma relação de 129,00 US\$/HP, considerada boa quando comparada com os seus competidores. Um motor que é referência na faixa dos 100HP é o Rotax 912 ULS, muito similar ao Motorav, porém com caixa de redução e arrefecimento líquido no cabeçote. O 912 ULS está com uma relação de 197,00 US\$/HP, isso representa 52% a mais de valor por HP quando comparado ao Motorav que apresenta 129,00 US\$/HP. Dados importantes em termos de mercado para posicionar, futuramente, o motor deste estudo.

Figura 23 - Relação US\$/HP dos motores na faixa de 80 a 135HP.



Fonte: o autor

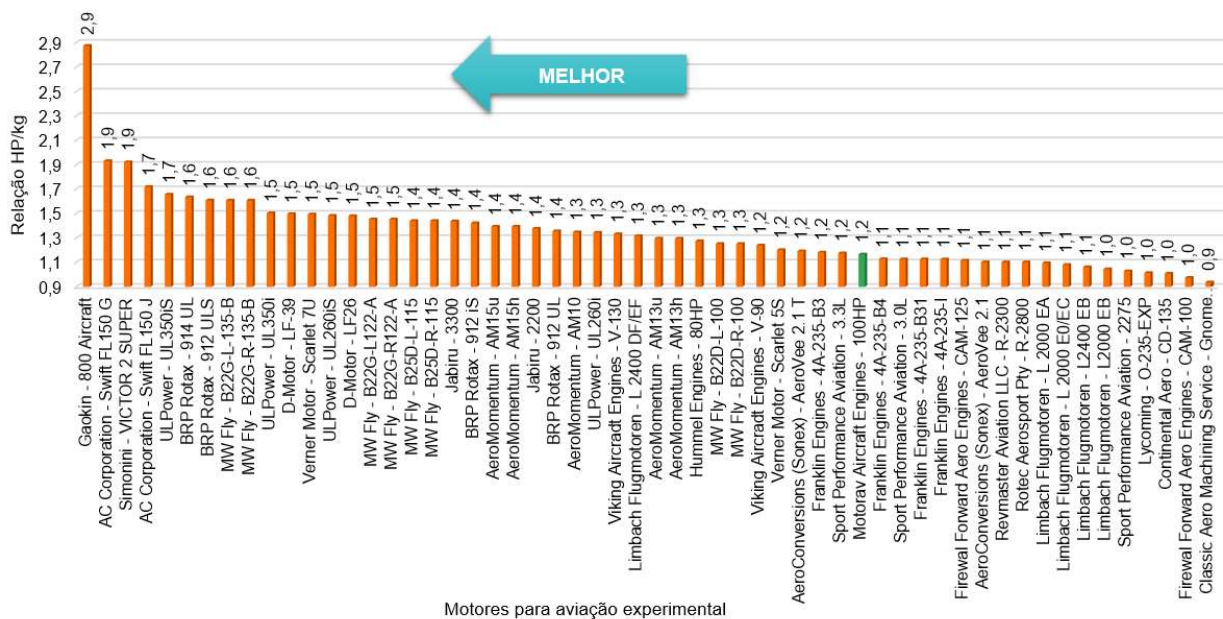
A Figura 24 apresenta a potência específica (HP/kg) dos motores selecionados. Tal informação é relevante pois um determinado motor, quando comparado com outro

(s), apresenta uma relação maior, significa que sua potência é maior ou sua massa é menor do que a apresentada por seus concorrentes.

Quando da seleção de um motor para equipar uma aeronave, é importante que a potência específica seja avaliada e escolhida a melhor possível, logicamente atendendo o que está especificado pelo fabricante em termos estruturais, obtendo uma aeronave com melhor relação potência/peso, o que é desejado.

O motor nacional Motorav apresenta uma relação 1,1 HP/kg, considerada razoável quando se compara seus concorrentes com relações maiores. Novamente compara-se ao motor 912 ULS, *benchmarking* na sua faixa de potência, que apresenta uma relação de 1,4 HP/kg, o que significa ter potência específica 16% maior que o Motorav. Esta relação será importante para o desenvolvimento já que o motor do estudo tem como premissa alta densidade de potência, acredita-se que a relação potência/peso será alta.

Figura 24 - Potência específica (HP/kg) dos motores na faixa de 80 a 135HP.



Fonte: o autor

A pesquisa exploratória sobre motores, fabricantes, modelos e o mercado atual a nível mundial orientou o processo de desenvolvimento de maneira a direcionar o projeto para um motor com alta densidade de potência, gerenciamento eletrônico,

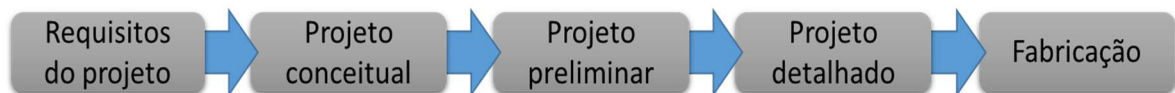
arrefecimento líquido, sistema de transmissão de potência tipo *direct drive*, voltado à aviação experimental e com uma faixa de potência de até 50 kW.

2.3. METODOLOGIA DE PROJETO DE PRODUTO

A metodologia para o projeto de produto baseia-se no Processo de Desenvolvimento de Projeto (PDP) proposto por Romano (2003), com algumas adaptações aos requisitos de desenvolvimento de motores. A metodologia desenvolvida por Manning (2012) também será utilizada, adaptada e inserida no PDP, também, Gudmundsson (2014) faz uma abordagem do processo de desenvolvimento de aeronaves, onde se verifica uma similaridade grande com o que foi proposto por Romano (2003).

Em geral, todos os processos de desenvolvimento são similares em forma, variando suas particularidades em função do tipo de produto e sua finalidade. O que Gudmundsson (2014) chama de Requisitos é na verdade a fase de projeto informacional, que tem como saída justamente os requisitos do projeto. As demais fases são idênticas em finalidade com o que será seguido.

Figura 25 - Esboço básico do processo de desenvolvimento de aeronaves.



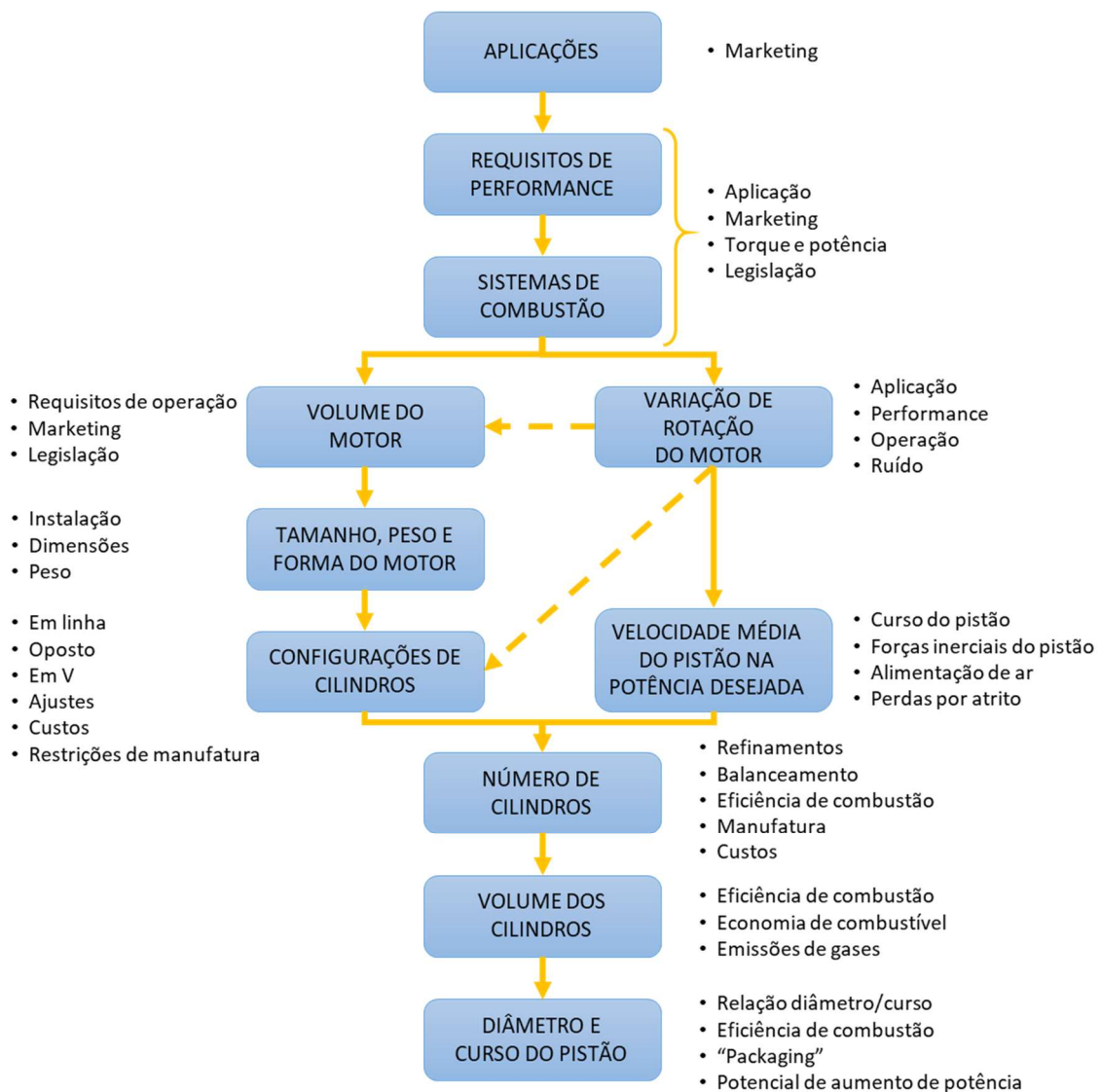
Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2014).

Manning (2012) criou um diagrama de inter-relações entre etapas de desenvolvimento de um motor alternativo de combustão interna. Este desenvolvimento inicia-se pela identificação da necessidade de utilização do motor, ou seja, sua aplicação. Esta aplicação seria definida por um setor de marketing da empresa envolvida no processo de desenvolvimento. Uma vez definida a aplicação do motor, os requisitos de desempenho são identificados e todo o processo se desenvolve sequencialmente, até se atingir as características físicas do motor, como diâmetro e curso do pistão, número de cilindros, manufatura, etc. O diagrama, seus parâmetros básicos e a interação entre eles pode ser visualizada na Figura 26.

Tal diagrama, juntamente com o processo de desenvolvimento de produtos clássico e o MR-PDMA, proposto por Romano (2003), devidamente adaptado ao desenvolvimento de um motor, serão utilizados para o desenvolvimento do motor demonstrativo e, na medida do possível, já adicionar elementos mercadológicos importantes que norteiam o desenvolvimento e o estudo.

O Processo de Desenvolvimento de Projeto, proposto por Romano 2003, pode ser desdobrado em três macro fases que são: Planejamento, Projetação e Implementação. Cada uma dessas macro fases, por sua vez, possuem fases e desdobramentos.

Figura 26 - Parâmetros básicos de motores – suas interações e influências

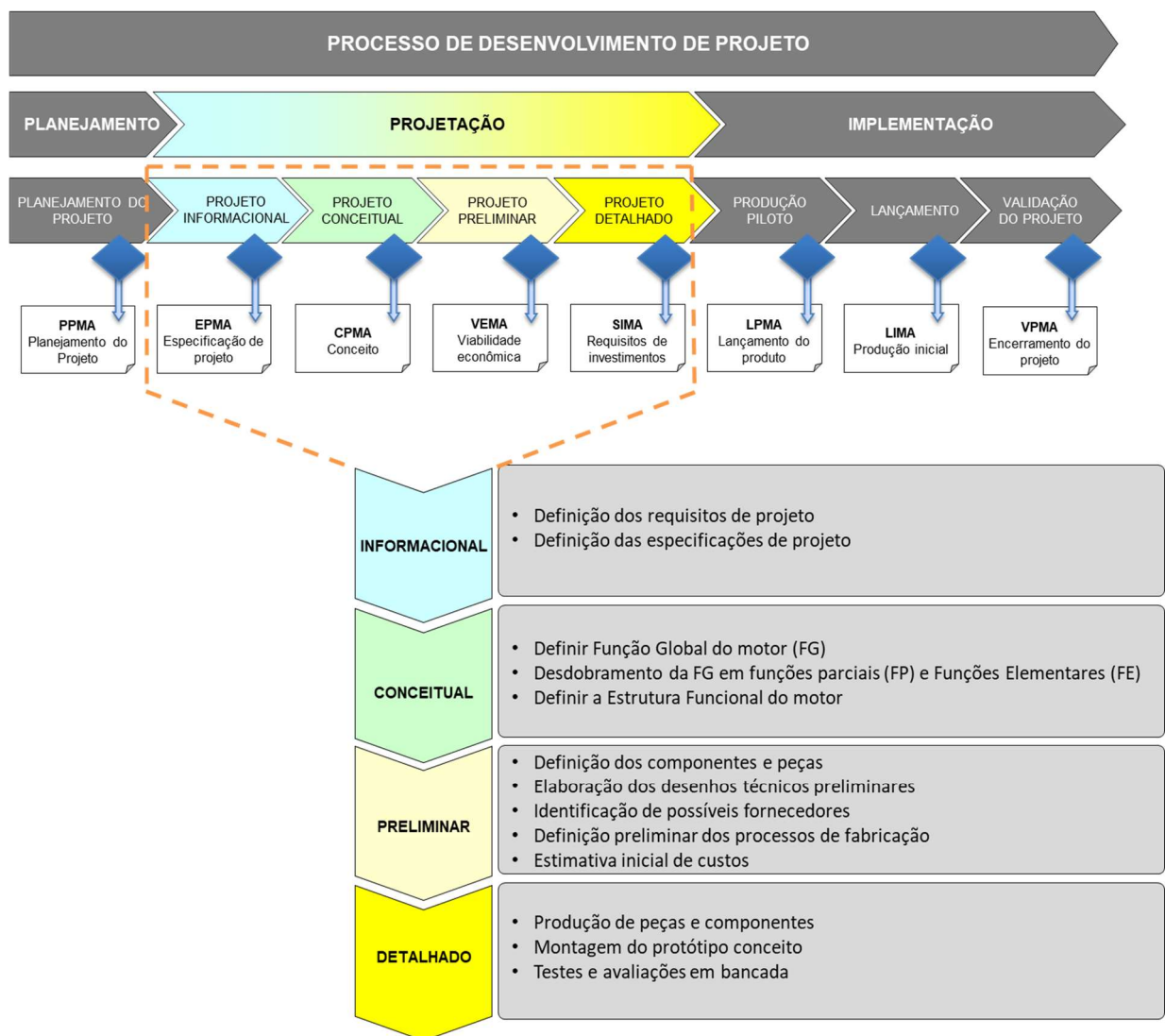


Fonte: Adaptado de Manning (2012)

Em destaque, na Figura 27, observa-se a macro fase de projeção e suas respectivas fases, já efetuando o enquadramento do projeto de desenvolvimento do motor desta tese dentro do PDP. A partir desse ponto, é possível listar as principais tarefas do desenvolvimento do projeto do motor em cada fase da Projeção.

Aliado ao PDP, o processo de Desenvolvimento Criativo e algumas habilidades de criatividade do autor do projeto, conforme define Gomes (2001) e Back (1983), também foram utilizadas no estudo. Tal processo permite a criação de produtos e/ou processos baseados intrinsecamente no conhecimento e percepção do autor do estudo.

Figura 27 - Desdobramento do MR-PDMA e tarefas na fase de projeção



Fonte: adaptado de Romano (2003).

Para Back (1983), o processo de desenvolvimento criativo é parte inerente quando se projeta um produto ou sistema técnico e é definido como uma síntese de soluções alternativas que estão baseadas na criatividade. A habilidade de criação de um engenheiro, por exemplo, segundo Back (1983), também depende do conhecimento científico e tecnológico do campo de atuação. A criatividade pode ser melhorada pelo estudo do processo de criação, pela prática, ou ainda através de outras técnicas a serem desenvolvidas e ou estudadas pelo criador.

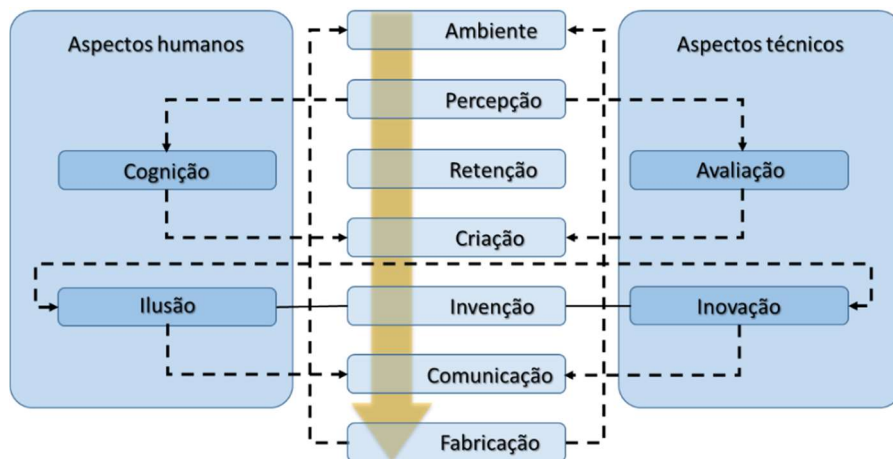
Uma criação ou invenção, tanto um produto, como uma ideia, teoria, pintura, etc., deve apresentar três qualidades: deve ser nova e única; deve ser útil ou ser apreciada e deve ser elegante. (BACK, 1983)

Conforme Gomes (2001), a criatividade é compreendida como um conjunto de fatores e processos, atitudes e comportamentos que estão inseridos no desenvolvimento do pensamento produtivo. No projeto de produto, a criatividade se aplica à definição de forma, função e até informação em produtos. Conforme preconizado por Bender (2015).

Existe, ainda, no desenvolvimento de produtos, questões particulares de cada membro envolvido do projeto, na equipe. Tais particularidades podem ser traduzidas como relações entre ambiente e percepções dos sentidos, conforme Gomes (2001) relata de maneira que estas relações e os processos das habilidades mentais criam produtos que, para serem fabricados, passam por várias interações.

Permite-se ainda, pela experiência em projeto de produto, criação e fabricação de componentes adquirida ao longo do tempo pelo autor deste estudo, colaborar e incrementar a figura original do autor, onde incluiu-se aspectos Humanos e Técnicos ao processo de criação. De um lado há o aspecto técnico da criação onde avaliações técnicas e a geração de uma real inovação ocorre. No outro lado há o aspecto humano, onde o pensamento cognitivo e até a ilusão fazem parte do processo criativo.

Figura 28 - Relações entre processos e produtos do pensamento produtivo ou criação



Fonte: Adaptado de Gomes (2001)

Uma vez definida a metodologia de desenvolvimento do projeto, tanto em termos técnicos quanto em termos de criatividade, parte-se para o enquadramento dentro das TRL - *Technology Readiness Levels*, em português: Níveis de Maturidade da tecnologia.

Tal conceito foi desenvolvido pela NASA em 1974 e aprimorado e implementado em 1989. Este conceito tem como objetivo medir o estado de maturidade de uma determinada tecnologia. Cada projeto tecnológico é avaliado em relação a parâmetros de cada nível de tecnologia e é atribuída uma classificação numeral TRL com base no andamento do projeto. Ao todo são considerados nove níveis de tecnologia desenvolvida e são denominados de TRL 1 até TRL 9, sendo o nível 1 o mais baixo, mais simples pode-se dizer e o 9 o mais elevado, ou mais complexo, conforme NASA (2021).

Os TRL estão definidos da seguinte maneira:

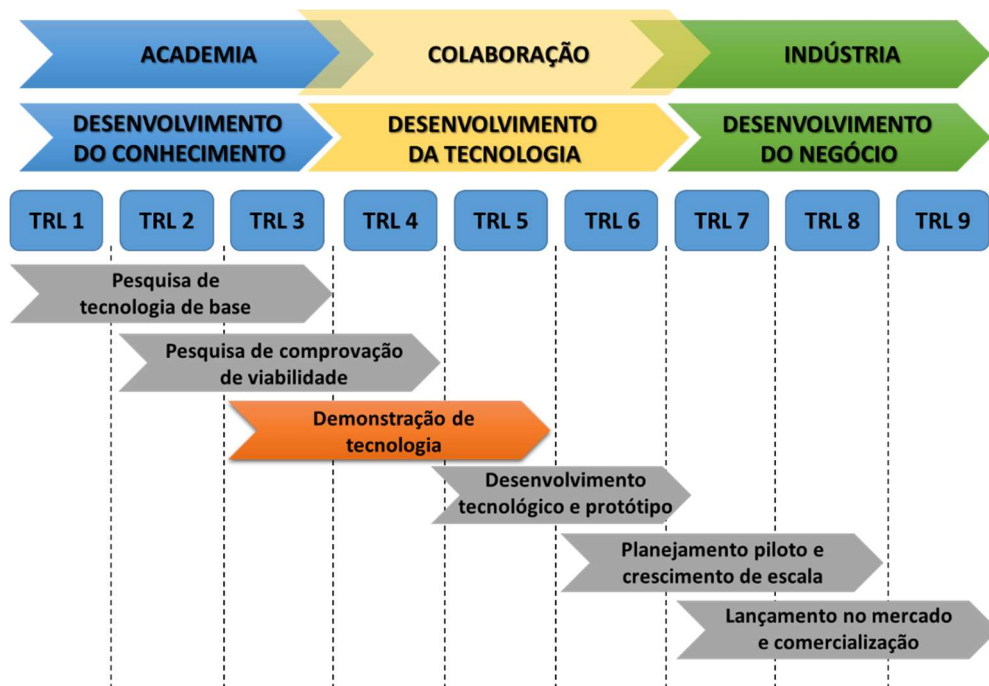
- **TRL 1** é quando uma determinada pesquisa científica está em fase inicial e seus resultados serão aplicados em pesquisas e desenvolvimentos futuros;
- **TRL 2** é quando os princípios básicos foram estudados e as aplicações práticas podem ser aplicadas a essas descobertas iniciais. Em tal nível há pouca ou nenhuma prova de conceito experimental;

- **TRL 3** é o enquadramento onde estudos analíticos e de laboratório são necessários com a finalidade de determinar se uma tecnologia é viável e poderá prosseguir com o processo de desenvolvimento. Geralmente uma pesquisa enquadrada em TRL 3 é acompanhada de um modelo de prova de conceito;
- **TRL 4** é quando vários componentes são testados entre si, a partir da prova de conceito definida e construída na fase anterior.
- **TRL 5** é uma continuação da fase anterior, porém, deve passar por testes mais rigorosos onde as simulações e testes devem ser executados em ambientes tão próximos do real quanto possível;
- **TRL 6** tem um protótipo ou modelo que represente o real totalmente funcional;
- **TRL 7** requer que o modelo de trabalho, ou protótipo, seja demonstrado em um ambiente espacial (ou real de utilização);
- **TRL 8** é o enquadramento quando a tecnologia foi testada e "qualificada para voo" e está pronta para implementação em uma tecnologia ou sistema já existente;
- **TRL 9** é quando uma tecnologia foi "comprovada em voo" durante uma missão bem-sucedida em ambiente real e final de utilização.

O presente estudo prevê o enquadramento em ambiente de TRL do motor demonstrador. Conforme o processo de desenvolvimento prevê a construção, teste e validação de tecnologia em ambiente de laboratório, acredita-se que poderá ser atingido o nível de TRL-4, que pode ser verificado conforme apresentado acima.

Conforme apresentado por CPI (2021) existe uma evolução natural das tecnologias em termos de TRL onde o conhecimento é gerado na Academia e passa por evoluções até chegar na Indústria, onde será comercializado e difundido.

Figura 29 - Evolução do desenvolvimento até a comercialização, conforme TRL's.



Fonte: adaptado de CPI – Centre for Process Innovation (2021).

Em destaque, cor laranja, a Figura 29 está apresentado o nível de demonstração de tecnologia a ser atingido pelo presente estudo já com possibilidade de obtenção de colaboração com a indústria e dentro de uma tecnologia de TRL 4, com demonstração tecnológica a nível de laboratório.

2.4. PROJETO E DESENVOLVIMENTO DE MOTORES

Neste capítulo será abordado assunto relativo ao projeto e desenvolvimento de motores, mais especificamente os de dois tempos que é o foco do estudo.

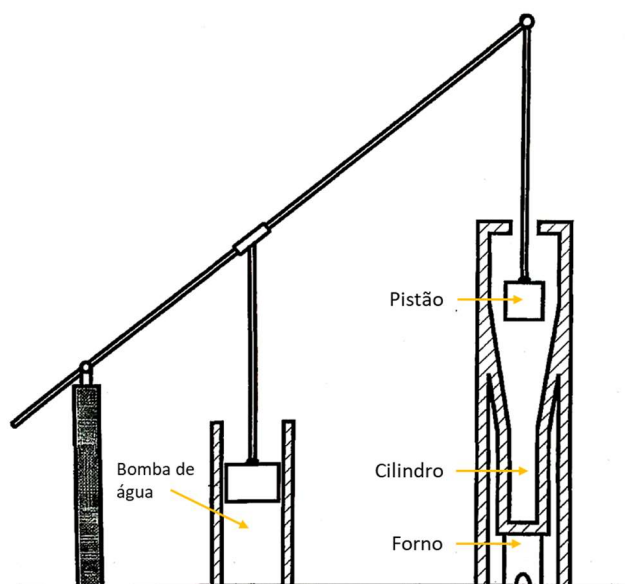
Conforme Heywood e Sher (1999), os motores térmicos já são conhecidos há mais de 450 anos. Em 1508, Leonardo da Vinci já havia desenhado o chamado Fire Engine que era utilizado para elevar cargas utilizando o “fogo”. O princípio era a queima de uma quantidade de material propelente dentro de um cilindro, gerando pressão e, conseqüente movimento de um pistão. O artefato esboçado por DaVinci poderia ter capacidade de elevar 1600 kg de carga a uma altura de 3 m. Em 1673 o físico alemão Christian Huygens foi o primeiro a construir o chamado Gunpowder Engine esboçado por DaVinci.

Leonardo DaVinci é considerado o inventor do conceito do motor alternativo de dois tempos.

O primeiro relato de motor utilizando mistura vaporizada de combustível e ar data de 1794, onde Robert Street, inglês, fez uso de um motor com pistão oscilatório para gerar movimento. Uma quantidade de combustível sólido era colocada dentro de uma câmara (fogão) e dado ignição através de uma chama inicial. Havia a combustão e o cilindro era impulsionado para cima movimentando a bomba de água. O gás queimado era expulso pelas laterais do pistão podendo-se iniciar o ciclo novamente. A lavagem do sistema (expulsão de gás queimado e admissão de ar limpo) era muito deficitária, tornando a eficiência do sistema muito baixa, além de não ser um sistema de funcionamento contínuo. Figura 30 mostra o princípio de funcionamento do *Fire Engine* de Street (HEYWOOD e SHER, 1999).

George Medhurts foi o primeiro a propor realmente um motor de dois tempos com repetição de ciclo controlada, ou seja, um motor alternativo como é conhecido atualmente. Composto por cilindro, pistão, biela e virabrequim.

Figura 30 - Desenho esquemático do *Fire Engine* de Robert Street.



Fonte: Adaptado de Heywood & Sher (1999)

Em 1805, Isaac de Rivaz, sueco, propôs o primeiro sistema de troca de gás queimado por ar fresco, denominado *scavenging*, ou limpeza.

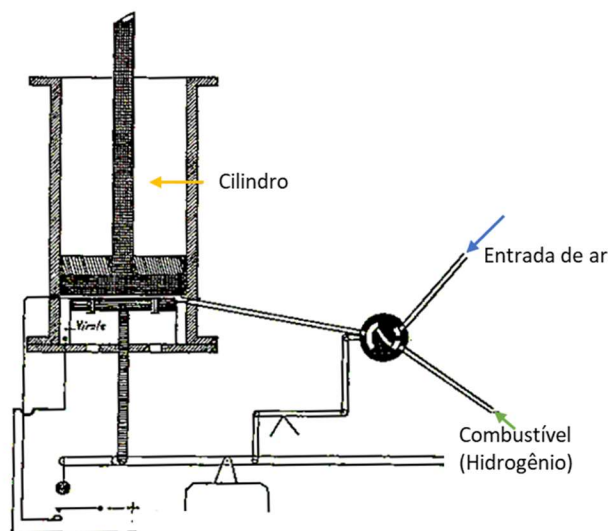
O mecanismo consistia basicamente em iniciar o movimento do pistão manualmente, uma faísca era gerada por um sistema elétrico gerando a combustão e dando início ao movimento cíclico.

Com o passar do tempo, melhorias e descobertas foram se sucedendo, aumento da capacidade dos motores e seu rendimento tendo avanços.

Os autores relatam também que em 1860 é datada a primeira produção de motores, onde mais de 400 unidades foram produzidas e vendidas do motor denominado Lenoir.

Em 1872 um sistema de combustão foi desenvolvido onde uma mistura de ar e combustível era disponibilizada em uma pré-câmara, a uma pressão entre 500 e 600 kPa, posteriormente passava para o cilindro de trabalho por uma válvula e onde uma faísca era produzida e a combustão iniciada. Este sistema foi denominado Bryton.

Figura 31 - Motor alternativo de dois tempos proposto por Isaac de Rivaz.



Fonte: Heywood & Sher (1999).

Ambos motores, Lenoir e Bryton possuíam eficiências muito baixas, respectivamente pela falta de compressão do primeiro motor e pelo uso do trabalho no cilindro de compressão do segundo.

Ainda quando Nicholas Otto desenvolvia o motor de 4 tempos, a primeira patente de motor de dois tempos foi publicada, início 1877.

Isto posto, não cabe aqui fazer uma revisão detalhada de cada tipo ou invenção relativa a motores de dois tempos, pois não é o foco da pesquisa e sim apenas para situar o leitor numa linha de tempo de desenvolvimento.

Partindo para desenvolvimentos mais modernos, no século XX obteve-se avanços significativos nos motores dois tempos, com inúmeras tecnologias sendo desenvolvidas e métodos de medição e verificação de eficiência, consumo e emissões. Sistemas de limpeza do cilindro foram sendo criados e implementados e, com isso, houve aumento da eficiência de combustão.

2.4.1. Motores de dois tempos

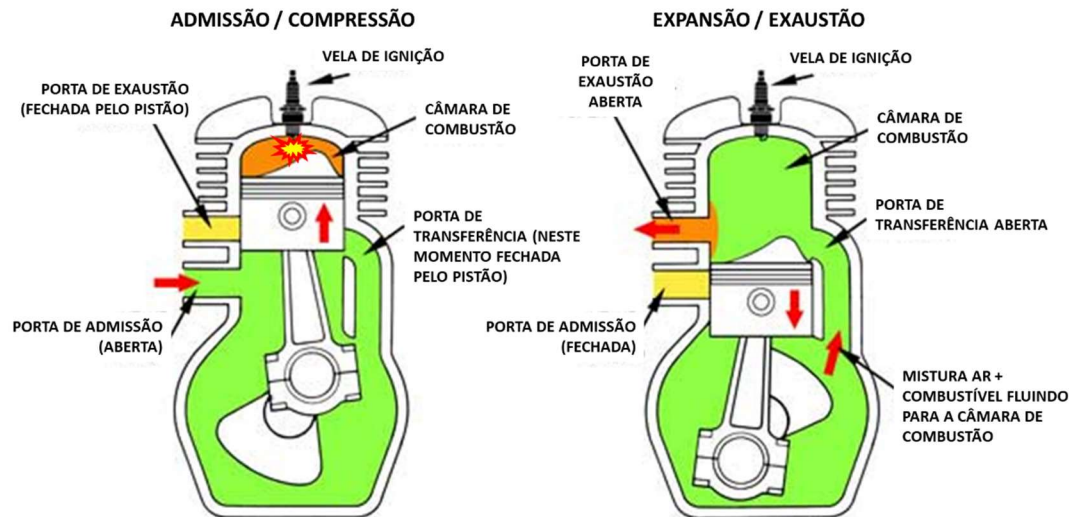
Segundo Blair (1996), motores de dois tempos foram utilizados primeiramente em motocicletas e evoluíram naturalmente para uso em barcos, ferramentas manuais e uso recreacional como motos de neve e moto aquáticas. Em aeronaves também seu uso é bastante difundido, porém, de menor porte, com PMD até 600 kg, como caso dos motores Hirth e Simonini e os Rotax modelo 582 para aeronaves de PMD até 470 kg.

Todo o processo de funcionamento é baseado no movimento alternativo do pistão que realiza a admissão de ar e combustível quando se movimenta para o ponto morto superior. Uma vez a mistura admitida ela é comprimida quando o pistão desce para o ponto morto inferior e direcionada para a parte superior do cilindro onde ocorrerá a combustão. Uma vez o processo iniciado e havendo ignição, ar e combustível o movimento se torna contínuo. A mistura ar e combustível entrando no cilindro faz com que o gás queimado seja expulso, dando início a um novo ciclo. Isso chama-se lavagem ou limpeza do cilindro, em inglês *scavenging*.

A limpeza do cilindro em motores de 2 tempos é algo crítico e motivo de muitos estudos, pois a cada movimento de subida ou descida do pistão, tem-se um ciclo de combustão e o tempo para ocorrer a limpeza do cilindro é muito curto, quando comparado a motores de 4 tempos onde há um ciclo específico para a troca gasosa. A Figura 32 ilustra o sistema de lavagem em motores de dois tempos, onde se tem a fase de admissão de mistura ar+combustível para o cárter, quando o pistão está subindo e fazendo a compressão. A porta de exaustão e a porta de transferência encontram-se fechadas. Após a combustão pistão desce, abrindo a porta de exaustão

e a janela de transferência, ocorrendo a expulsão do gás queimado e admissão de mistura fresca na câmara de combustão.

Figura 32 – Fases de lavagem no motor de dois tempos: admissão / compressão e expansão / exaustão.



Fonte: adaptado de Gas Engine Magazine (2023).

A troca gasosa depende da geometria e quantidade de portas de entrada e saída, formato da cabeça do pistão e modos como o fluido ingressa no interior do cilindro, para tal, conceitos como *swirl* e *tumble* (podem ser traduzidos como coeficiente de giro e coeficiente de tombamento, respectivamente) são importantes de serem definidos pois serão utilizados ao longo das avaliações por serem fundamentais quando se trata de combustão, câmara de combustão, limpeza de cilindro e eficiência de motores de combustão interna.

Heywood (2018) define o coeficiente de *swirl* como a velocidade angular ao redor do cilindro, com referência de eixo o seu centro, esse valor da velocidade angular é dividido pela velocidade angular de giro do virabrequim. A definição de coeficiente de *tumble* é a velocidade angular de rotação da massa de gás no sentido perpendicular ao eixo do pistão dividida pela velocidade angular de rotação do virabrequim.

O coeficiente de *swirl* é importante para atomização e evaporação do combustível líquido quando acessa o interior do cilindro e a preparação de mistura deste combustível com ar fresco para iniciar a combustão. O coeficiente de *tumble* depende diretamente da porta de entrada do fluido, da superfície do pistão e

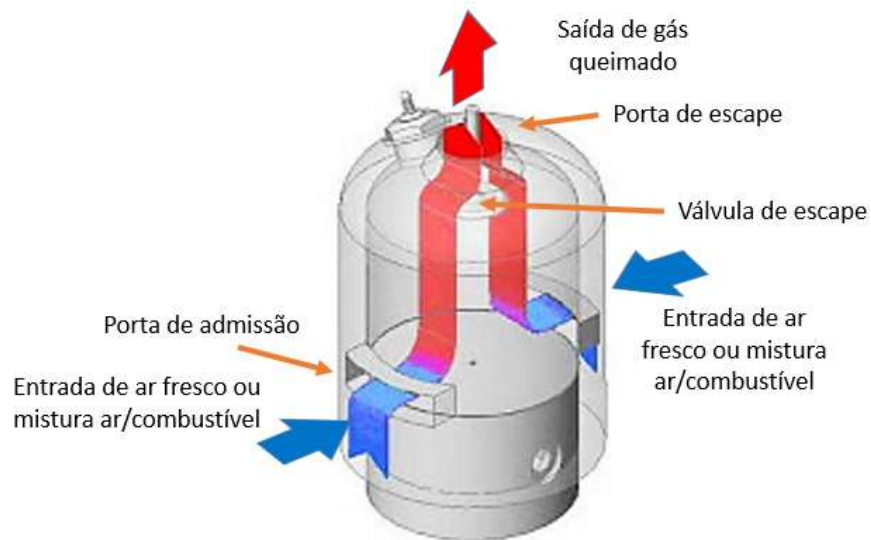
geometria da parte superior do cilindro. Yin et. al. (2016) salienta a importância da manutenção deste movimento, *tumble*, até o momento da compressão total da mistura para o início da combustão.

2.4.1.1. Tipos de sistema de lavagem em motores de dois tempos

Com relação à lavagem do cilindro, Heywood (2018) afirma há cinco tipos básicos de sistemas de troca gasosa (lavagem) no cilindro de motores de dois tempos. Os processos estão descritos conforme segue:

- *Cross Scavenge*: sistema de lavagem cruzada, é assim denominado pois o ar fresco entra por um lado do cilindro e “empurra” o gás queimado a sair por um orifício no lado oposto, criando um escoamento cruzado;
- *Loop Scavenge*: o ar fresco entra no cilindro e por um orifício localizado logo abaixo do orifício de exaustão, de maneira alinhada, isso provoca um movimento circular do escoamento, auxiliando a exaustão;
- *Loop Scavenge* tipo *Schnurle*: similar ao *loop scavenge* clássico, esse sistema de lavagem do cilindro diferencia-se por efetuar a entrada do ar 90° em relação à saída, podendo possuir mais de uma porta ou saída;
- *Uniflow* com válvula no cabeçote: sistema de limpeza do cilindro que utiliza válvula, normalmente do tipo poppet, no cabeçote para efetuar a troca gasosa com maior eficiência. Este sistema pode ter um arranjo com uma ou duas válvulas, conforme apresentado na Figura 33. O desenvolvimento desta tese é baseado neste sistema de lavagem;
- *Uniflow* de postões opostos: Este tipo de sistema de lavagem ocorre quando o motor opera com dois pistões opostos (há a presença de dois virabrequins interligados e sincronizados) e uma câmara de combustão apenas. Em uma extremidade do cilindro está localizada a porta de entrada do fluxo de ar fresco (ou ar/combustível) e na outra extremidade a porta de saída.

Figura 33 - Lavagem do cilindro de motor 2 tempos tipo *Uniflow* com válvula no cabeçote.



Fonte: Adaptado de Model Engineering and Model IC Engine Projects (2013).

O sistema que apresenta um melhor controle do escoamento no interior do cilindro é o *uniflow*, pois possibilita a variação dos tempos de abertura e fechamento de válvula através de um comando de válvula, não necessitando alterações geométricas no cilindro ou portas de exaustão (Blair 1996).

2.4.1.2. Tipos de válvulas e portas em motores de dois tempos

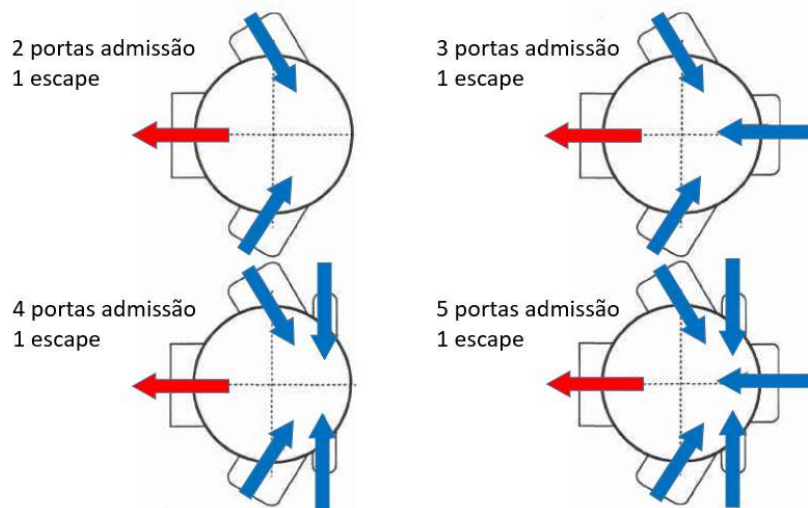
Uma vez definidos os diferentes tipos de lavagem nos motores de dois tempos, é necessário definir as portas de admissão e válvulas que são utilizadas em cada tipo de sistema e com diferentes finalidades. Tais portas e válvulas estão diretamente relacionadas ao tipo de lavagem desejada bem como a eficiência desta lavagem e da retenção dos gases frescos no interior do cilindro. Para motores de dois tempos busque-se a perfeita troca de gás queimado por ar fresco, ou mistura ar combustível de maneira a não se ter perdas pelas portas ou válvula de exaustão, melhorando a combustão e aumentando assim a eficiência do motor.

A Figura 34 apresenta diferentes arranjos de portas para o sistema de *loop scavenge*, onde estão apresentadas 2, 3, 4 e 5 portas de admissão para uma porta de escape de gases queimados, as setas indicam o escoamento de ar e combustível que entra e o gás queimado que é expelido. Para tal processo, é necessário um desenho específico de pistão, onde este influencia direcionando o gás que entra e sai

do cilindro, estes pistões com desenho específico podem ser visualizados na Figura 35.

Gordon Blair estudou durante mais de 30 anos inúmeros projetos de motores de dois tempos, fazendo aperfeiçoamentos em motores de motocicletas e de alto desempenho, para corridas, denominados *Racing Engines*. Estes estudos foram desenvolvidos na Queen's University of Belfast – QUB, onde dá origem ao projeto *QUB type cross scavenge* que é o desenvolvimento de um defletor para inserção no pistão e aumento da lavagem do cilindro.

Figura 34 - Arranjos e quantidade de portas de entrada para o sistema *loop scavenge*.

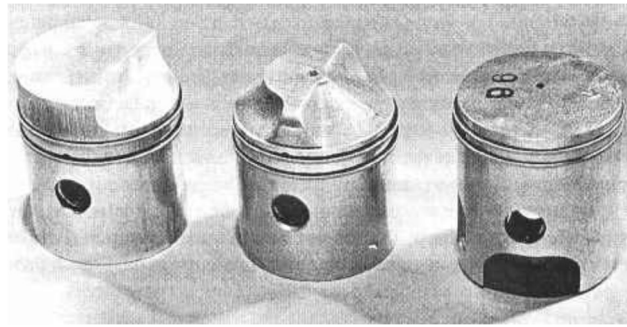


Fonte: Adaptado de Blair (1996).

A Figura 35 apresenta diferentes modelos de pistão para diferentes tipos de sistemas de lavagem, onde se verifica, da esquerda para a direita, *QUB-type cross scavenge*, o sistema *cross scavenge* convencional e o *loop scavenge*. Para o sistema de *cross scavenge* é necessário que exista um defletor no pistão, com o intuito de minimizar o curto circuito⁵.

⁵ Curto circuito em motores é a denominação que se dá quando ocorre a saída, pela janela ou válvula de escape, de gás fresco ou mistura ar + combustível. Este processo não é desejado pois há perda significativa de eficiência, por bombeamento ou combustível que sai pelo escapamento sem queimar.

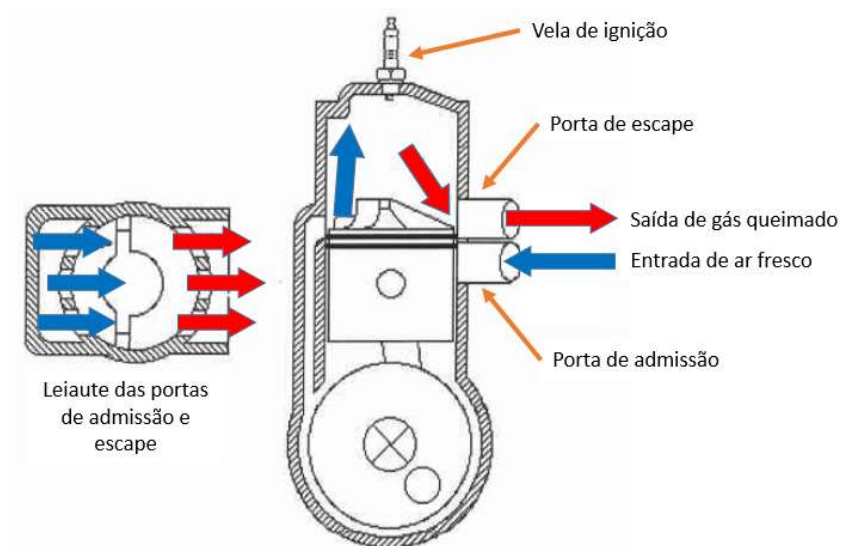
Figura 35 - Formatos de pistão para diferentes tipos de lavagem de cilindro.



Fonte: Blair (1996).

A Figura 36 apresenta um motor esquemático mostrando as portas de admissão e escape e o defletor na cabeça do pistão.

Figura 36 - Pistão com defletor em sistema *cross scavenge*.



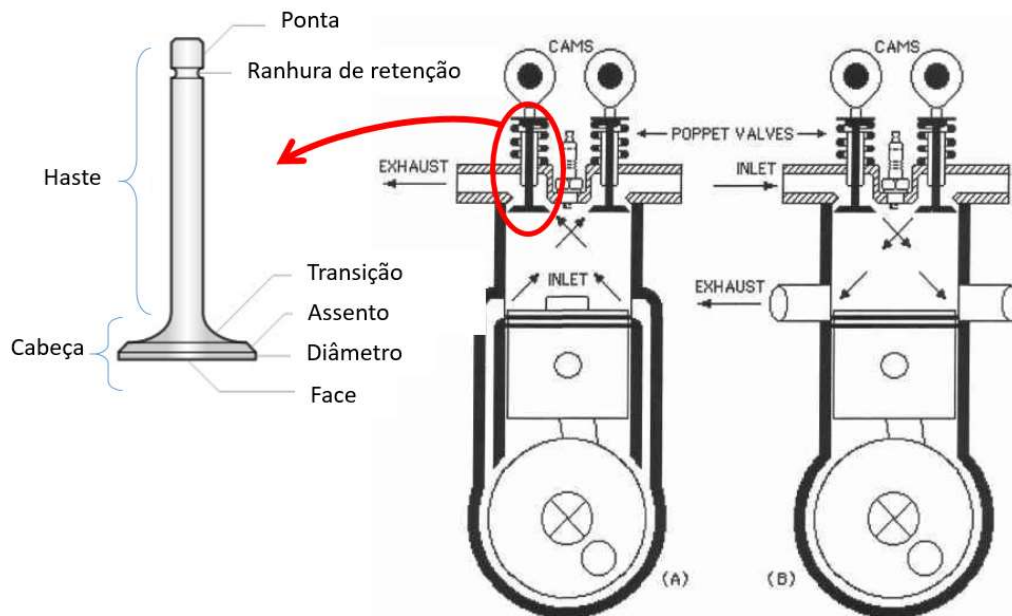
Fonte: Blair (1996).

No caso do sistema *uniflow*, válvulas tipo *poppet* são utilizadas para controlar a admissão ou o escape de gases. Neste caso há a necessidade de um comando de válvulas ser acrescentado ao sistema, muito similar os motores de quatro tempos.

As válvulas denominadas *POPPET*, ou também conhecidas como válvula cogumelo, foram desenhadas para permitir a entrada ou saída de gás do interior do cilindro. Consistem em uma haste e uma extremidade com perfil específico para vedação do orifício de passagem do fluido, conforme Britannica (2021).

A Figura 37 apresenta duas configurações de sistema *uniflow* com válvulas tipo *poppet*.

Figura 37 - Sistema de lavagem *uniflow*: (A) exaustão pelas válvulas e (B) admissão pelas válvulas.



Fonte: Adaptado de Blair (1996).

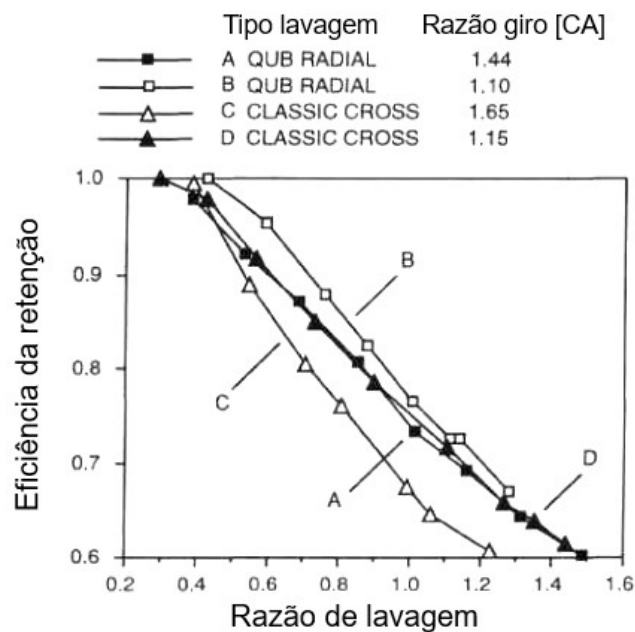
Outros dois tipos de válvulas são utilizados em motores de dois tempos, as denominadas válvulas rotativas e as válvulas de palheta, mais conhecida como *reed valve*:

- A válvula rotativa é acionada pelo virabrequim e possui um orifício por onde o ar ou mistura ar/combustível entra, com a rotação do motor ela se fecha e a transmissão para o cilindro ocorre com a compressão no cárter que é dada pelo pistão.
- A *reed valve* é acionada pelo escoamento de ar, ou ar/combustível, admitido, não sendo necessária nenhuma ligação ou sincronização com o virabrequim.

Como no motor de dois tempos a admissão é feita quase que no mesmo momento do escape de gases, há possibilidade de ocorrer o chamado curto circuito, que é quando o ar fresco, ou mistura ar/combustível, entra pela admissão e alguma parte sai pela porta de exaustão. Esta parcela é desperdiçada, gerando perda de

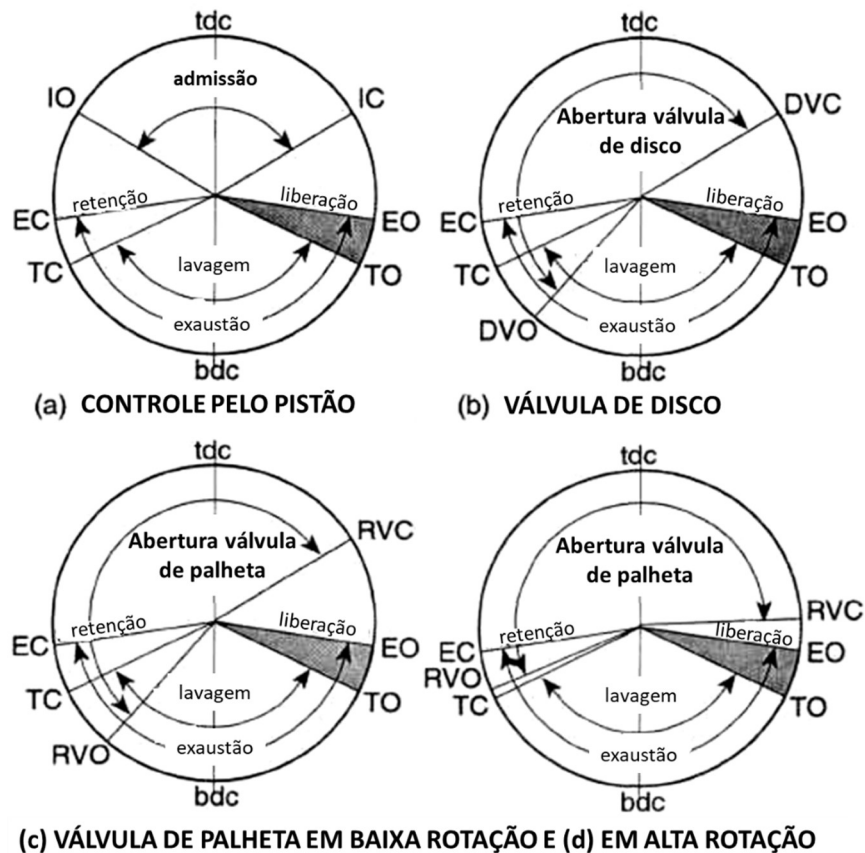
combustível e, conseqüentemente, reduzindo a eficiência do motor. Neste tipo de motor é buscada uma maior a retenção de ar fresco ou mistura possível e uma lavagem do cilindro adequada, de maneira a ter um ponto de equilíbrio entre estas duas importantes características aumentando a eficiência do motor. Blair (1996) apresenta a relação de lavagem do cilindro em função da retenção (eficiência de retenção) de ar fresco no motor. Nota-se que quando a retenção de ar fresco tende a 100% a taxa de lavagem do cilindro cai expressivamente. Este estudo foi efetuado para motores com lavagem do tipo *cross scavenge* e a Figura 38 mostra o gráfico da relação entre estas duas características.

Figura 38 - Retenção de gás e lavagem do cilindro em sistema de *cross scavenge*.



A Figura 39 ilustra, para um motor genérico, os momentos em que os eventos acontecem, onde as portas e válvulas abrem e fecham tendo como base o ponto morto inferior e o ponto morto superior, respectivamente apresentados como BDC e TDC. Pode ser verificado que tanto o sistema com *reed valve* como o sistema com *disc valve* possui tempos de admissão maiores que o sistema de simples portas de admissão e escape. Isso proporciona uma melhor retenção do gás fresco assim como uma eficiência de lavagem de cilindro maior.

Figura 39 - Tempos de ciclo característicos para motores de dois tempos com portas, válvulas de palheta e válvulas rotativas.



Fonte: Adaptado de Blair (1996).

Independente do tipo de válvula de controle de admissão ou escape, os valores de abertura e fechamento são próximos, conforme Figura 39, o que caracteriza como o motor de 2 tempos apera. Dados estes que direcionam o desenvolvimento do motor protótipo e apresentam base para a especificação quanto ao tempo de abertura e fechamento das portas de admissão e válvulas.

2.4.1.3. Dados técnicos e especificações de motores de dois tempos

Heywood (1989) apresenta alguns dados de motores de 2 tempos para diversas aplicações, com alimentação de combustível por carburador e ignição por centelha. Nota-se as duas últimas colunas (Sachs e Rotax) são dados de motores aeronáuticos, em destaque, importantes informações como base para o desenvolvimento do motor do estudo.

Quadro 8 - Exemplo de motores com pequeno diâmetro de pistão, carburado e com ignição por centelha.

Característica	Unid.	Marca do motor								
		Yamaha	Yamaha	Kawasaki	Suzuki	Suzuki	Daihatsu	Stihl	Sachs	Rotax
Qtd cilindros		1	3	1	3	2	2	1	2	2
Diâmetro pistão	cm	5.6	6.7	5.4	8.4	5.4	6.2	5.9	5	7.6
Curso pistão	cm	5	6.6	4.8	0	5.4	5.9	4.2	6.7	6.4
Vol. deslocado	cm ³	123	698	110	1197	247	356	111	352	581
Razão compr.	ratio	7	6	7	6.5	7.5	6.9	-	-	5.9
Potência máx.	kW	11.9	29.8	3.2	55.9	33.6	17.9	5.2	20	47
rpm@ máx pot	rev/min	7,000	5,500	5,000	5,300	8,500	5,000	7,000	7,250	6,500
Torque máx.	N-m	16.7	64.7	6.5	110.8	37.3	36.3	-	25	74
rpm@máx torque	rev/min	6.5	3.1	3.7	4.5	8	4	-	6.5	5.8
Bsfc	kg/kW-h	0.38	0.36	0.5	0.41	0.32	0.38	-	0.35	0.24
VMP	m/s	11.6	12.1	8	12.7	15.3	10.3	13.8	16.2	13.9
bmep máx	kPa	870	590	370	590	970	650	-	446	800
Pot/peso	kW/kg	0.42	0.43	0.22	0.49	0.98	0.29	0.45	2.17	1.65
Pot/vol.	MW/m ³	96.7	42.7	29	46.7	136	52.2	46.8	56.8	80.9
Limpeza cil.		C	S	S	S	S	S	S	S	S
Utilização		G	G	G	G	A	A	M	Aero	Aero

Limpeza cilindro: C = cross scavenge, S = Schnurle

Utilização: G = geral, A = automotivo, M = motosserra, AERO = aeronáutico

Fonte: Adaptado de Heywood & Sher (1989).

O Quadro 9 apresenta valores típicos de motores dois tempos, com sistema de lavagem de cilindro tipo *loop scavenge* e ignição por centelha. Nota-se valores típicos para motores de aplicação aeronáutica, em destaque.

Verifica-se que os motores para uso aeronáutico (aqui mostrado como *ultralight*) apresentam os três sistemas: *reed valve*, *disc valve* e portas para admissão da mistura ar/combustível. Cada fabricante opta por seu sistema e desenvolve o motor, objetivando atingir um patamar de potência, consumo e segurança compatível com a utilização em aeronaves, mesmo que sendo em ultraleves.

Quadro 9 - Valores típicos de motores dois tempos.

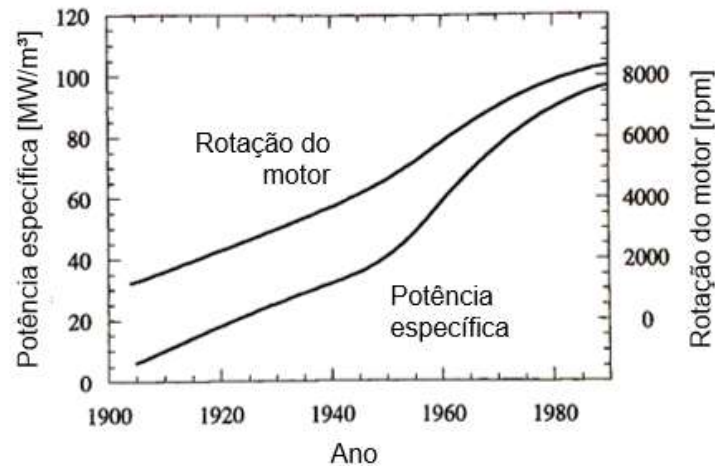
Tipo	Dispositivo	Volume deslocado (cm ³)	Volume do cilindro (cm ³)	Potência específica (MW/m ³)	Sist. admissão
Dispositivos portáteis	Motosserra	30-110	30-110	35-60	P(R)
	Roçadeira	25-50	25-50	35-60	P
	Aparador de árvore	25-50	25-50	35-60	P
	Bomba	100-300	100-300	30	P
	Gerador	30-100	30-100	20-25	P
Veículos homologados	Veículo de duas rodas, Bicicleta com motor auxiliar	15-50	15-50	20-25	P(R)
	Ciclomotor	50-75	50-75	18-75	P,R
	Scooter	50-200	50-200	40-75	R
	Motocicleta	50-550	50-550	75-170	R
	Carro de passageiro	500-900	25~300	28-32	P,R
Veículos não homologados	Ciclomotor	1-25	1-25	75-280	D
	Motor de corrida	80-500	80-167	200-270	R,D,P
	Motor de motocross	50-550	50-550	100-250	R
	ATV	125-350	125-175	150-170	R
	motor de kart	100-250	100-125	200-250	D
	Moto de neve	250-900	125-375	100-150	D, R, P
Aeronaves	Motor de aeromodelo	1-25	1-25	75-280	D
	Ultralevs	35-900	300-350	50-60	R,D,P
	VANT	440-600	11-300	50	P
Aquáticos	Motor de modelos	1-25	1-25	75-280	D
	Motor de barco de corrida	35~700	87-175	100-125	D
	Moto aquática	400-650	200-325	100-150	R
	Motor de popa	125-3600	125-450	30-80	R
	motor auxiliar para veleiros	200-600	200-250	30	R
Agricultura e construção	Cortador de grama	85-150	85-150	20	P
	Cortadores em geral	150-300	150-300	25-35	P
	Enfardadeira	150-300	150-300	25-35	P
	Compactador vibratório	50-150	50-150	25-35	P
	Compactador	75-95	75-95	25	P
	Máquina de perfuração de solo	50-150	50-150	25-35	P
	Maáquina de fresagem de solo	150-300	150-300	25-35	P
	Serra de disco	50-100	50-100	30-50	P
	Lançador de neve	50-300	50-300	30	P
Estac. e Multifunção	Estacionários e multifunção	20-600	20-300	25-40	P
	Bomba de água	185-600	185-300	30-45	P, R

Sistema de admissão de ar: P = porta, R = reed valve, D = rotary disc

Fonte: Adaptado de Heywood & Sher (1989).

Com a evolução da tecnologia empregada em motores de dois tempos, materiais, melhorias no sistema de combustão e admissão de ar e combustível, verificou-se uma melhora significativa em termos de potência específica e rotação (Figura 40). Obviamente que melhorias nos combustíveis e lubrificantes contribuíram também para esse desempenho dos motores.

Figura 40 - Aumento de potência específica com a evolução dos motores.

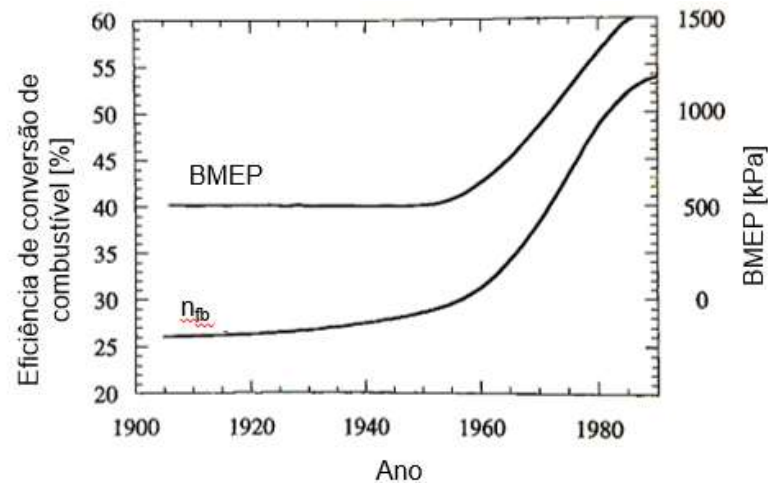


Fonte: Adaptado de Heywood & Sher (1989).

Uma evolução significativa em termos de redução de consumo específico e aumento da pressão média efetiva (BMEP) também é clara, conforme Figura 41. Nota-se quase duplicação na eficiência da conversão do combustível, passando de 26% para aproximadamente 54%, enquanto o BMEP passou de 500 kPa para mais de 1500 kPa.

Atualmente os motores 2T apresentam inúmeros incrementos tecnológicos, por exemplo, o motor da marca Hirth, fabricado na Alemanha, equipa aeronaves de pequeno porte como ultraleves e helicópteros, este motor pode ser visualizado na Figura 42.

Figura 41 - Aumento de BMEP e eficiência com a evolução dos motores.



Fonte: Adaptado de Blair (1996).

Este motor apresenta várias tecnologias modernas como injeção e ignição eletrônica, arrefecimento líquido e bomba de óleo para mistura ao combustível, estrutura em alumínio injetado, caixa de redução (alta rotação para alta potência), dentre outras. No sistema de admissão é utilizada uma *reed valve* para controle de admissão.

Figura 42 - Motor Hirth série 35, 70 HP com injeção e ignição eletrônica.



Fonte: Adaptado de Hirth Engines (2021).

Os motores 2 tempos “genuínos” sempre foram alvo de pesquisas e desenvolvimentos, uma prova disso é que, na pesquisa de patentes realizada e apresentada neste capítulo, mais de 2000 registros foram localizados, com diversas linhas de invenções.

Ainda, tais motores utilizando válvulas no cabeçote são atualmente estudados tentando viabilizar emissões de gases poluentes para atendimento de legislações específicas bem como melhoria de desempenho (economia e potência).

2.4.1.4. *P&D em motores de dois tempos*

Esta seção apresenta a pesquisa efetuada em motores de dois tempos relativos ao assunto do trabalho em questão. Estudos de lavagem de cilindro, combustão (CAI, ATAC, etc.), câmaras de combustão e motores dois tempos com válvulas no cabeçote são alguns dos assuntos a serem abordados, enriquecendo a revisão bibliográfica e fornecendo mais informações para a tomada de decisão a respeito do desenvolvimento do motor proposto.

Uma importante abordagem a ser efetuada é a potência gerada pelo motor em função da altitude. Em veículos automotores esse ponto não é tão comum de ser avaliado, porém, em motores aeronáuticos é fundamental, pois assim que decola a aeronave ganha altitude e vai fazer seu voo de cruzeiro numa região de ar menos denso.

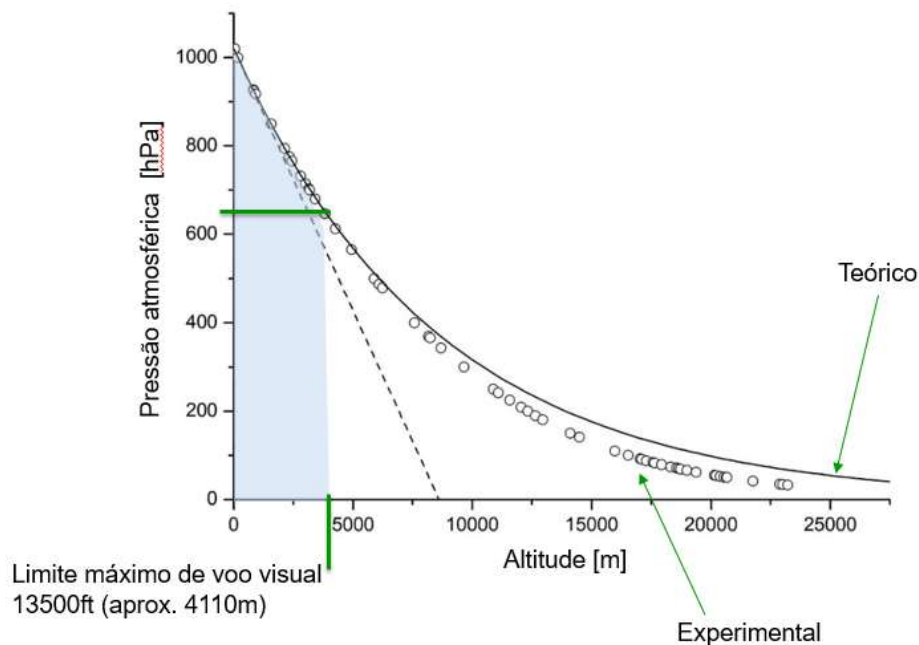
Oliveira et. al. (2018) efetuou um estudo de investigação da atmosfera por radiossonda e coletou dados de pressão atmosférica em função da altitude, no aeroporto do Galeão, no Rio de Janeiro. Os dados foram tabulados e estão apresentados na Figura 43. A linha contínua apresenta os dados que foram calculados e os círculos apresentam os dados coletados pela sonda durante os ensaios.

Estes dados são importantes para a verificação de como o motor deve ser projetado de maneira a absorver essa variação ou controlar para que a mistura ar/combustível se mantenha em patamares adequados a combustão.

Para aeronaves leves o voo é visual (conforme visto em 2.1). Conforme as regras de voo, um voo visual pode ser efetuado até 13.500 ft de altitude (altitude é sempre considerada a partir do nível do mar), portanto, conforme Oliveira et. al. (2018) pode-se ter uma variação de 1013 hPa, a nível do mar, até aproximadamente 650 hPa, próximo aos 13.500 ft⁶ de limite máximo para voo visual.

⁶ Altitude em aviação é dada em pés (*feet* em inglês) e sua unidade é ft. Altitude é ao nível do mar e altura é ao nível do solo no local da medição.

Figura 43 - Dados de queda de pressão atmosférica em função da altitude.

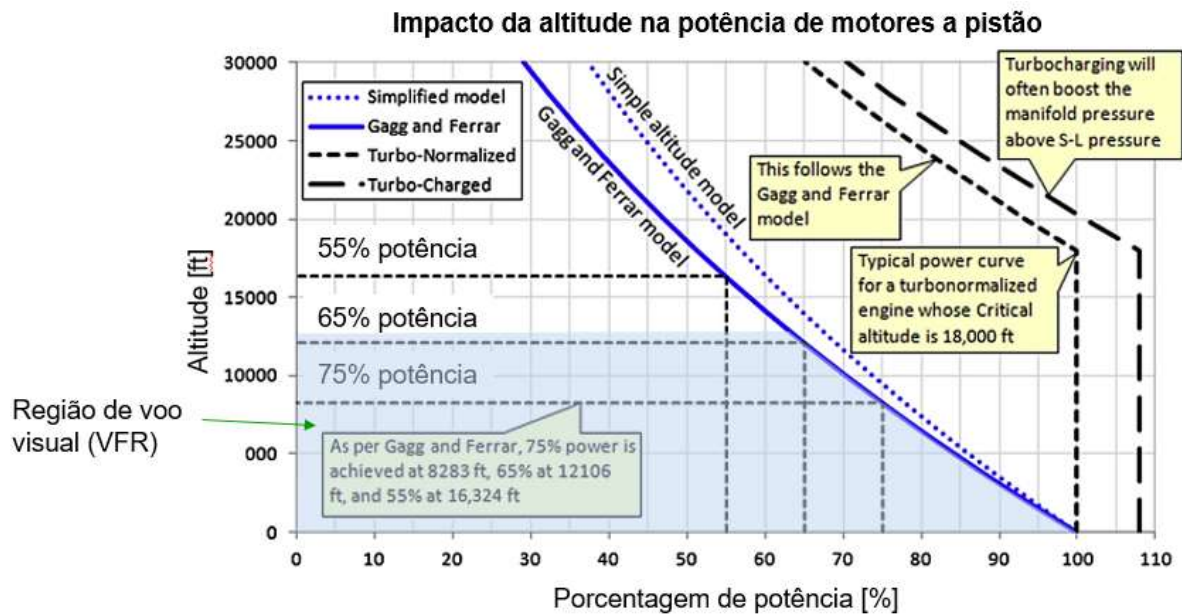


Fonte: Adaptado de Oliveira (2018).

A partir destas definições é importante avaliar o comportamento do motor quando opera em altitudes mais elevadas que o nível do mar, para tal, Gudmundsson (2014) apresenta um gráfico comparando a potência de motores aeronáuticos com diferentes sistemas de admissão de ar em função da altitude.

Tanto o modelo simplificado quando o modelo de Gagg e Ferrar apresentam perda similar, entre 65 e 70% apenas de potência disponível no motor a uma altitude máxima de voo visual, como pode ser visto no destaque retangular tracejado na Figura 44. É evidente que em motores sobrealimentados a perda de potência se dá em altitudes bem maiores.

Figura 44 - Altitude x potência x sistema de admissão de ar.



Fonte: Adaptado de Gudmundsson (2014)

Mattarelli et al. (2023) estudou um motor aeronáutico de dois tempos, com sistema *uniflow* e válvulas de exaustão no cabeçote. Trata-se de um motor com configuração de cilindros do tipo *boxer*, de 6 cilindros com deslocamento volumétrico de 5560 cm³, injeção direta e combustão por compressão, atinge potência máxima de 360 HP @ 2400rpm. O Quadro 10 apresenta os dados do motor.

A relação peso potência é de 1,82 HP/kg e o consumo específico de combustível, para condições de cruzeiro, varia entre 210 e 215 g/kW.h. Mattarelli também avaliou a operação do motor em grandes altitudes, 12.000 e 18.000 pés e o motor apresentou excelente performance em termos de potência, entregando 325 e 280 HP respectivamente.

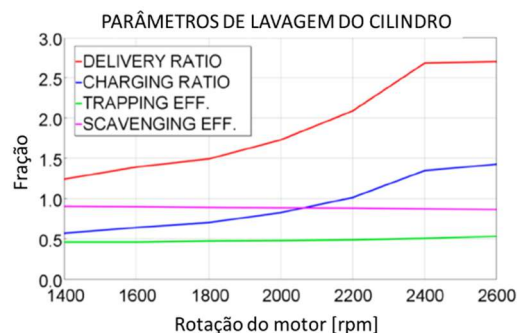
Quadro 10 - Dados técnicos do motor dois tempos com ignição por compressão da empresa CMD S.p.a.

Características do motor GF56	
Layout	Seis cilindros, boxer
Diâmetro (mm)	106
Curso (mm)	105
Deslocamento total (cm ³)	5560
Razão de compressão	17,2
Combustível	Diesel ou jet A-1
Sobrealimentação A	Dois turbocompressores, intercooler, dois supercompressores tipo "roots"
Sobrealimentação B	Um turbocompressor, intercooler, dois supercompressores tipo "roots"
Tipo de aspiração	Uniflow, com válvulas de escape e portas de aspiração controladas pelo pistão
Válvulas de escape por cilindro	2
Arrefecimento	Líquido
Alternador (V)	24
Peso seco (kg)	220
Dimensões C x A x L (mm)	1016 x 628 x 912
Potência alvo (nível do mar) (HP@rpm)	360@2400

Fonte: adaptado de Mattarelli (2022).

Dados da simulação 1D referentes à razão de entrega (*Delivery Ratio* – DR), razão de enchimento (*Charging Ratio* – CR), eficiência de retenção (*Trapping Efficiency* – TE) e eficiência de lavagem (*scavenging Efficiency* – SE) são apresentados na Figura 45. As tendências observadas por Mattarelli para os parâmetros de eficiência de lavagem do cilindro foram utilizadas como base para as análises do estudo de CFD do motor protótipo, buscando a compreensão da interrelação entre elas.

Figura 45 - Dados de lavagem do cilindro - simulação 1D



Fonte: adaptado de Mattarelli (2023)

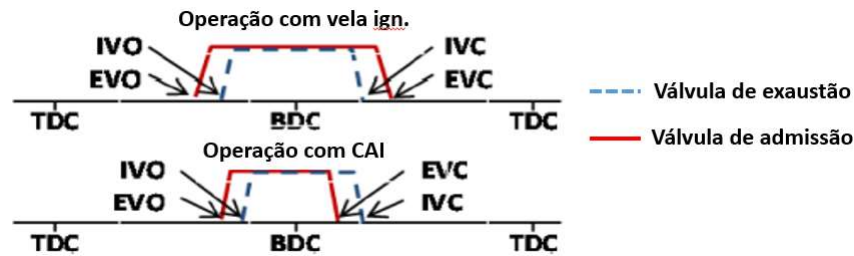
Com relação a atrito, Mattarelli afirma que este motor mantém padrões similares aos motores 4 tempos naturalmente aspirados e valores próximos a 50% dos padrões de motores diesel com pressão de cilindro e velocidade média do pistão similares. Em termos de consumo específico de combustível, na condição de rotação de cruzeiro, ou seja, entre 55 e 65% de potência, os valores ficam próximos a 210 g/kW.h, que é inferior ao padrão de motores 4 tempos com ignição por centelha, na faixa de 250 a 300 g/kW.h. O consumo específico de combustível menor é algo muito desejado em motores aeronáuticos, pois impacta diretamente na autonomia da aeronave.

Relativo a redução de emissões, Zhang et. Alii (2012) realiza estudo de motor 2 tempos com injeção direta, válvulas de admissão e escape no cabeçote utilizando sistema de combustão CAI (*controlled Auto Ignition*, em português Ignição Auto Controlada) ou também conhecido como HCCI (*Homogeneous Charge Compression Ignition*, em português Ignição por Compressão de Carga Homogênea). Ele afirma que há um potencial significativo de redução de emissões com este sistema operando em motores de 2 tempos, além de abranger uma ampla faixa de operações, similares aos 4 tempos.

Este motor apresentado por Zhang se assemelha muito ao que esta tese irá abordar, pois o volume deslocado é muito similar ao que foi calculado, assim como a relação geométrica do pistão (diâmetro e curso), portanto, poderá ser utilizado como base para o desenvolvimento. A Figura 46 apresenta dados de operação (abertura e fechamento de válvula) para motores com ignição por centelha e com o sistema CAI. No diagrama pode ser verificado que quando a operação se dá por CAI, há uma antecipação no fechamento da válvula de exaustão quando comparado ao sistema de ignição por centelha simples. A antecipação do fechamento da válvula de exaustão é feita com o intuito de manter parte da carga dentro do cilindro para promover a ignição da carga fresca que será admitida, mediante o calor e radicais ativos⁷ contidos ainda nos gases residuais.

⁷ Conforme Gentili et. al. (1997), os radicais ativos podem ser traduzidos por fuligem em combustão dentro da câmara, essa combustão poderá atingir 1000 a 1500°C e auxiliar na ATAC – Active Thermo-Atmosphere Combustion, em português combustão termo-atmosférica ativa.

Figura 46 - Momento de abertura e fechamento de válvulas no sistema de ignição por centelha e sistema CAI.

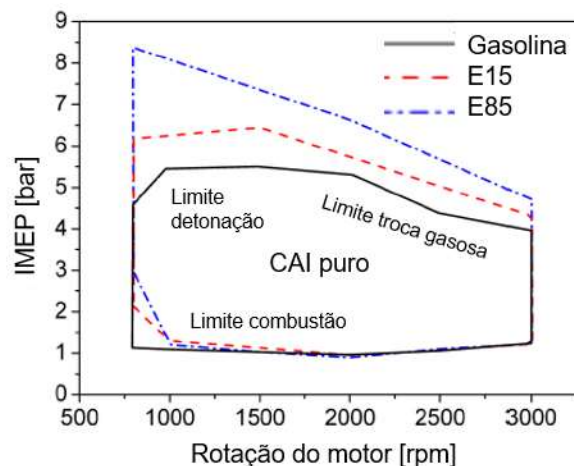


Fonte: Adaptado de Zhang (2012).

Outro resultado interessante é quanto ao uso de diferentes combustíveis, amplia-se o campo de operação (em termos de carga do motor) quando da utilização do etanol como combustível. Zhang (2013) apresenta o E-85⁸ como um dos combustíveis do estudo e o que apresentou melhor desempenho, como mostra a Figura 47.

Ainda, Zhang afirma que com o uso do etanol em altas cargas, pode ocorrer uma diminuição da temperatura do cilindro tendo em vista a massa de ar fresco ser maior e a quantidade de gás queimado ser reduzida, isso afeta a auto ignição, sendo necessária a utilização de uma centelha auxiliar para início da combustão.

Figura 47 - Faixa de operação de motor 2 tempos operando com combustão CAI e diferentes combustíveis.

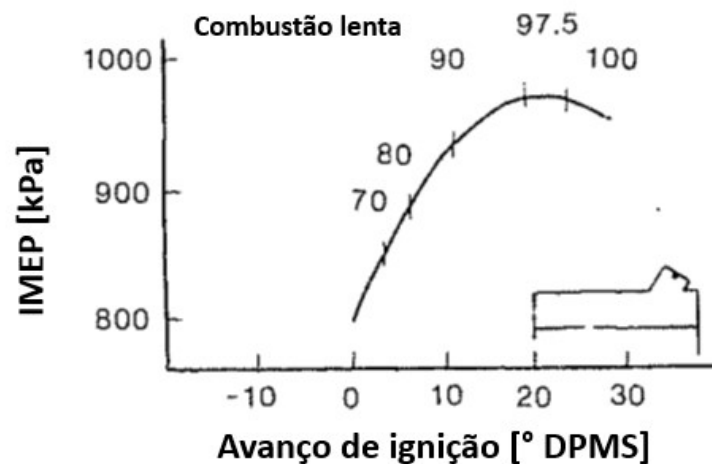


Fonte: Adaptado de Zhang (2013).

⁸ E-85 é uma mistura de etanol com 85% em volume e gasolina com 15%.

Mattavi (1982) afirma que câmaras de combustão tem forte influência no processo de como ocorre a combustão, bem como a energia que é liberada e a troca de calor. Ao longo dos anos as câmaras de combustão têm sido largamente estudadas em simulações e experimentos e sua geometria explorada para aumentar a eficiência da combustão. O problema de combustão anormal denominada detonação, em inglês *knock*, é igualmente relacionado à geometria de câmara, obviamente que além de fatores como tipo de combustível e ponto de ignição, somente para citar alguns dos fatores. Além da utilização de combustíveis e aditivos antidetonantes, a geometria da câmara afeta diretamente a frente de chama da combustão e como ela se propaga. Mattavi, apud Caris et alii (1982) apresenta os gráficos de pressão em câmaras de combustão lenta e rápida em função do avanço do ponto de ignição e tipo de combustíveis (com relação à octanagem) utilizada. A Figura 48 apresenta o gráfico de uma combustão lenta, onde pode ser verificada a necessidade de utilização de combustíveis com octanagem mais altas, como 90, 97,5 e 100 octanas, isso devido a necessidade de retardar a detonação pelo combustível, uma vez que a câmara é de combustão mais lenta.

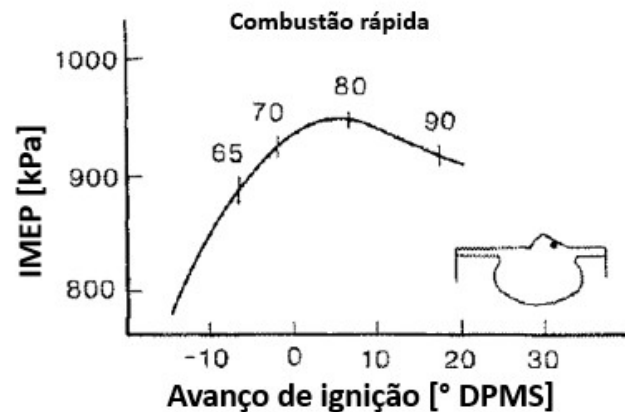
Figura 48 - IMEP x avanço de ignição em câmara de combustão lenta.



Fonte: Adaptado de Mattavi apud Caris et. al. (1982).

A Figura 49 apresenta dados de pressão no interior do cilindro agora para câmaras de combustão rápida, observa-se que a necessidade de combustíveis com octanagem mais alta diminui, pois com a frente de chama com velocidade mais alta o risco de detonação diminui.

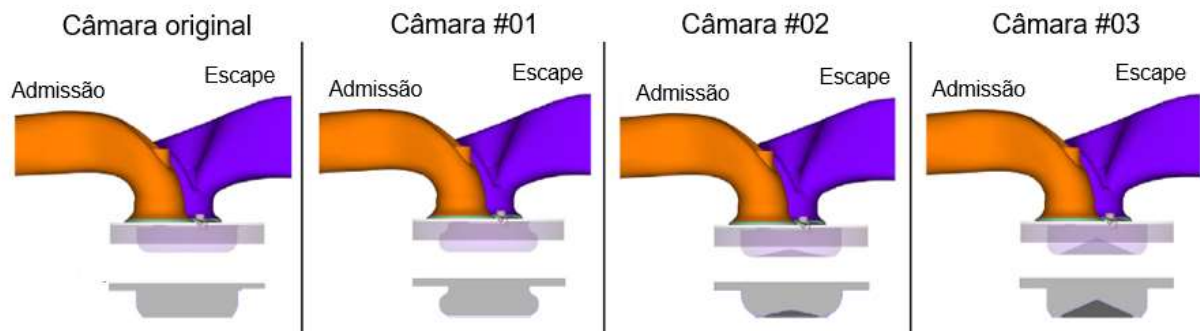
Figura 49 - IMEP x avanço de ignição em câmara de combustão rápida.



Fonte: Adaptado de Mattavi apud Caris et. al. (1982).

Zhang et al. (2019) efetuou estudo em câmaras de combustão com diferentes formatos para avaliar a frente de chama e deslocamento do fluido no interior do cilindro, efetuando simulações em CFD. Ao todo, quatro diferentes formatos de câmaras de combustão foram utilizados, uma câmara original do motor para utilização com gás natural e outras três mortificadas. A razão de compressão foi mantida em 13,6:1. A Figura 50 mostra a câmara de combustão original e as outras três modificadas. Basicamente o que foi alterado é o topo do cilindro.

Figura 50 - formatos de câmara de combustão utilizados no motor SI para queima de gás natural.



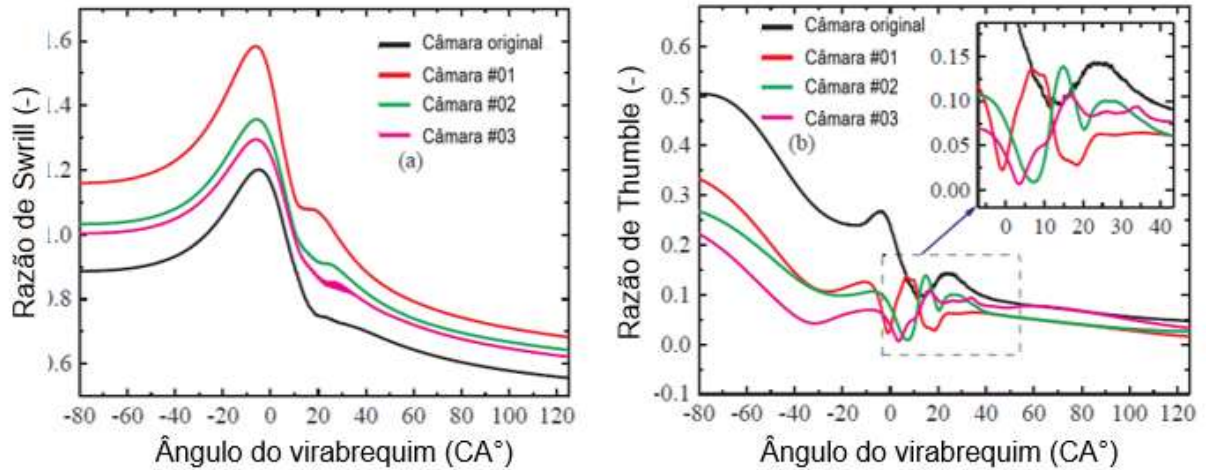
Fonte: Adaptado de Zhang (2019).

Swirl e *Tumble* foram avaliados para as diferentes configurações e os resultados estão apresentados na Figura 51.

Para o coeficiente de *swirl*, teve-se um aumento significativo em seu coeficiente para a câmara de combustão #2, as demais (#1 e #3) apresentaram valores maiores

que a original, mostrando que qualquer uma das três modificações aumenta o coeficiente de *swirl* no interior do cilindro.

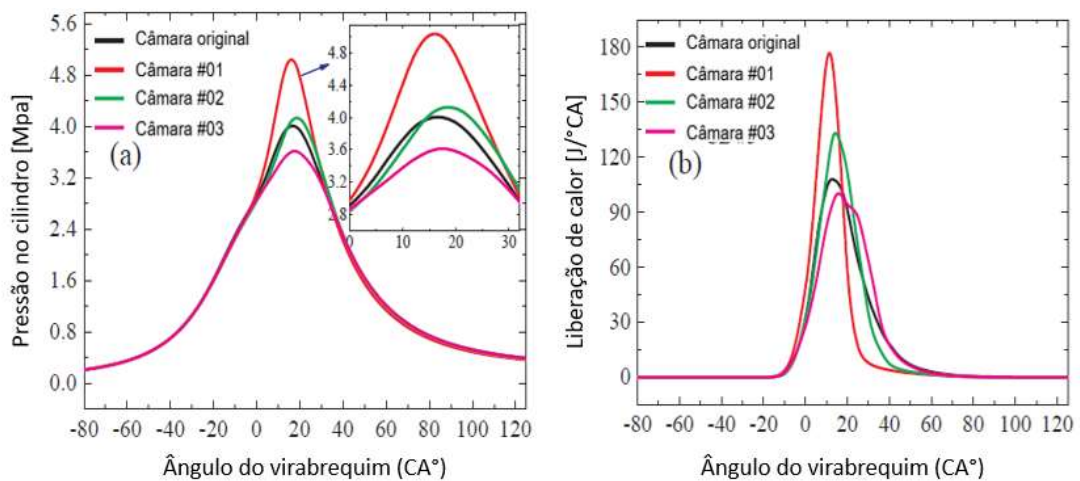
Figura 51 - Coeficiente de *swirl* e *tumble* para diferentes formatos de câmara de combustão em função do ângulo do virabrequim.



Fonte: Adaptado de Zhang (2019).

Zhang (2019) ainda avaliou a pressão interna do cilindro, apresentada na Figura 52. A câmara de combustão #1 apresentou uma pressão interna no cilindro e uma taxa de liberação de calor mais elevada que as demais geometrias, mostrando uma combustão possivelmente mais rápida, que, via de regra, se traduz numa maior eficiência do motor.

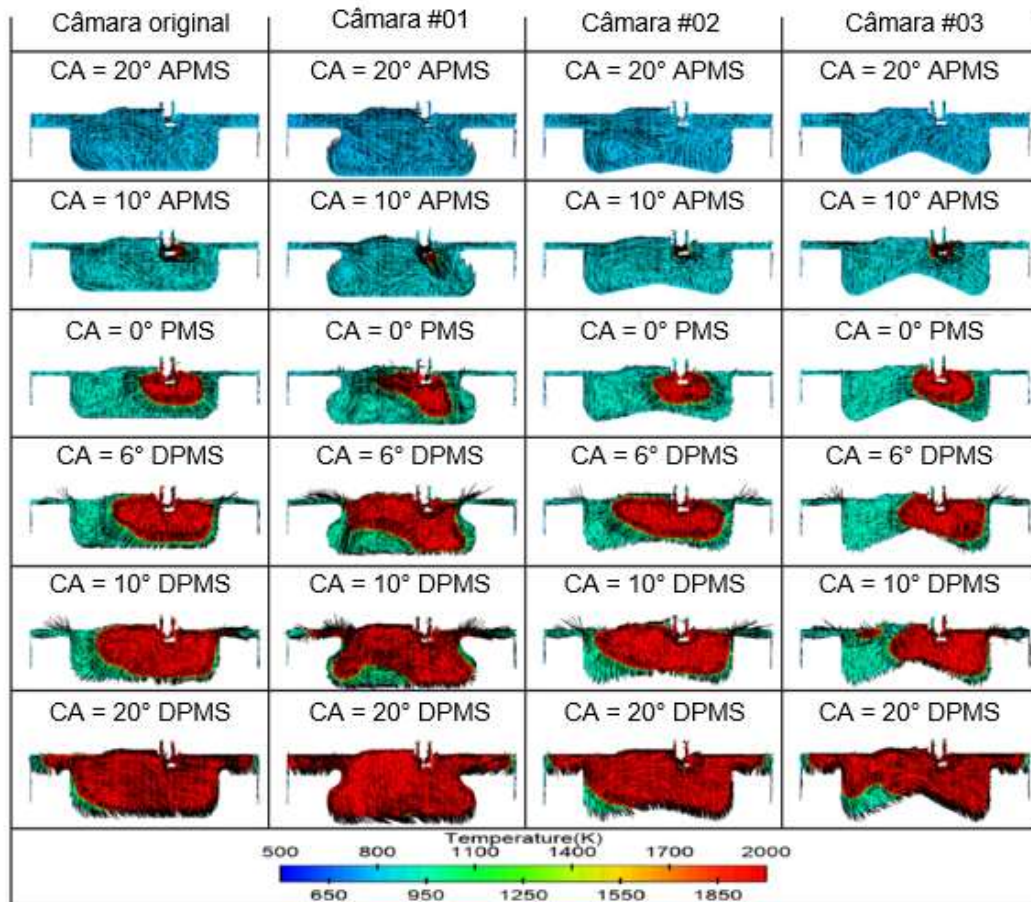
Figura 52 - Pressão interna no cilindro e taxa de liberação de calor para diferentes formatos de câmaras de combustão em função do ângulo do virabrequim.



Fonte: Zhang (2019)

A Figura 53 apresenta a evolução da velocidade e temperatura da frente de chama dentro do cilindro e é possível identificar que a câmara de combustão #1 apresenta um melhor desempenho, onde o vórtice de *swirl* e *tumble* interage diretamente com a frente de chama, acelerando sua propagação e aumentando a taxa de combustão. Pode-se concluir que a câmara de combustão #1 obteve melhor desempenho na combustão, onde o houve maior velocidade de propagação da chama e maior temperatura, e será levada em consideração quando da etapa de projeto tanto de cilindro quanto de cabeçote do motor a ser desenvolvido. Obviamente serão levados em consideração que os dados apresentados são para um motor que utiliza gás natural como combustível.

Figura 53 - Temperatura e a evolução da velocidade de fluxo dentro do cilindro.



CA = Ângulo do Virabrequim, PMS = Ponto Morto Superior, APMS = Antes do Ponto Morto Superior, DPMS = Depois do Ponto Morto Superior

Fonte: Adaptado de Zhang (2019).

Jajcevic et al. (2010) afirma que o motor de dois tempos de alta performance (alta potência e baixo peso) tem como desvantagem o alto consumo de combustível

e elevadas emissões, frutos do problema de lavagem do cilindro. Três diferentes configurações de injeção direta de combustível foram avaliadas e pode-se observar que a qualidade da mistura do combustível injetado com o ar é diretamente dependente do processo de lavagem do cilindro e da situação do escoamento do fluido no interior deste. Uma mudança de estratégia na injeção, tempo de injeção, duração e posição do(s) injetor(es), poderá ser mais efetiva para a qualidade da mistura do que alterações do tipo de fluxo do injetor, conforme constatado pelo autor.

Ainda visualizando redução de emissões e melhoria de eficiência, Bascunana (2012) efetua ensaios em motores com câmaras de combustão divididas, uma câmara principal e uma denominada pré câmara. A razão pela qual as emissões de HC e NOx são menores é devido à combustão, iniciada na pré-câmara, é rica e com alta velocidade, migrando para câmara principal, NOx e HC (que na pré-câmara tem valores de concentração altos) encontram um maior volume, com mais oxigênio e temperatura mais baixa, fatores mais adequados a oxidação destes elementos, resultando em menor emissão no final da combustão. A formação de NOx predominantemente é uma reação da pós chama e muito dependente da temperatura (BASCUNANA apud NEWHALL, H, K e SHADED, S, M., 1970).

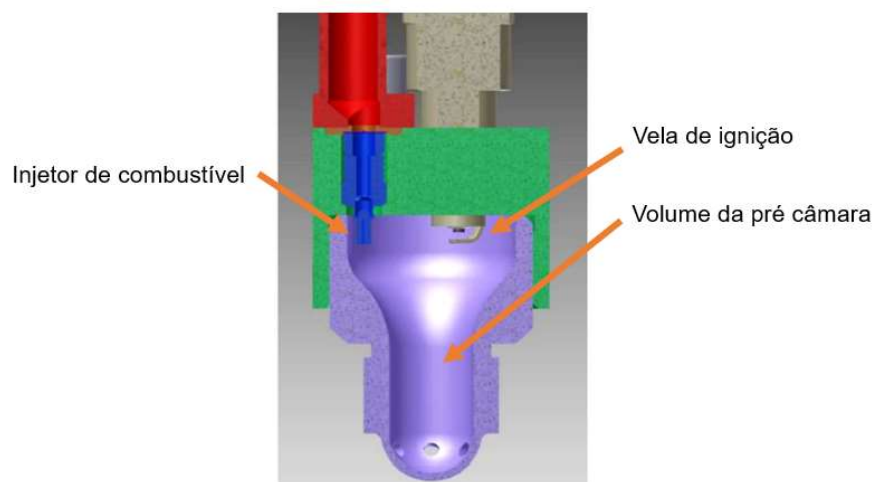
Em termos de redução de consumo de combustível, Bascunana (2012) afirma que se um motor de combustão interna foi modificado para não trabalhar de forma estequiométrica e não restringir a entrada de ar, mantendo a taxa de combustão dentro de limites apropriados, a eficiência aumenta em função da temperatura da frente de chama diminuir pela diluição da mistura numa quantidade maior de ar, a taxa de calor específico aumenta com a diminuição da temperatura assim como a dissociação diminui e a eliminação do estrangulamento de ar diminui perdas por bombeamento. O resultado do estudo mostrou que câmaras de combustão divididas apresentaram redução muito significativa de consumo de combustível e emissões muito baixas de poluentes.

Shah et al. (2014) apresentam resultados semelhantes, para redução de emissões, em estudo realizado com a combustão de gás natural pesado e um motor monocilindro de ciclo 4 tempos com 4 válvulas, com o sistema denominado *LAG-Ignition* (sigla que na língua russa significa *Lavinia Aktyvatsia Gorenia*, em português combustão ativada por avalanche). Motores de geração de energia a gás são particularmente de velocidade e carga constantes, muito similares a um motor

aeronáutico em operação de cruzeiro, onde os benefícios de uma câmara de combustão auxiliar, ou de pré-ignição, poderiam perfeitamente serem aplicados.

O princípio de funcionamento da ignição tipo LAG baseia-se na teoria cinética química de ramificação da cadeia e requer uma combustão com carga rica numa pré câmara (como na Figura 54), com $\lambda \leq 0,3$, gerando produtos de combustão parcial e radicais ativos que quando se direcionam-se para a câmara principal podem ignitar uma carga muito pobre, com $\lambda \leq 3$. O autor define como λ_{PC} a razão ar/combustível na pré-câmara e como λ_{MC} a mesma razão na câmara principal. Não serão abordados aqui detalhes de como o estudo se desenvolveu nem se aprofundou em detalhes do experimento e suas definições, serão apresentados os resultados como forma de mostrar os benefícios desta configuração.

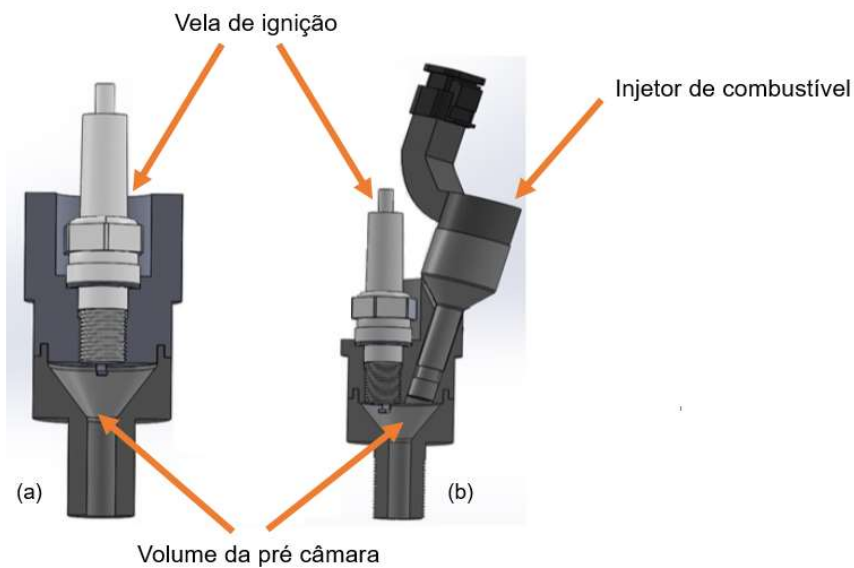
Figura 54 - Pré-câmara do tipo ativa e seus componentes.



Fonte: Adaptado de Shah et all. (2014).

A Figura 55 apresenta dois tipos de pré câmaras de ignição, com mistura homogênea, (ou passiva) e com mistura estratificada (ou ativa), onde há, dentro da pré câmara, um injetor onde realiza injeção de combustível, fazendo com que a relação ar/combustível fique diferente da câmara principal, geralmente mais rica.

Figura 55 - Sistema de pré-câmara homogênea (a) e de carga estratificada (b).

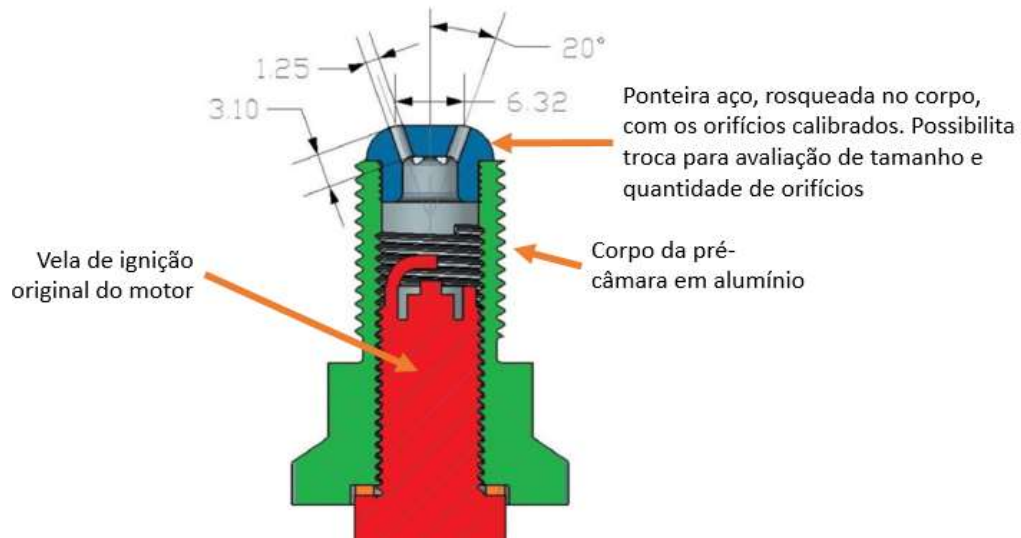


Fonte: Adaptado de Roso (2019).

Anderson et. al. (2013) estudou um motor Rotax 914 (114HP com turbo compressor e PFI- *Port Fuel Injection*) com um dispositivo de ignição por jato adaptado à uma das duas velas de ignição no cabeçote do motor. A pré-câmara utilizada foi do tipo passiva, conforme Attard et. al (2010), que é dotada apenas de uma vela de ignição, onde a mistura ar/combustível entra pelo movimento do pistão, e ocorre a ignição, expulsando a frente de chama em formato de jato para dentro da câmara de combustão principal.

O combustível utilizado foi gasolina com 87AKI e 10% de etanol nos testes de motor aspirado e turbo, a AvGas foi utilizada apenas nos testes com motor turbo. Para os testes foi adaptada uma ECU programável assim como o controle de ignição. O modelo da pré-câmara está apresentado na Figura 56, onde pode ser verificada a ponteira do ignitor e diâmetro dos 6 orifícios.

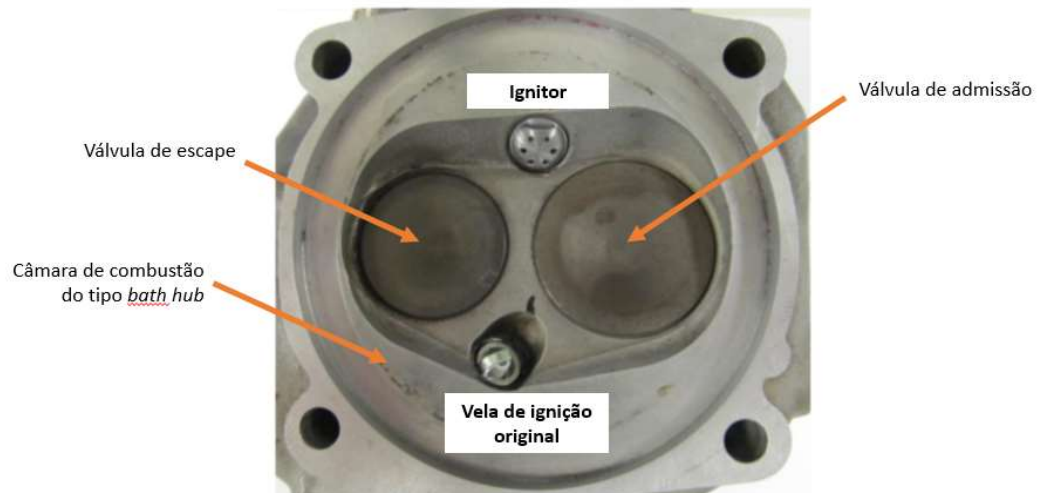
Figura 56 - Pré-câmara passiva utilizada no motor Rotax 914 ULS para teste.



Fonte: Adaptado de Anderson et. al. (2013).

A Figura 57 mostra a câmara de combustão do Motor Rotax 914 ULS, do tipo *bath tub*, com o ignitor montado em um dos dois orifícios para vela de ignição.

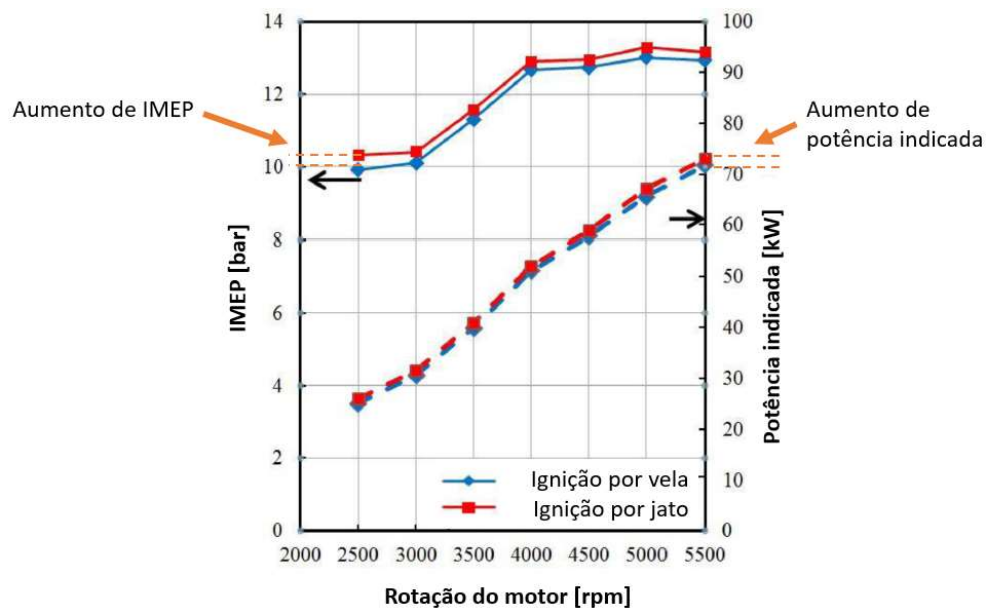
Figura 57 – Câmara de combustão do motor Rotax 914 ULS com ignitor montado.



Fonte: Adaptado de Anderson et. al. (2013).

Foram efetuadas duas avaliações, com o motor normalmente aspirado e sobrealimentado. Nota-se um leve aumento da potência indicada (em torno de 2 HP) quando o ignitor é utilizado no motor, assim como IMEP (em torno de 0,2bar).

Figura 58 - Comparação IMEP e potência com ignição por centelha e ignição por jato.

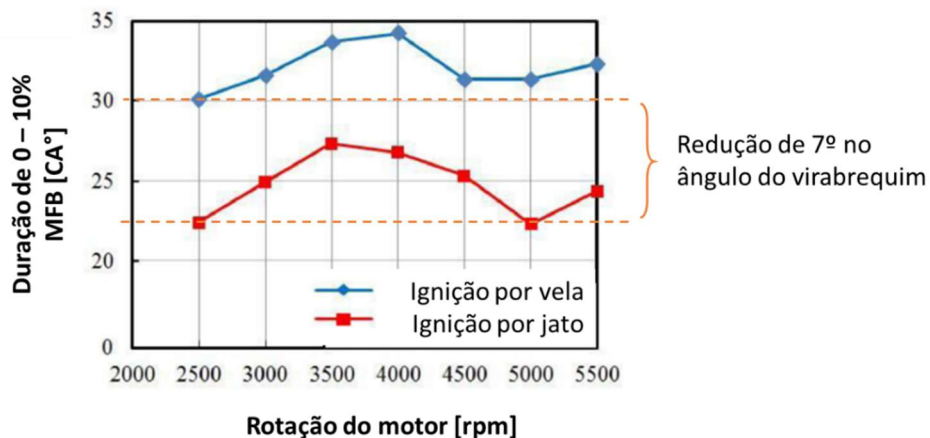


Fonte: Adaptado de Anderson et. al. (2013)

Outro dado importante apresentado pelo autor é a fração de massa queimada de 0 a 10%. O sistema com ignitor apresentou 7° de ângulo de giro de virabrequim a menos para atingir a mesma MFB (0-10%) quando comparado ao sistema de ignição por vela. Isso é devido ao jato que é disparado no interior da câmara acelerando o processo de combustão, o que corrobora o aumento de IMEP mostrado anteriormente.

Na Figura 59 pode ser visto esta redução do ângulo do virabrequim para atingir os mesmos 10% de MFB.

Figura 59 - Redução de MFB em função do tipo de ignição adotado.

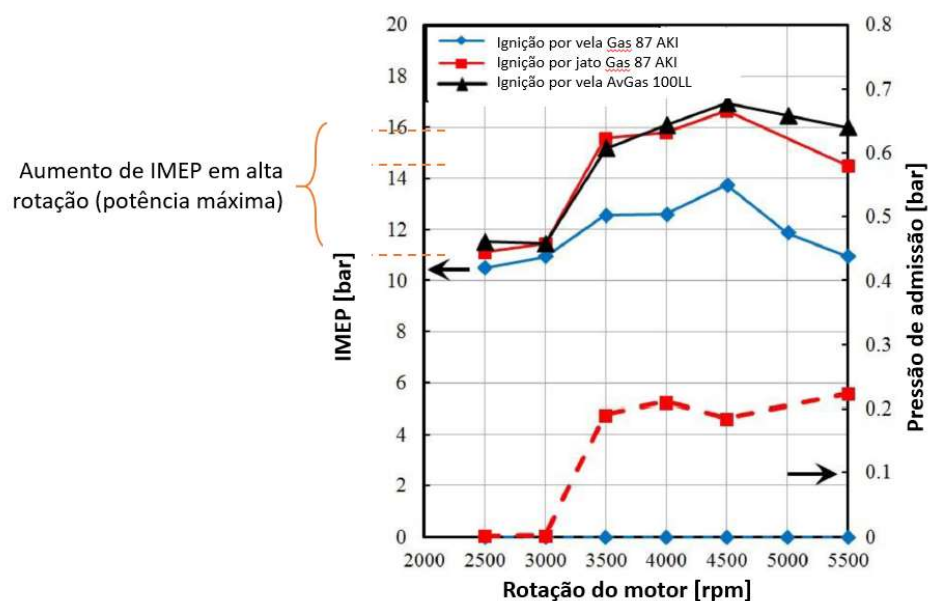


Fonte: Adaptado de Anderson et. al (2013).

O autor apresenta os resultados com o motor original de fábrica (turbo comprimido) e realiza as mesmas comparações anteriores e ainda inclui a AvGas 100LL como combustível.

Em potência máxima (@ 5500 rpm) IMEP com AvGas o motor apresentou um ganho de 5 bar, passando de 11 para 16 bar quando comparada a gasolina 87 AKI, ambas com ignição por centelha. A ignição por jato com gasolina 87 AKI ficou aproximadamente 1,5 bar de IMEP abaixo da AvGas (16 bar).

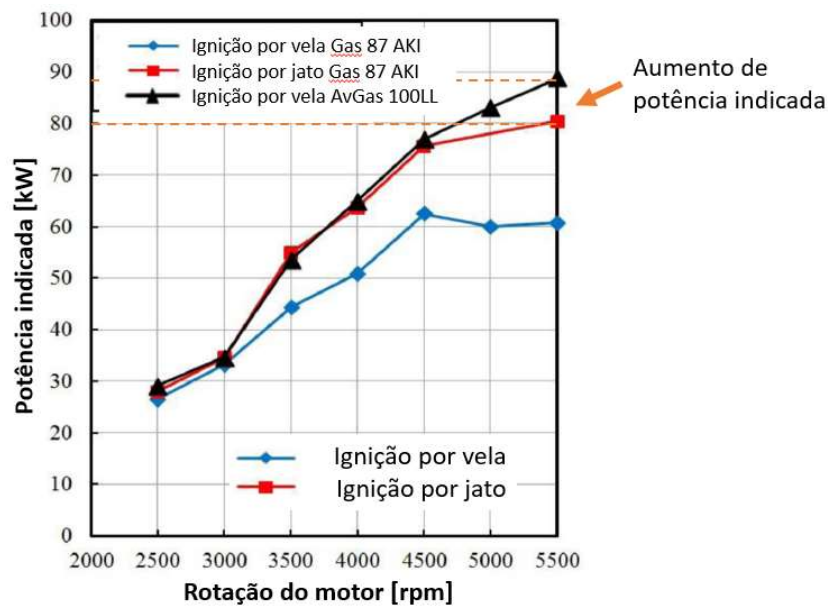
Figura 60 - Comparativo de IMEP e MAP com diferentes combustíveis e sistema de ignição



Fonte: Adaptado de Anderson et. al. (2013).

Relativo à potência indicada com o motor turbo, o ganho com gasolina 87 AKI com ignição por jato ficou muito próximo da AvGas com ignição por centelha até a faixa de 4500 rpm (pode-se dizer que é a rotação para um voo em cruzeiro) e ficando abaixo apenas com rotação acima deste valor, onde a AvGas apresenta potência pouco abaixo dos 90 kW e a gasolina 87 AKI (ignição por jato) muito próximo a 80 kW.

Figura 61 - Comparativo de potência indicada com diferentes sistemas de ignição e combustíveis.



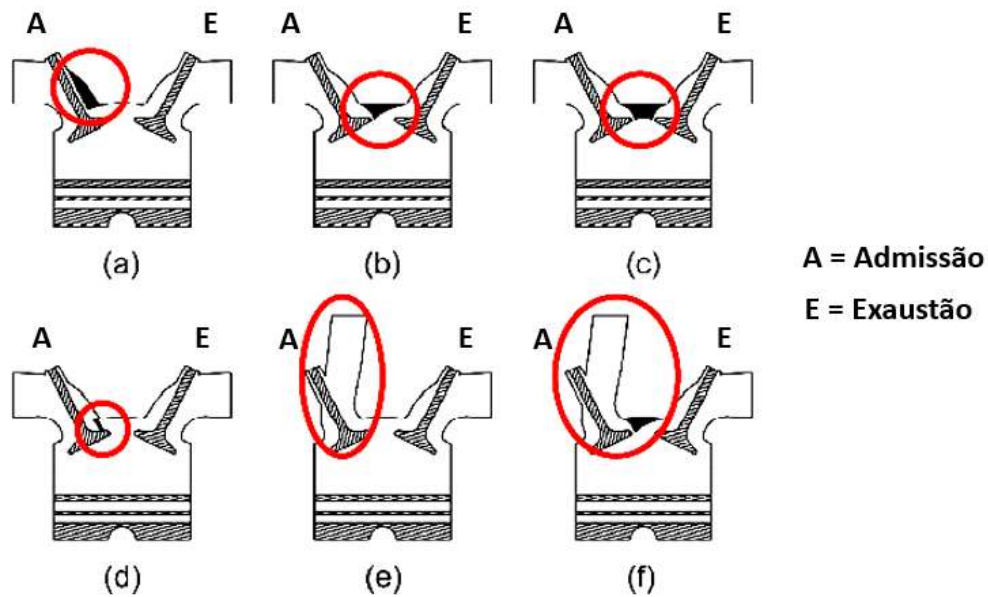
Fonte: Adaptado de Anderson (2013).

O autor conclui que o sistema de ignição com pré câmara (ignição por jato ou *jet ignition*) é promissor para utilização, havendo a necessidade de melhor estudo sobre materiais a serem utilizados no injetor de modo a atingir os requisitos necessários para implementação em produção.

Desta maneira, o motor proposto neste estudo terá uma preparação para a inserção de uma pré-câmara de combustão, como preconiza o modelo apresentado por Shah et al (2019), Roso (2020) e Anderson et. al. (2013), onde são apresentados resultados significativos em redução de emissões, além da possibilidade de operação com mistura pobre ou super pobre e se atingir uma redução significativa no consumo de combustível, embora as emissões de gases poluentes, em motores aeronáuticos de pequeno porte, ainda não estão sendo restringidas, porém, devem ser avaliadas.

A Figura 62 apresenta diferentes configurações de portas de entrada em motores de 4 tempos convertidos para 2 tempos em que Dalla Nora et al (2016) baseou seus estudos, de maneira a melhorar a lavagem do cilindro. Tais modificações são, resumidamente, inserções próximas às válvulas de entrada e saída de maneira a direcionar o fluxo e aumentar a lavagem do cilindro.

Figura 62 - Portas de entrada e saída de motores de 2 tempos com válvulas.



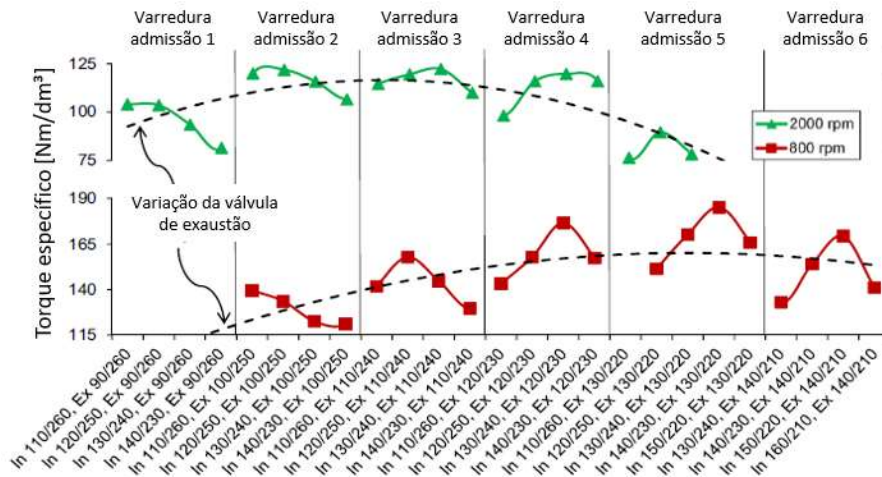
Fonte: Adaptado de Dalla Nora et. al. (2016).

Na Figura 62 (a) é instalado um defletor na porta de entrada, em (b) uma máscara dentro do cilindro foi inserida para desviar o fluxo da porta de entrada minimizando o curto circuito. Em (c) a mesma máscara foi inserida atuando também na porta de saída. Em (d) foi utilizada uma válvula com perfil limitando a entrada do fluxo por um dos lados, como um anteparo diretamente na válvula. Em (e) e (f) o tudo de entrada foi redirecionado para cima, visando uma entrada de fluxo vertical minimizando o curto circuito, em (f) ainda há a inserção de máscara na porta de entrada, similar à (b). Cada uma dessas configurações possui suas particularidades em relação a alta e baixa rotação, alta e baixa carga.

As faixas de rotação avaliadas são de 800 rpm e 2000 rpm e 25 diferentes configurações de tempo de abertura e fechamento de válvula e 12 diferentes aberturas de válvula, tanto para admissão quanto para exaustão. Dados como: torque específico, eficiência de carga (*charging efficiency*), razão de lavagem do cilindro (*sacavage ratio*), coeficiente de retenção do ar entrada (*air trapping ratio*), razão entre potência do sobrealimentador e potência indicada (*supercharger to indicated power ratio*), potência específica líquida (*net specific power*) e torque específico (*specific torque*), foram obtidos experimentalmente considerando o *exhaust sweep* e *back pressure sweep*. A Figura 63, Figura 64, Figura 65 e Figura 66 apresentam dados de torque, potência, razão de lavagem do cilindro e eficiência da carga, respectivamente.

Foi feita uma varredura das aberturas, duração e momento de abertura das válvulas de admissão e escape. Esta varredura compreende em variar (em ângulo de virabrequim) as aberturas e fechamentos das válvulas com o intuito de observar ganhos de potência, torque, melhoria na lavagem do colindro, melhoria na eficiência de carregamento da mistura e potência consumida no sobrealimentador.

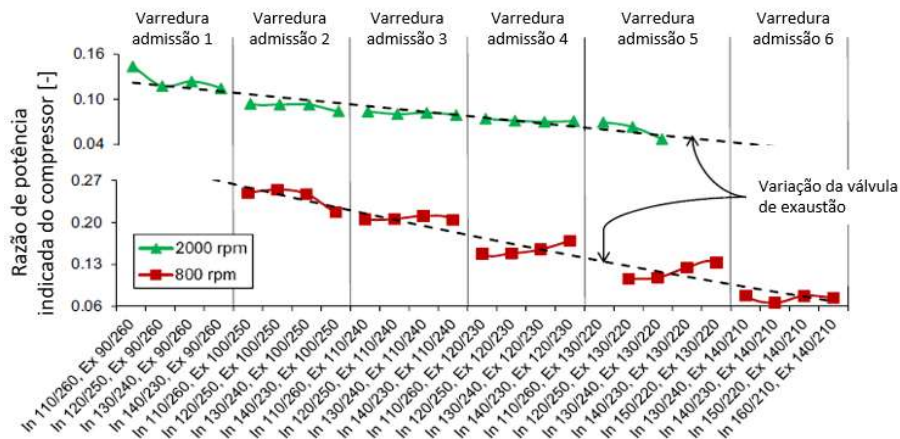
Figura 63 - Torque específico em função de aberturas de válvulas.



Fonte: Adaptado de Dalla Nora (2016).

Para o torque específico, a melhor configuração de válvulas a 2000 rpm é: IVO = 130°, IVC = 240°, EVO = 110° e EVC = 240°.

Figura 64 - Potência líquida específica em função de aberturas de válvulas.

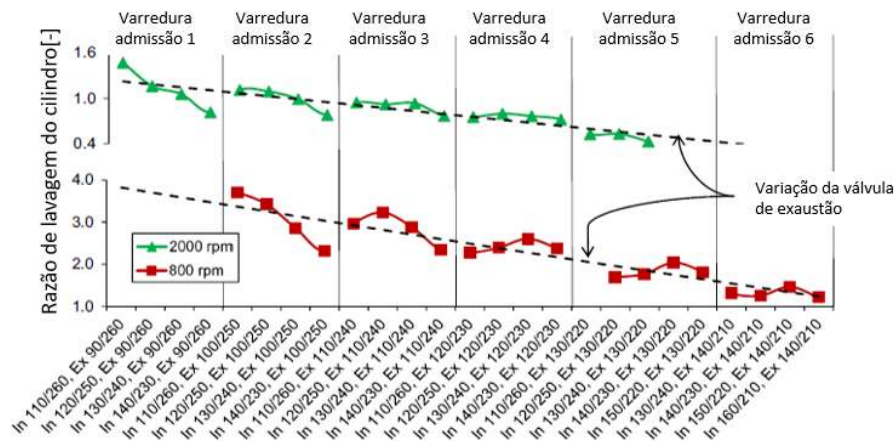


Fonte: Adaptado de Dalla Nora (2016).

Para a potência líquida específica, a melhor configuração de válvulas, a 2000 rpm, é: IVO = 130°, IVC = 240°, EVO = 110° e EVC = 240°.

Este dado é interessante para o estudo do motor aqui proposto pois já fornece parâmetros de abertura e fechamento de válvula onde se obtém ganhos em torque e potência a uma determinada rotação, no caso, 2000 rpm que significará aproximadamente 71% de potência máxima, algo bem próximo a rotação de cruzeiro, onde se deseja torque máximo, uma vez que a configuração de uma hélice montada neste motor irá apresentar o passo para a maior velocidade possível nesta faixa de rotação.

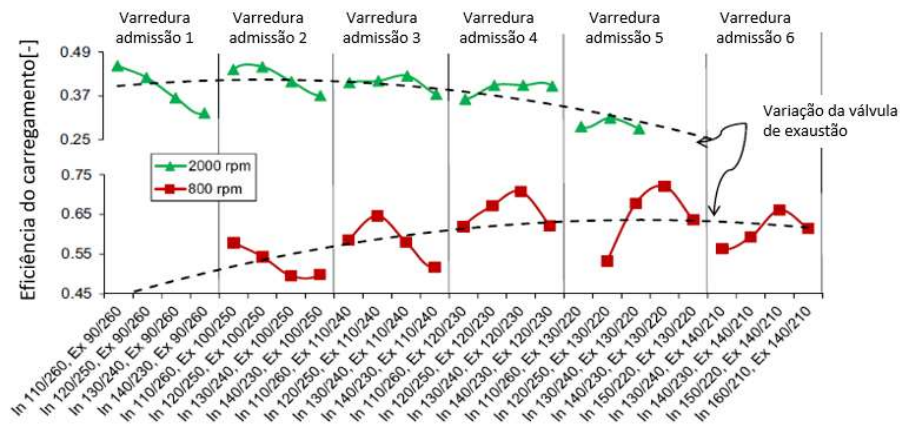
Figura 65 - Taxa de lavagem do cilindro.



Fonte: Adaptado de Dalla Nora (2016)

Para a taxa de lavagem do cilindro, a melhor configuração apresentada, na rotação a 2000 rpm, é: IVO = 110°, IVC = 260°, EVO = 90° e EVC = 260°. Algo que já é de se esperar pois as válvulas abrem mais cedo e fecham mais tarde, efetuando melhor a lavagem do cilindro.

Figura 66 - Eficiência da carga.

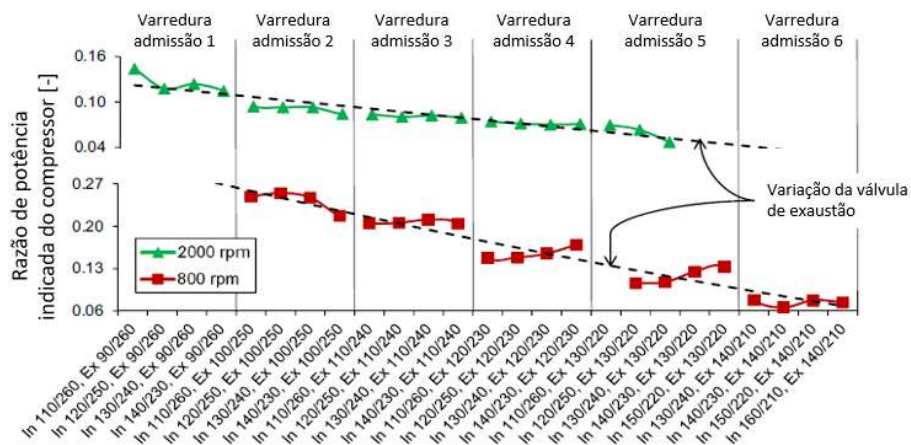


Fonte: Adaptado de Dalla Nora (2016).

Com relação à eficiência da carga, a melhor configuração apresentada, para rotação a 2000 rpm, é: IVO = 110°, IVC = 260°, EVO = 90° e EVC = 260°, assim como a lavagem do cilindro.

Outro dado interessante avaliado por Dalla Nora é relação de potência consumida no sobrealimentador em função da abertura e tempo de válvulas. Quanto menor a potência consumida no sobrealimentador maior a potência líquida será entregue pelo motor.

Figura 67 - Razão entre potência consumida pelo sobrealimentador e potência gerada no motor.



Fonte: Adaptado de Dalla Nora (2016).

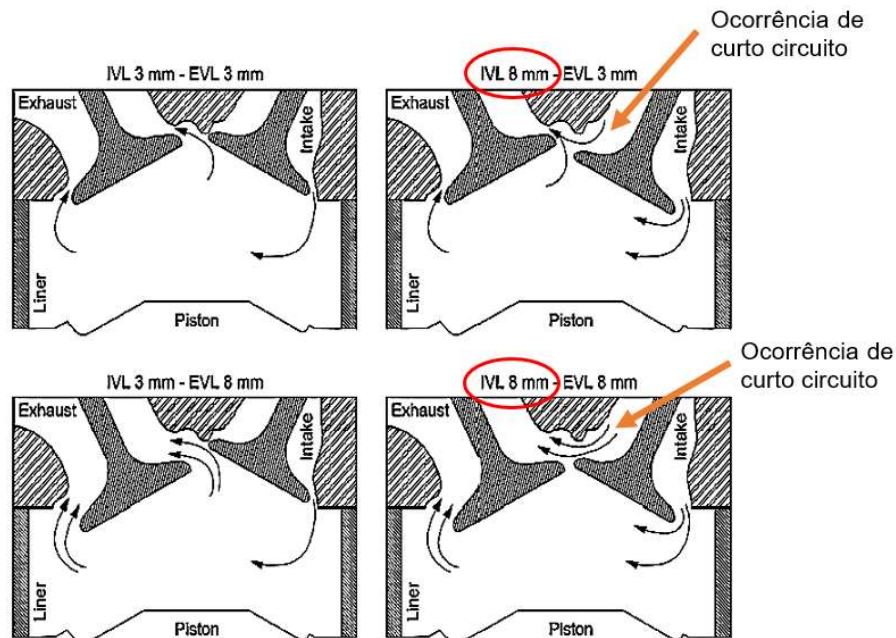
Para este dado, a melhor configuração apresentada, para rotação a 2000 rpm, é: IVO = 130°, IVC = 240°, EVO = 130° e EVC = 220°, com uma potência consumida em torno de 5% da potência gerada.

Importante salientar que há diferenças geométricas e funcionais significativas do motor testado por Dalla Nora e do motor que está sendo proposto nesta tese, porém, estes dados servem de balizador para configuração de abertura e fechamento de válvulas, direcionando para o início das avaliações.

A Figura 68 mostra as combinações de abertura de válvulas de admissão e escape realizadas para avaliação, onde IVL é *intake valve lift* (abertura válvula de admissão) e EVL é *exhaust valve lift* (abertura da válvula de escape). Foram utilizadas combinações de abertura de válvula com 3 e com 8 mm, tanto de admissão quando escape. Verifica-se na válvula de admissão com 8 mm de abertura o curto circuito ocorrendo, passagem direta de ar de admissão para a válvula de escape. Já no caso em que a admissão abre 3 mm esse fenômeno é minimizado ou não ocorre.

Dalla Nora et. al. (2016) conclui que para rotações baixas o tempo de abertura de válvulas beneficiam o funcionamento do motor, porém, em alta rotação um tempo maior para ocorrer a troca gasosa é necessário. O que é de se esperar é que a longa duração de abertura de válvulas reduz a potência específica e aumenta o trabalho do compressor, causando alto curto circuito.

Figura 68 - Esquema de abertura de válvulas de admissão e escape.



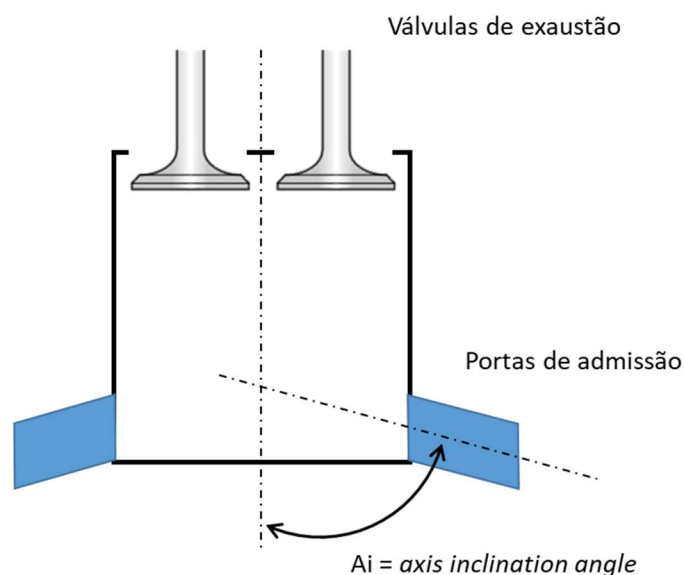
Fonte: Adaptado de Dalla Nora et all (2016)

Outra conclusão é que uma abertura de válvula de admissão pequena resulta em ganhos pequenos em função da abertura de válvula de admissão com valores um pouco maiores. Eficiência de retenção do carga e relação de potência no compressor pela potência gerada são fortemente melhoradas pela abertura de válvulas com menor duração.

Conforme Ma (2014), o conceito de dois tempos, sobrealimentado e *uniflow* pode ser uma alternativa para motores automotivos, uma vez que a densidade de potência, por ser dois tempor é maior e a diminuição do motor (*downsizing*) representa ganhos em termos de consumo de combustível e menos emissões de gases poluentes.

A configuração do motor proposto por Ma, denominado BUSDIG – *Boosted Uniflow Scavenged Direct Injection Gasoline* apresenta um cilindro com lavagem tipo uniflow, ou seja, portas de admissão próximas ao ponto morto inferior, injeção direta e válvulas de escapamento, operando com gasolina. Ma (2014) estudou o BUSDIG com simulação computacional 1D, 2D e 3D, também, experimentalmente apresentou dados de combustão e formação de mistura através de um motor ótico e método de aquisição de imagem via PIV.

Figura 69 - Ângulo de inclinação da porta – A_i .



Fonte: adaptado de Ma (2014).

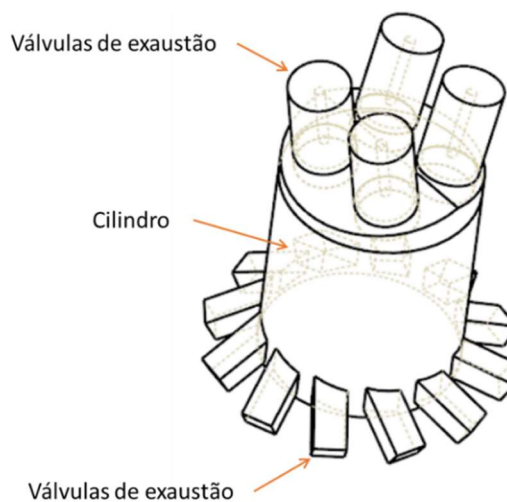
A inclinação das portas de admissão, em relação ao eixo longitudinal do pistão, foi estudada e apresenta muita influência com relação a *Delivery Ratio* (DR), *Trapping Efficiency* (TE), *Scavenging Efficiency* (SE) e *Charging Efficiency* (CE). A Figura 69 apresenta esquematicamente o ângulo de inclinação de porta, conforme denominado por Ma (2014) como $A_i = \text{axis inclination angle}$.

A configuração de 60° de A_i foi a que apresentou um melhor comportamento destas características avaliadas, uma vez que a CE apresenta o maior impacto na potência de saída do motor.

Para uma melhor lavagem do cilindro o ângulo de swirl de 20° foi adotado, pois com diferentes valores, para mais ou para menos, TE e SE diminuem gradativamente conforme varia-se este ângulo.

Referente à relação diâmetro x curso, a relação escolhida foi de 1,13 em função de pacote do motor, uma vez que o foco é um motor para veículo de passageiros. Tem-se como dimensionamento um diâmetro do pistão de 76 mm e um curso de 67 mm, com um volume aproximado do cilindro em 0,3 L.

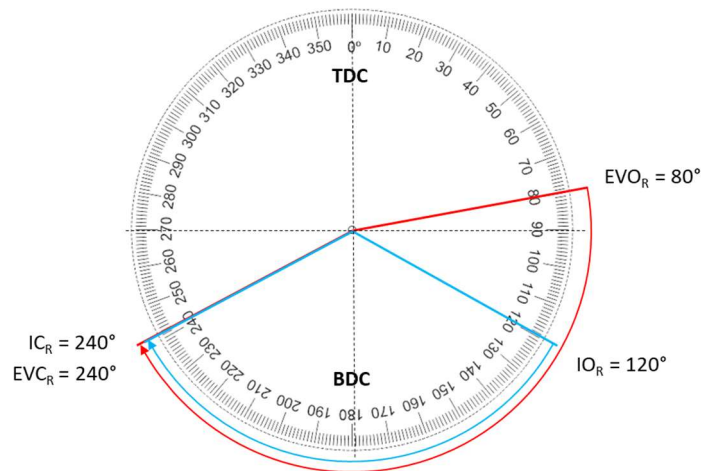
Figura 70 - modelo 3D do BUSDIG para avaliação de CFD



Fonte: adaptado de Ma (2014)

A atuação das válvulas de exaustão e portas foi definida para uma máxima performance do motor, sendo fixado $IO = 120^\circ$ ATDC, $IC = 240^\circ$ ATDC, $EVO = 80^\circ$ ATDC e $EVC = 240^\circ$ ATDC. A Figura 71 apresenta o diagrama de abertura e fechamento de portas e válvulas para uma melhor visualização.

Figura 71 - Diagrama de abertura e fechamento de postas e válvulas - BUSDIG.



Fonte: Adaptado de Ma (2014)

Segundo o autor, existe a possibilidade deste motor operar em um veículo, automovel, pela sua performance, sendo equivalente a um motor de quatro tempo de 1.6 litros normalmente aspirado. O motor apresentaria uma redução de consumo de combustível de até 23,6% em relação a motores de 4 tempos automotivos similares em potência, conforme sua configuração. Por outro lado, não foi avaliada a questão de emissões de gases poluentes, sabidamente um problema sério a ser resolvido nos motores de dois tempos.

Por fim, a revisão de literatura sobre motores apresenta um comparativo das vantagens e desvantagens entre motores de 2 e 4 tempos.

Conforme Manning (2012) motores 2 tempos e 4 tempos apresentam suas vantagens e desvantagens, como todo sistema técnico possui, quando comparado a outro que desempenha o mesmo trabalho, porém, com características diferentes em seu funcionamento e arquitetura. As principais diferenças estão descritas no Quadro 11.

Quadro 11 - Motores 4 tempos e 2 tempos – Vantagens e desvantagens

Motores 4 tempos	Motores 2 tempos
Vantagens	Vantagens
Boa eficiência volumétrica em toda a faixa de velocidades	Projeto simples e sem muitas peças móveis, geralmente não apresentam mecanismo com válvulas
Consumo de combustível menor	Fabricação com baixo custo
Bom potencial de redução de emissões	Alta densidade de potência
Válvulas de admissão e exaustão permitem boa troca gasosa no ciclo	Baixa variabilidade cíclica devido ao ciclo de trabalho a cada revolução
Rotação estável em marcha lenta	
Desvantagens	Desvantagens
Densidade de potência mais baixa devido ao ciclo de trabalho a cada duas revoluções	Consumo de combustível mais elevado devido a problemas de lavagem do cilindro
	Altas emissões de hidrocarbonetos devido a problemas de lavagem do cilindro
Variabilidade cíclica alta com poucos cilindros	Alta carga térmica, não há ciclo exclusivo de troca gasosa
Controle de válvulas complexo e com alto valor financeiro agregado	Marcha lenta pobre devido a problemas de lavagem o cilindro
Eficiência mecânica reduzida em função da quantidade maior de ciclos e componentes mecânicos	Óleo lubrificante queima junto com o combustível
	Desgaste e problemas de durabilidade devido ao movimento do pistão sobre as portas de entrada e saída de gases.

Fonte: Manning (2012)

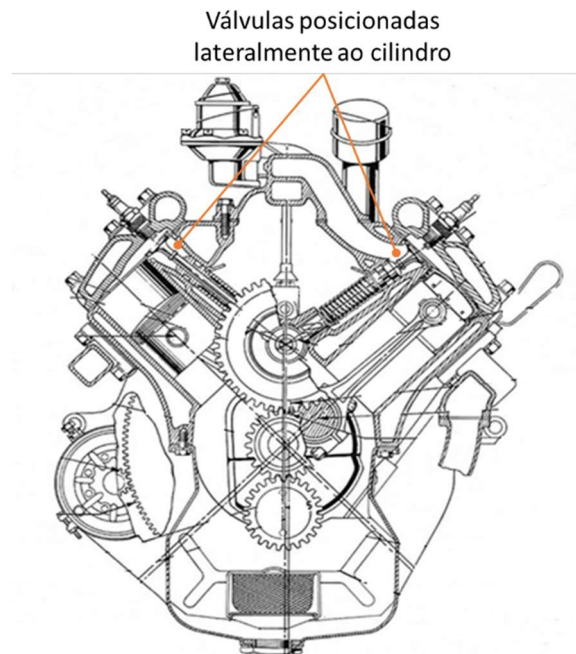
2.4.1.5. Motores Flathead

Basicamente o motor *flathead*, originalmente um motor com 4 tempos convencional, porém as válvulas são posicionadas no cilindro, ao invés de no cabeçote. Um exemplar desse sistema foi projetado e construído por Carl Schmaltz, Ray Lard e Mil Zoerlin para equipar carros da marca Ford, em 1932. Este motor, apesar de ser um V8, nasceu com aproximadamente 67 kW (90 HP), Motorhood (2020).

Em 1952, após várias melhorias em carburação, materiais e na razão de compressão, o motor passou a ter potência aproximada de 93 kW (125 HP) e equipava os veículos Ford Mercury e tinha um deslocamento volumétrico de 4,2 litros. A Figura 72 mostra um corte transversal do motor Ford flathead de 1934, onde pode ser visualizado o que foi exposto anteriormente sobre a posição das válvulas de admissão e escape posicionadas logo ao lado do cilindro (válvulas circuladas). Nesta configuração verifica-se apenas as velas de ignição e as galerias do líquido de

arrefecimento acima do cabeçote do motor, confirmando um menor pacote (em inglês *packaging*) do motor.

Figura 72 - Motor Ford V8 flathead de 1934.



Fonte: Adaptado de The Motorhood (2020).

Posteriormente, inúmeros outros motores foram produzidos com sistema *flathead*, o que reduz significativamente as dimensões do motor, pois o comando de válvulas e sistema de acionamento destas são dentro do bloco do motor. Outro ponto importante de ser salientado é a inexistência de balancins para acionamento das válvulas.

O motor aeronáutico da D-Motor, fabricado na Bélgica, apresenta esse sistema. São produzidos dois modelos de motor, o LF-26 com 4 cilindros e potência de 92HP e o modelo LF-39 com seis cilindros e 125 HP, ambos com 4 tempos. Os motores contam com sistema eletrônico de gerenciamento de injeção e ignição, uma das vantagens do sistema proposto pela D-motor é a ausência de linha de retorno de combustível para o reservatório de armazenamento, simplificando o sistema. Ambos os modelos são com hélice de acoplamento direto ao eixo, funcionam com AvGas e MoGas e tem sistema de arrefecimento líquido do cabeçote e cilindros, D-motor (2021).

O Quadro 12 apresenta dados técnico dos dois modelos apresentados pela D-motor e seus respectivos preços em dólar americano.

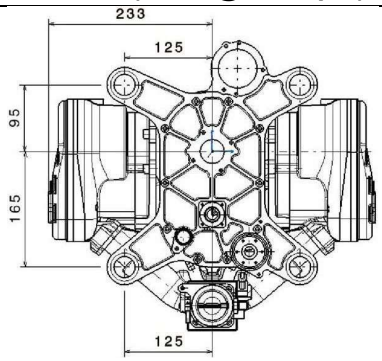
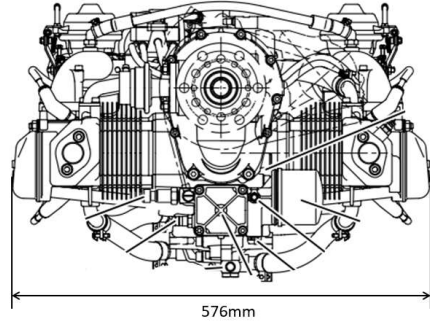
Quadro 12 - Dados técnicos dos motores da D-motor.

Modelo	Diâmetro [mm]	Curso [mm]	Razão compressão	Volume [cm ³]	Potência [hp]	Alimentação de Ar	Rotação máx [rpm]	Peso [kg]	Preço [USD]
LF26	103,5	80,0	8,0 :1	2.690,0	92	Aspirado	3000	62,1	\$17.640,00
LF-39	102,4	79,0		3.900,0	125			83,5	\$30.429,00

Fonte: Adaptado de D-motor (2021).

O Quadro 13 compara o motor *flathead* da D-motor modelo LF-26 com o Rotax modelo 912 ULS, com 92 HP e 100 HP de potência respectivamente.

Quadro 13 - Comparativo dos motores D-Motor e Rotax 912 ULS.

D-Motor LF-26 (92HP @ 3000rpm)	BRP Rotax 912 ULS (100HP @ 5800rpm)
	
Largura: 466mm (sem as velas)	Largura: 576mm (sem as velas)
Fonte: https://d-motor.eu/lf26evo2	Fonte: Rotax 912 series installation manual, (2021)

Nota-se uma diferença de 110 mm de largura menor no motor D-Motor sistema *flathead*. Isso é muito significativo quando se tem o projeto de uma aeronave e se avalia o pacote do grupo motopropulsor

2.5. COMBUSTÍVEIS PARA AERONAVES

Utilizam-se, basicamente, cinco tipos de combustíveis para motores aeronáuticos a pistão em aviação experimental, estes são distintos em termos de fonte de obtenção e também de características de combustão: o diesel, o querosene de aviação, denominado Jet A1 ou QAV, o etanol hidratado, a gasolina automotiva, denominada MoGas e a gasolina de aviação, também denominada AvGas ou GAV.

Quando se fala em gasolina automotiva, esta ainda pode ser subdividida em três diferentes produtos, no Brasil, por exemplo tem-se: gasolina comum, gasolina aditivada e gasolina premium. Todas estas possuem etanol na sua formulação, o que pode ser impeditivo para utilização em aeronaves caso seja feita uma simples conversão para esse uso.

Muitos sistemas de aeronaves utilizam reservatórios e tubulação metálicos, em alumínio, o que pode ser muito perigoso quando se armazena ou utiliza combustível com etanol, já que pode ocorrer corrosão do material em contato com o etanol. Segundo Ambrozin *et al.*(2009), alguns componentes presentes no etanol, como cloretos, acetatos, água, etc provocam a corrosão metálica, onde o alumínio é o mais susceptível a esse tipo de corrosão.

Alguns fabricantes de motores permitem a utilização de combustíveis com etanol até uma faixa de 5% em proporção na sua mistura, como por exemplo a BRP-Rotax. Conforme o manual de operação do motor Rotax 912 ULS (100 HP@5800 rpm), o combustível automotivo recomendado para uso deve estar em acordo com a norma europeia EN 228, a qual permite até 10% em volume de etanol presente na gasolina. Outros fabricantes como UL Power, D-Motor e Superior permitem o uso de gasolina automotiva, porém, com restrição a quantidade de etanol presente.

No caso do Lycoming, não permitem a utilização de gasolina automotiva, apenas GAV com 100 octanas (100 e 100 LL, *low lead*, ou seja, baixo teor de chumbo tetra-etila). Sobre a octanagem de combustíveis, importante definir número RON e MON, onde o número MON significa que a octanagem de um combustível foi determinada a partir de um ensaio real em motor de automóvel num circuito padrão pré-estabelecido, através do método CFR Motor, sendo denominado *Motor Octane Number*. O número RON é determinado a partir de um motor em laboratório, por esse motivo denominado *Research Octane Number* (RON), segundo Santos (2018). Ambos valores são adotados atualmente para pesquisas em motores e combustíveis, cada um para um determinado tipo de pesquisa e estudo. A determinação destes valores segue procedimentos estabelecidos conforme as normas ASTM D2699 e D-2700 (SANTOS, 2018).

A gasolina de aviação (GAV ou AvGas) é identificada por sua octanagem, que designa o valor antidetonante ou resistência à detonação da mistura de combustível

quando da combustão. Conforme Flight Literacy (2021), diferentes graus de AvGas estão disponíveis no mercado em função do tipo de motor a ser abastecido. Deve-se ter cuidado para garantir que o grau correto esteja sendo usado para o tipo específico de motor. A gasolina automotiva não deve ser usada em motores aeronáuticos sem que este tenha sido adaptado ou autorizado para tal uso pelo fabricante ou órgão regulador. Atualmente a AvGas é identificada pela octanagem e número de desempenho, junto com a abreviatura AVGAS. A classificação fica assim definida: AVGAS 80, 100 e 100 LL.

Quadro 14 apresenta dados técnicos de combustíveis utilizados no Brasil, onde o número de octanagem é apresentado segundo o método RON, estes dados estão conforme divulgado pela Agência Nacional do Petróleo - ANP que é o órgão regulador para combustíveis e correlatos no Brasil. A gasolina de aviação (GAV ou AvGas) é identificada por sua octanagem, que designa o valor antidetonante ou resistência à detonação da mistura de combustível quando da combustão. Conforme Flight Literacy (2021), diferentes graus de AvGas estão disponíveis no mercado em função do tipo de motor a ser abastecido. Deve-se ter cuidado para garantir que o grau correto esteja sendo usado para o tipo específico de motor. A gasolina automotiva não deve ser usada em motores aeronáuticos sem que este tenha sido adaptado ou autorizado para tal uso pelo fabricante ou órgão regulador. Atualmente a AvGas é identificada pela octanagem e número de desempenho, junto com a abreviatura AVGAS. A classificação fica assim definida: AVGAS 80, 100 e 100 LL.

Quadro 14 - Dados técnicos de combustíveis

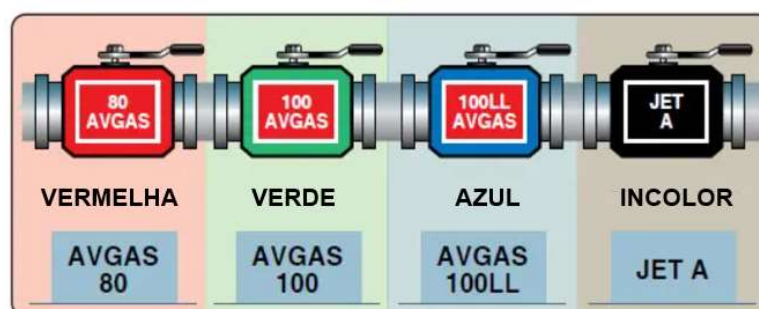
Combustível	Denominação	Origem	Poder calorífico [kcal/kg]	Octanagem (RON)
Diesel S-10	Diesel S-10	Mineral	10.100	-
Querosene de aviação	QAV, Jet-A, Jet-A 1	Mineral	10.400	-
Etanol	Etanol	Vegetal	6.300	110*
Gasolina automotiva	Mogas	Mineral	A: 10.400	85
			C: 9.400	90
			P: 10.400	95
Gasolina de aviação	AvGas	Mineral	10.600	100

* Octanagem equivalente, A = Gas. Aditivada, C = Gas. Comum, P = Gas Premium.

Fonte: Adaptado de ANP (2021).

O combustível de motores a jato (turbinas) é basicamente querosene e definido como Jet-A. A identificação visual do tipo de combustível é fundamental para evitar a troca, visto que o funcionamento é crítico e questão de segurança com vidas humanas, para tal visualização é inserido corantes no combustível e apresentado como a Figura 73 apresenta.

Figura 73 - Identificação dos combustíveis aeronáuticos AvGas e Jet-A



Fonte: Adaptado de Flight Literacy (2021).

No Brasil apenas a AvGas 100 LL é disponibilizada em aeroportos. As demais não são produzidas ou importadas. ANP (2021).

O motor proposto poderá ser desenvolvido especificamente para operar com qualquer um dos combustíveis apresentados. Porém, considera-se o etanol como uma possibilidade, pela questão ambiental, por ser um combustível limpo e sustentável.

O etanol possui uma propriedade interessante para o funcionamento em motores que é a alta tolerância a água, segundo Silveira (2004) testes realizados em motores mostraram que misturas de etanol com até 18% de água foram capazes de manter tais motores em funcionamento estável. A octanagem relativa⁹ do etanol é superior à da AvGas, conforme relata Watherhouse (2010), o que é vantajoso para uso aeronáutico pois a razão de compressão de motores operando com este combustível é maior que motores a gasolina ou mesmo AvGas, o que traz diretamente um aumento de eficiência

Um ponto importante contra o uso do etanol como combustível aeronáutico é a atual falta de abastecimento desde tipo de combustível em aeroportos, por não se

⁹ Octanagem relativa do etanol é o termo utilizado para comparar com a octanagem da gasolina ou mesmo AvGas. O etanol não possui componentes do tipo iso-octanos, que dão a propriedade de aumento de resistência a detonação para o caso das gasolinas, então, não se pode utilizar o termo “octanagem” para etanol.

tratar ainda de um combustível oficialmente utilizado para aviação, sendo apenas para alguns poucos exemplares na aviação experimental. A aviação agrícola, que tem a utilização relativamente grande e crescente, conforme Hausen, 2011, possui abastecimento nas próprias bases de operação que, normalmente não são em aeroportos públicos.

A revisão bibliográfica abordou assuntos relativos a motores aeronáuticos: fornecedores, modelos, especificações técnicas e características em geral, o estado da arte em termos de combustão, câmaras de combustão e sistemas de injeção utilizados em motores de dois tempos visando maior eficiência: menor consumo, mais potência e redução de emissões.

Sobre combustíveis, há uma boa oportunidade para a inserção do etanol como combustível alternativo e limpo, uma vez que o Brasil possui tecnologia de produção e distribuição em todo o território nacional.

3 MÉTODOS E MATERIAIS

Este capítulo está dividido em três partes principais: Metodologia e Materiais para o Projeto, Metodologia e Materiais para a Fabricação e Metodologia e Materiais para os Experimentos. Desta maneira, abrange-se todo o processo de desenvolvimento, desde a concepção até os experimentos, abordando cada metodologia utilizada e os materiais necessários em cada etapa.

3.1. MÉTODOS E MATERIAIS PARA O PROJETO

A metodologia utilizada no projeto do motor está baseada em Romano (2003) e Manning (2012), utilizando-se de adaptações ao produto proposto e às condições deste estudo. Os materiais necessários ao projeto do motor basearam-se na bibliografia relacionada ao tema, desde literatura básica de motores e publicações a respeito deste assunto. Para o modelamento tridimensional foi utilizado o Solid Works® 2020 em versão educacional disponível na UFSM, para simulação 1D, não preditiva do tipo Wiebe, o software foi utilizado o GTPower 2023® e para as simulações 3D - CFD foi utilizado o software Converge®, disponível no Laboratório de Motores da UFSM.

Os cálculos do básicos para o projeto do motor estão baseados em Blair (1996), Heywood (2018) e Kolchin e Demidov (1984).

As equações para cálculos básico do projeto do motor e seu desempenho são conforme Heywood (2018):

$$P = 2 \cdot \pi \cdot N \cdot T \cdot 10^{-3} \quad (2)$$

Onde: P é a potência em kW, N é a rotação do motor em rps e T o torque em N.m.

$$mep = \frac{P \cdot n_R \cdot 10^3}{V_d N} \quad (3)$$

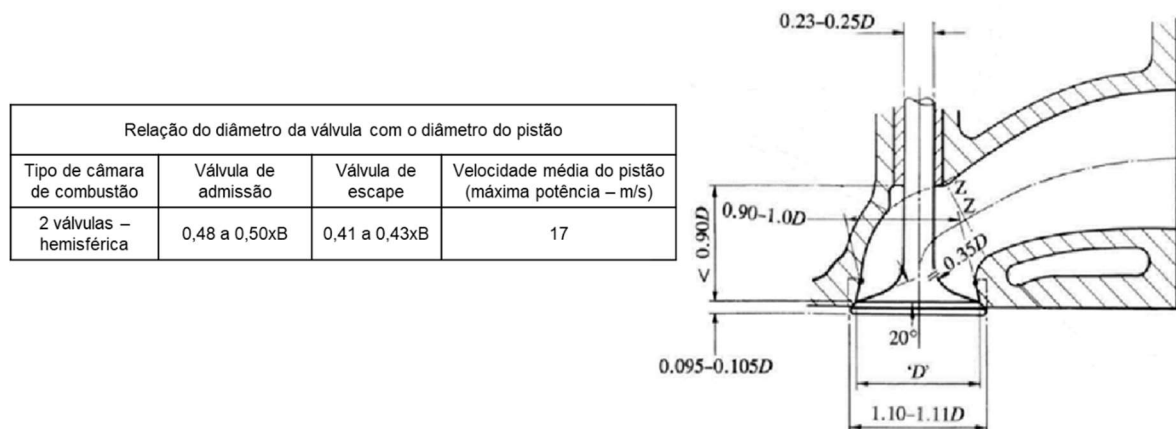
Onde: mep é a pressão média efetiva do cilindro em kPa, n_R é o número de revoluções do virabrequim para cada ciclo de combustão, V_d é o volume deslocado pelo motor em dm³.

$$sfc = \frac{m_f \left(\frac{g}{h}\right)}{P(kW)} \quad (4)$$

Onde: *sfc* é o consumo específico de combustível em g/(kW.h), *m_f* é a massa de combustível em g/h. O SFC foi adotado para início das avaliações é conforme Rotax Engine Operators Manual e o valor é de 425 g/kW.h quando opera com gasolina automotiva sem chumbo e sem adição de etanol, em condição de máxima potência, sendo então possível o cálculo da massa de combustível consumida por ciclo. De posse da massa de combustível e da razão estequiométrica ar-combustível, calcula-se a massa de ar.

O cálculo do diâmetro da válvula de exaustão é feito utilizando-se uma relação com o diâmetro do pistão (D), conforme Figura 74.

Figura 74 - Relações geométricas para cálculo da válvula de exaustão

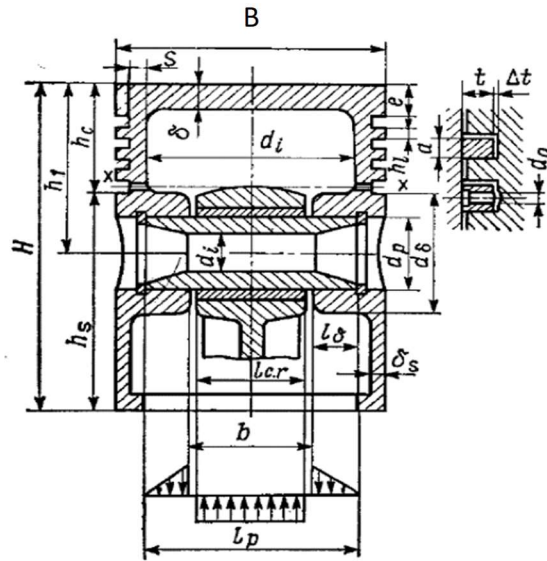


Fonte: Adaptado de Heywood (2018)

O dimensionamento do pistão e biela do motor são conforme Kolchin e Demidov (1984), que tem como base para as dimensões dos componentes o diâmetro do pistão (B), Figura 75.

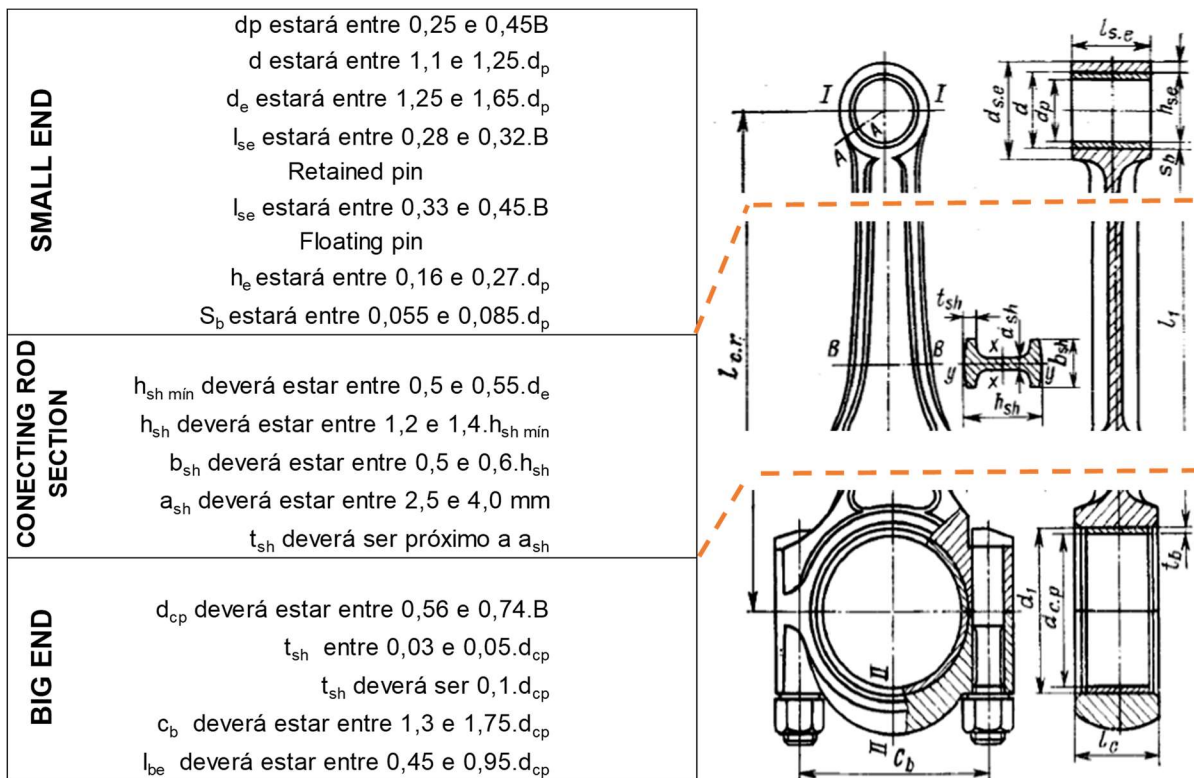
Figura 75 - Relações geométricas para cálculo do pistão

- Diâmetro ($B = \text{bore}$)
- L_{total} estará entre 0,6 e 0,9.B
- L_{skirt} estará entre 0,35 e 0,6.B
- L_{comp} estará entre 0,35 e 0,7.B
- $L_{\text{top land}}$ estará entre 0,06 e 0,12.B
- b_2 estará entre 0,04 e 0,05.B
- L_{pin} aproximadamente 0,85
- D_{pin} estará entre 0,22 e 0,3.B
- S estará entre 0,05 e 0,1.B
- δ estará entre 0,05 e 0,1.B
- δS estará entre 1,5 e 4,5mm



Fonte: Adaptado de Kolchin e Demidov (1984)

Figura 76 - relações para cálculo da biela

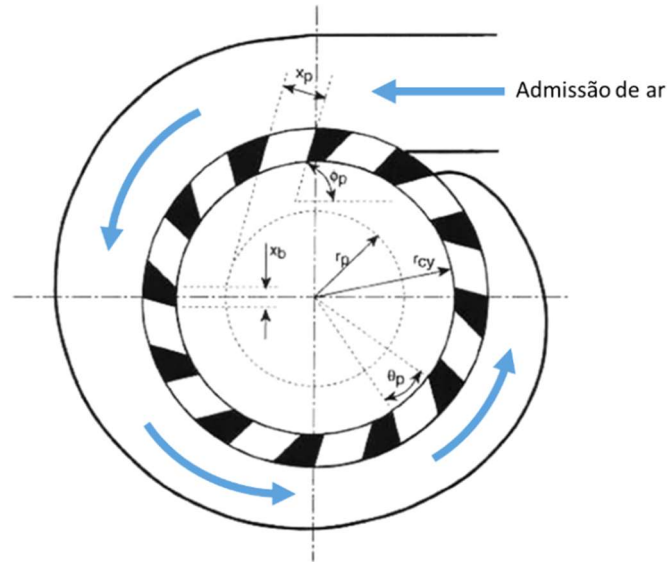


Fonte: Adaptado de Kolchin e Demidov (1984)

Blair (1996) apresenta de forma clara e direta uma metodologia para determinação das dimensões das portas e demais parâmetros do *uniflow*, baseado no diâmetro do pistão. Neste método de cálculo há uma medida adequada para a largura

da janela sem que ocorra prejuízo nos anéis do pistão, evitando danificar ou trancar os anéis na janela de admissão.

Figura 77 - Geometria do sistema de admissão de motor *uniflow*



Fonte: Adaptado de Blair (1996)

Onde:

x_b = largura da parede da porta, x_p = largura da porta, ϕ_p = ângulo de inclinação da porta, r_p = raio do círculo do *swirl*, r_{cy} = raio do cilindro e θ_p = ângulo de abertura da porta.

O valor de r_p segue um valor típico é apresentado pela Equação 5.

$$\frac{r_{cy}}{2} < r_p < \frac{r_{cy}}{1,25} \quad (5)$$

3.1.1. Metodologia usada para as simulações 1D

Com base em dados verificados na revisão bibliográfica e seguindo o processo de desenvolvimento de projeto, o motor proposto nesta tese foi modelado em software de simulação 1D de maneira a estudar o comportamento de um motor do tipo *flathead*, sobrealimentado, 2 tempos com sistema *uniflow*. O software utilizado é o GTPower® V. 2023, disponível no Laboratório de Motores da Universidade Federal de Santa

Maria. Para a elaboração do modelo computacional foram utilizados os dados obtidos nos cálculos efetuados com base nas equações estabelecidas na seção anterior: Metodologia e Materiais para o Projeto. O modelo computacional apresenta uma válvula de exaustão com 48 mm de diâmetro, equivalente a duas válvulas de 35 mm², configuração de injeção PFI, 14 portas de admissão de ar na base do cilindro (BDC) totalizando 1990 mm². O volume deslocado pelo motor é de 254 cm³ com uma razão de compressão efetiva de 8:1, Stroke 66,2 mm and bore 70 mm. O *supercharger* foi preparado para utilização com pressão máxima de 2 bar absoluta na rotação máxima e decrescendo conforme decresce a rotação. Esta configuração adotada é devido ao funcionamento de um motor aeronáutico, onde se obtém a máxima carga em rotação máxima por um período determinado de tempo (durante o procedimento de decolagem). Após isso, é estabelecida uma rotação de cruzeiro e tanto a rotação quanto a carga são diminuídas.

A simulação computacional 1D foi elaborada a partir da configuração arquitetônica do motor. A simulação foi sendo aprimorada assim como o modelo em software cad igualmente retroalimentado pelos resultados. O modelo de combustão adotado na simulação foi o de combustão não preditiva do tipo Wiebe, a fim de simplificar a avaliação inicialmente proposta, diminuindo tempo de processamento. Foi adotado o valor 2 para o expoente da função Wiebe.

$$WC = \left[\frac{D}{BEC^{\left(\frac{1}{E+1}\right)} - BSC^{\left(\frac{1}{E+1}\right)}} \right]^{-(E+1)} \quad (6)$$

$$SOC = AA - \frac{D \cdot BMC^{\left(\frac{1}{E+1}\right)}}{BEC^{\left(\frac{1}{E+1}\right)} - BSC^{\left(\frac{1}{E+1}\right)}} \quad (7)$$

$$Combustion(\theta) = CE \left[1 - e^{-(WC)(\theta - SOC)^{E+1}} \right] \quad (8)$$

Onde AA é o ângulo que sobre variação para alcançar o ponto de mínimo avanço para melhor torque (MBT); D é a duração da combustão de 10% até 90% de massa queimada (foi adotado como 18° CA); E é o expoente da função Wiebe (utilizado valor de 2.0); CE é a eficiência da combustão (usado o valor de 1.0); BMS, BMC e BME são as constante de queima dos pontos de início (Bs=0,1), meio (Bm=0,5) e fim (Be=0,9) da combustão com $BMi = -\ln(1 - Bi)$; SOC é o início da combustão

(momento da centelha que variou a fim de achar o MBT ou até limitação por detonação); WC é a constante de Wiebe calculada para cada caso de combustão; θ é o ângulo instantâneo do virabrequim.

Para calcular a eficiência de eixo (*brake efficiency* - BEFF) do motor, utiliza-se a equação 9:

$$BEFF = \frac{3600}{(BSFC \cdot PCI_{AvGas})} \quad (9)$$

Onde BEFF é a eficiência de eixo, dada em %, BSFC é o consumo de combustível específico conforme a carga medida no eixo para uma dada velocidade e carga do motor, expresso em g/kWh e LHV é o poder calorífico inferior do combustível (*Lower Heating Value* - LHV), que neste caso é a Gasolina de Aviação Brasileira, com o valor de 43,5 MJ/kg, conforme (PETROBRAS, 2019).

A pressão de admissão (MAP, do inglês *manifold air pressure*) foi gerada por um modelo de compressor simples adicionado à admissão com a potência de acionamento deduzida do virabrequim do motor. Conseqüentemente, este já forneceu dados de potência e torque líquidos.

A pressão de admissão que foi adotada está apresentada no Quadro 15.

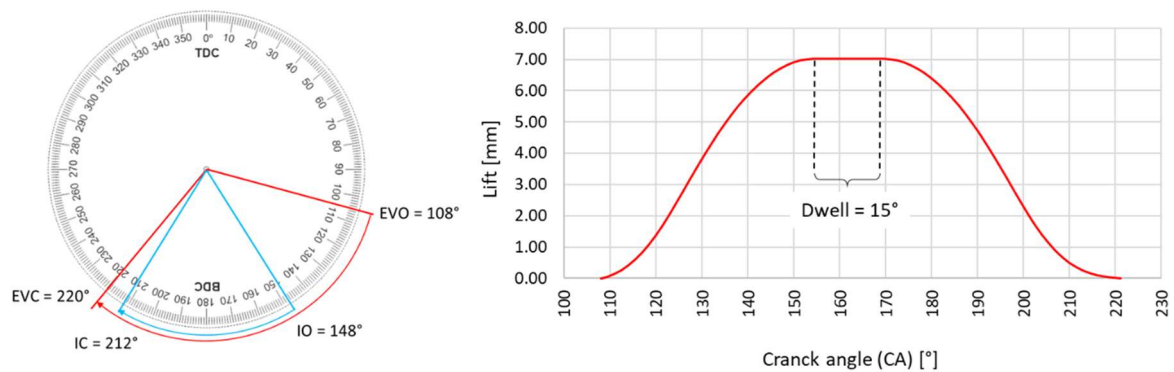
Quadro 15 - MAP versus rotação para o modelo 1D simulado

Casos da simulação	Caso 01	Caso 02	Caso 03	Caso 04	Caso 05	Caso 07	Caso 08
Velocidade do motor [rpm]	1200	1500	1800	2100	2400	2700	3000
MAP [bar]	1.17	1.25	1.40	1.51	1.60	1.85	2.00

Fonte: o autor

A configuração das portas de admissão e válvulas de exaustão foi ajustado para uma melhor condição de operação (máximo torque), escolhida entre 2400 e 2700 rpm que é a rotação de cruzeiro indicada para o motor. Um perfil de came com *dwell* foi adotado de maneira a obter uma melhor lavagem do cilindro, mantendo mais tempo a válvula aberta, visto que com um perfil de mesmo levante de válvulas sem o *dwell* a eficiência de lavagem apresentou resultados não satisfatórios. A melhor configuração encontrada foi com *dwell* de 15°. A Figura 78 apresenta o momento de abertura e fechamento de portas e válvulas e o perfil de came adotado.

Figura 78 - Diagrama de abertura e fechamento de portas e válvulas



Fonte: o autor

Onde: EVO = *Exhaust Valve Open*, IO = *Intake Open (port)*, IC = *Intake Close (port)*, EVC = *Exhaust Valve Close*.

O projeto das molas das válvulas de exaustão tem como base a análise cinemática e a análise quase-dinâmica (QDA) realizada com base em simulações na plataforma VT-Design® do pacote GT-Suite. O software realiza, através do método multi-polinomial, a determinação do projeto do perfil de cames por meio da determinação dos coeficientes dos polinômios a partir das restrições impostas pelo usuário.

O desenho do perfil de came parte do requisito de levante e de duração de abertura. Com essas duas informações de entrada é gerada uma curva inicial padronizada a qual é usada como base para otimização através da minimização da aceleração negativa, atendimento do requisito de duração de aceleração positiva e rampa para compensação de folga. Após essa etapa é realizada a análise cinemática seguida da QDA para avaliação das cargas de contato e estimativa do desconexão de componentes, isto é, perda de contato entre came e tucho. No que se remete a cargas permissíveis entre a came e o tucho, são recomendadas cargas entre 700 e 860 Mpa, conforme Hoag e Dondlinger (2016), podendo ser aumentadas até 1240 MPa caso a cinemática seja projetada para realizar um efeito rotacional para melhorar a lubrificação, segundo Wang (2007). O efeito inercial do sistema de acionamento de válvulas é o fator de maior influência nas deformações quase-estáticas durante a operação do motor, principalmente em altas velocidades de rotação. O período de aceleração positiva (A_p) é o maior contribuinte para força inercial no instante de

fechamento das válvulas. Para garantir operação adequada, o período de aceleração positiva deve conter um valor próximo do estimado pela relação:

$$A_p = \frac{N \cdot \lambda \cdot 180}{f} \quad (10)$$

Onde N é a velocidade de rotação crítica do motor em rps, f a frequência natural do sistema de acionamento de válvulas em Hz e λ o coeficiente de resposta dinâmica do sistema de atuação de válvulas, que corresponde aos ciclos durante o período de aceleração positiva. Dados experimentais típicos indicam que as frequências naturais de sistemas de atuação de válvula direta ficam entre 1000 e 1700 Hz. Ainda, na literatura, também são observados valores de 6 até 19 $\mu\text{m}/\text{grau}$ para as rampas de aceleração para motores de veículos leves de ignição por centelha, conforme afirma Wang (2007).

A razão ar/combustível desejada para o motor é a razão estequiométrica ($\text{Lamda} = 1,0$). No modelo 1D foi implementado o modelo de *knock* que avança ou retarda o momento da ignição para evitar a detonação.

O modelo de detonação (*knock*) adotado foi o proposto por Douaud e Eyzat (2011), e é baseado no cálculo da integral do tempo de indução. O tempo de indução é calculado levando em consideração o número de octanas do combustível AKI ($\text{AKI} = (\text{MON} + \text{RON})/2$), as frações de combustível, oxigênio e diluentes, a energia de ativação do combustível em um estado de referência e a temperatura instantânea a cada passo de tempo durante a combustão. Quando a integral do tempo de indução alcança o valor de 1,0, toda fração mássica de combustível restante nos gases ainda não queimados é liberada a volume constante, a fim de simular a detonação do combustível. Um monitor foi adicionado de maneira a visualizar o *knock index* (valores maiores que 1,0 indicam a presença de *knock*) em tempo real na simulação, possibilitando a correção do ponto de CA-50 para evitar a *knock*.

Um plenum também foi avaliado e incorporado ao modelo com para estabilizar o escoamento na admissão. Através de uma otimização efetuada no próprio software se chegou a um volume de 3,1 litros e os comprimentos dos dutos de entrada e saída neste plenum também foram otimizados.

A razão de compressão efetiva foi, inicialmente, admitida como 9:1 e corrigida através de uma simulação preliminar efetuada em CFD 3D, onde foi verificada que é

na realidade 7,9:1 (no modelo digital). Tempo de injeção, duração da injeção, tempo de ignição, etc, foram atribuídos valores iniciais e corrigidos conforme a necessidade e o direcionamento para a faixa de operação desejada.

Paralelamente à simulação, dados do motor Rotax 582 UL, motor utilizado como uma das referências, foram obtidos através dos manuais de instalação e operação, Rotax Aircraft Engines (1999), com os quais efetuou-se comparação em termos de torque, potência e eficiência.

A razão de equivalência ar/combustível (λ) que o Rotax 582 UL opera não é conhecida mas pode ser estimada em torno de 0,8 ou até mesmo menor, baseado em dados práticos onde verifica-se uma mistura rica.

Após a realização dos ensaios experimentais e os dados coletados, a análise de três pressões, denominado TPA – *Three Pressure Analysis*, foi efetuada como forma de aproximar o modelo 1D do modelo real testado. O TPA é um método que se baseia na medição de três pressões obtidas do motor: pressão da porta de admissão, pressão da porta de exaustão e pressão do cilindro.

Os itens necessários para construção do modelo são:

- Pressão da porta de admissão;
- Pressão da porta de exaustão;
- Pressão do cilindro;
- Dados de injeção do combustível;
- Momento da ignição;
- Dados geométricos do cilindro, portas e válvulas.

O procedimento da simulação é como segue: no primeiro ciclo nenhuma análise de pressão é feita e uma taxa de queima aproximada é utilizada, a partir do segundo ciclo, a cada início de ciclo é calculada a taxa de queima aparente a partir das condições de retenção no cilindro. Neste ponto a taxa de queima, calculada anteriormente, é imposta durante o ciclo sucessivamente até que a simulação é finalizada quando se atinge um estado estável. Igualmente importante ao TPA é a realização do ajuste das pressões, denominado *pegging*. Faz-se necessário que a

pressão medida, experimentalmente, seja referenciada a uma pressão conhecida em um ponto do ciclo do motor simulado, com isso faz-se essas pressões coincidirem para ter-se o mesmo referencial para os dados experimentais e simulados. De posse de um estado estável de combustão e o *pegging* efetuado, ajusta-se o modelo confrontando com os dados reais dos testes para verificação.

3.1.2. Metodologia para as simulações 3D - CFD

A metodologia utilizada para as simulações 3D, no caso o CFD – Computational Fluid Dynamics está baseada na resolução da equação de estado de Redlich-Kwong para gases reais (Horvath 1974), com dados termodinâmicos e de transporte segundo o CONVERGE 3.0 para cinética química de iso-octano.

O tempo de simulação considerou cinco ciclos completos para dois tempos a 3000rpm. O modelo de turbulência utilizado foi o RANS com modelo de grupo de renormalização (RNG $k-\epsilon$), conforme Yakhot et. Al. (1992), onde o *stress modeled Reynolds* é dado pela Equação 11:

$$\tau_{ij} = -\underline{\rho} \widetilde{u'_i u'_j} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial \widetilde{u}_i}{\partial x_i} \right) \quad (11)$$

Onde $\underline{\rho}$ é a densidade média do escoamento, \widetilde{u} é a F_{avre} (velocidade média flutuante do escoamento), k é a energia cinética turbulenta (definida como metade do traço do tensor de tensão), μ_t é a viscosidade turbulenta e S_{ij} é o tensor de deformação médio. O modelo de transferência de calor da parede utilizou a equação de O'Rourke e Amsden (1996), dada pela Equação 12:

$$k \frac{\partial T}{\partial x_i} = \frac{\mu_m c_p F (T_f - T_w)}{Pr_m y} n_i \quad (12)$$

Considerando:

$$\begin{cases} 1.0 & y^+ < 11.05 \\ \frac{\left(\frac{y^+ Pr_m}{Pr_t} \right)}{\frac{1}{\sigma} \ln(y^+) + B + 11.05 \left(\frac{Pr_m - 1}{Pr_t} \right)} & y^+ > 11.05 \end{cases} \quad (13)$$

$$y^+ = \frac{\rho u_\tau y}{\mu_m} \quad (14)$$

em que k é a condutividade molecular, σ é a constante de von Karman (tipicamente com valor de 0,42), B é uma constante dada pela modelação da parede, Pr_m é o número de Prandtl molecular, Pr_t é o número de Prandtl turbulento, T_f é a temperatura do fluido, T_w é a temperatura da parede e u_τ é a velocidade de cisalhamento retirada da lei do momento da parede.

O software Converge não trabalha com geração de malha pelo usuário, mas sim com importação da geometria a ser avaliada, criando a malha automaticamente no decorrer da simulação, sendo necessário apenas informar o refinamento desejado na malha. Para a simulação utilizou-se uma malha base para dx, dy e dz foi de 2 mm, com uma estimativa aproximada de 17.761 células sem embutimento ou refinamento adaptativo da malha (AMR). O AMR foi aplicado nas regiões do cilindro e da admissão para a velocidade do escoamento, considerando um grau de vinculação de refinamento de 2 e critério de sub-grid de 1.0, para um máximo de 400.000 células. Também na área do cilindro, foi utilizada uma vinculação de refinamento fixo cíclico com uma escala de 3 nos momentos em que o pistão está próximo do ponto morto superior (de 40 CA BTDC a 40 CA ATDC). A dinâmica do escoamento da região do cilindro foi analisada através dos coeficientes de *tumble* (tombamento) e de *swirl* (turbilhonamento). A razão de tumble é definida para as direções X e Y, de modo que as equações são:

$$\begin{cases} Tumble_{R_x} = \frac{\omega_1}{\omega_{crankshaf}} \\ Tumble_{R_y} = \frac{\omega_2}{\omega_{crankshaf}} \end{cases} \quad (15)$$

E a razão de swirl, na direção de Z, é definida como:

$$Swirl_R = \frac{\omega_3}{\omega_{crankshaf}} \quad (16)$$

em que ω_1 é a razão da velocidade angular na direção X, ω_2 é a razão da velocidade angular na direção Y, ω_3 é a razão da velocidade angular na direção Z e $\omega_{crankshaft}$ é a velocidade angular do virabrequim.

A seguinte nomenclatura é utilizada para definir quatro parâmetros de *scavenging* utilizados para caracterizar o desempenho do motor neste quesito (SAE International 2011): Razão de Entrega (*Delivery Ratio* - DR), Eficiência de Retenção (*Trapping Efficiency* - TE), Eficiência de Lavagem (*Scavenging Efficiency* - SE) e Eficiência de Enchimento (*Charging Efficiency* - CE). As equações são apresentadas da seguinte forma:

$$DR = \frac{\text{Massa de ar entregue}}{\text{Volume deslocado pelo cilindro} \times \text{Densidade do ar}} \quad (17)$$

$$TE = \frac{\text{Massa de ar entregue e retida}}{\text{Massa de ar entregue}} \quad (18)$$

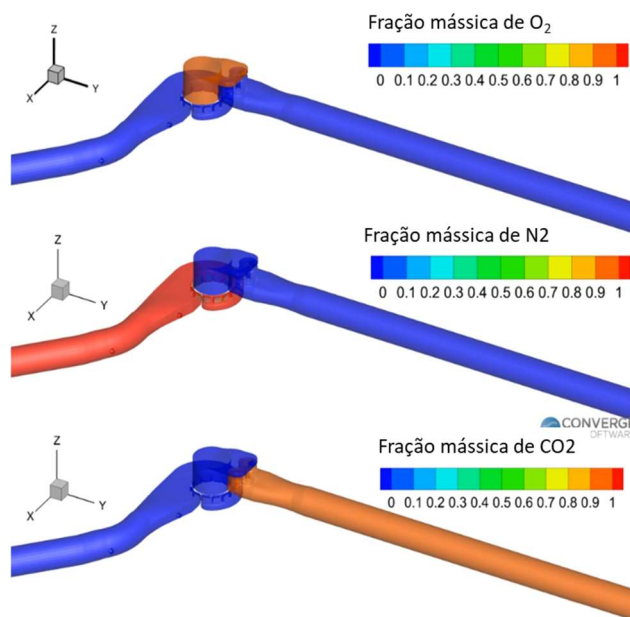
$$SE = \frac{\text{Massa de ar entregue e retida}}{\text{Massa total retida no cilindro}} \quad (19)$$

$$CE = \frac{\text{Massa de ar entregue e retida}}{\text{Volume deslocado pelo cilindro} \times \text{Densidade do ar}} \quad (20)$$

As equações 17 a 20 foram utilizadas para calcular o comportamento funcional do motor em termos de lavagem, utilizando uma metodologia de gás traçador nas regiões de admissão, cilindro e escape, que representam o ar e os produtos da combustão durante o funcionamento do motor.

Para tal, os dutos de admissão e de escape foram prolongados até ao ponto em que o volume de controle pudesse acomodar todos os movimentos das espécies sem perda de massa na fronteira de uma região para outra, quando uma espécie se move entre essas duas regiões, como se mostra na Figura 79.

Figura 79 - Metodologia do gás traçador para determinação do estudo de CFD para a performance de lavagem do cilindro no motor protótipo



Fonte: o autor

Os parâmetros de lavagem foram analisados a três velocidades diferentes do motor: 2400, 2700 e 3000 rpm, em que entre 2400 e 2700 rpm é a gama de velocidade de cruzeiro e 3000 rpm é a velocidade máxima do motor.

3.2. MÉTODOS E MATERIAIS PARA A FABRICAÇÃO

Os métodos de fabricação utilizados são todos conhecidos e dominados pela engenharia mecânica e de produção. Os principais processos utilizados foram: a usinagem em máquinas ferramenta convencional e CNC, corte a laser, soldagem MIG e TIG. Como apresentação dos processos (metodologia utilizada) foram elaborados fluxogramas para as principais peças/componentes e estão relacionados nos Anexos C a L. Os materiais utilizados para a fabricação são basicamente metálicos. O bloco do motor foi fabricado pelo processo de corte a laser e soldagem MIG. O cilindro, cabeçote, biela e pistão foram fabricados em alumínio liga 6061 T6 e usinados em centro de usinagem com CNC, dentro da própria instituição (Colégio Técnico Industrial da UFSM – Santa Maria).

O virabrequim foi adquirido conforme definições de projeto e por facilidade de aquisição no mercado. Fixadores, abraçadeiras, mangueiras, cabeamento elétrico foram todos adquiridos no mercado local.

Os processos de fabricação basicamente se resumem em usinagem, corte a laser, montagem e soldagem (TIG e MIG), dos quais apenas os processos executados em máquinas CNC (usinagens e cortes a laser) não foram de autoria própria, os demais todos executados pelo autor do estudo com ferramental e maquinário próprio.

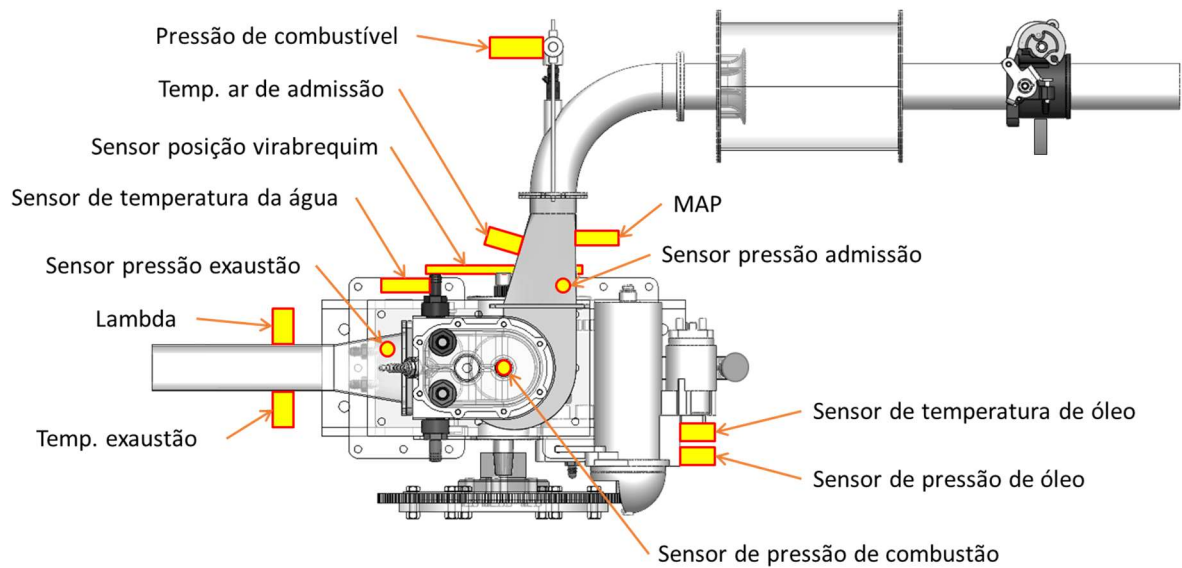
3.3. MÉTODOS E MATERIAIS PARA RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Os experimentos foram realizados no Laboratório de Motores da UFSM, mais precisamente na célula de testes nº 03 e os equipamentos utilizados são:

- Injeção eletrônica Fueltech modelo FT-450,
- Monitor de O₂ Fueltech Nano;
- Bancada de sobrealimentação com *Supercharger* Eaton TVS R410;
- *Intercooler* com arrefecimento líquido;
- Dinamômetro MWD modelo NL 160 E;
- Sensores rápidos de pressão de combustão, admissão e exaustão marca AVL;
- Coriolis Endress Hauser Promass A 300 para avaliação de consumo de combustível;
- Termopares tipo K;
- Sensor de pressão de combustível Fueltech;
- Sensor de oxigênio de banda larga Bosch LSU 4.2.

Os sensores para aquisição de dados do motor foram colocados conforme apresentado na Figura 80.

Figura 80 - Sensores adaptados no motor para coleta de dados



Fonte: o autor

O Combustível utilizado foi a gasolina de aviação para ajustes do motor até a realização dos ensaios.

Como testes a serem realizados, após a fase fabricação e ajustes básicos de funcionamento do motor, tem-se:

- Determinação de curvas de torque e potência em diferentes cargas e rotações;
- Avaliação de consumo de combustível em diferentes cargas e rotações;
- Avaliação e variação dos parâmetros de injeção (momento e duração da injeção) e ignição (variação de ponto) para avaliação do comportamento do motor: torque, potência e consumo;
- Mapeamento das temperaturas de admissão e escape ao longo de toda faixa de potência e carga;
- Mapeamento da temperatura e pressão de óleo;
- Aquisição de dados indicados de pressão e determinação dos parâmetros de combustão.

Após os testes será realizada a validação do modelo experimental com o modelo simulado 1D.

4 RESULTADOS

Neste capítulo serão abordados os resultados obtidos com o projeto, fabricação e os experimentos realizados com o motor protótipo.

4.1. PROJETO DO MOTOR

- Projeto Informacional: especificações gerais do projeto;
- Projeto Conceitual: concepção do motor, suas especificações técnicas e início dos resultados em simulação 1D;
- Projeto Preliminar: modelagem 3D do motor (mocape digital), suas peças e componentes e resultados das simulações 3D – CFD.

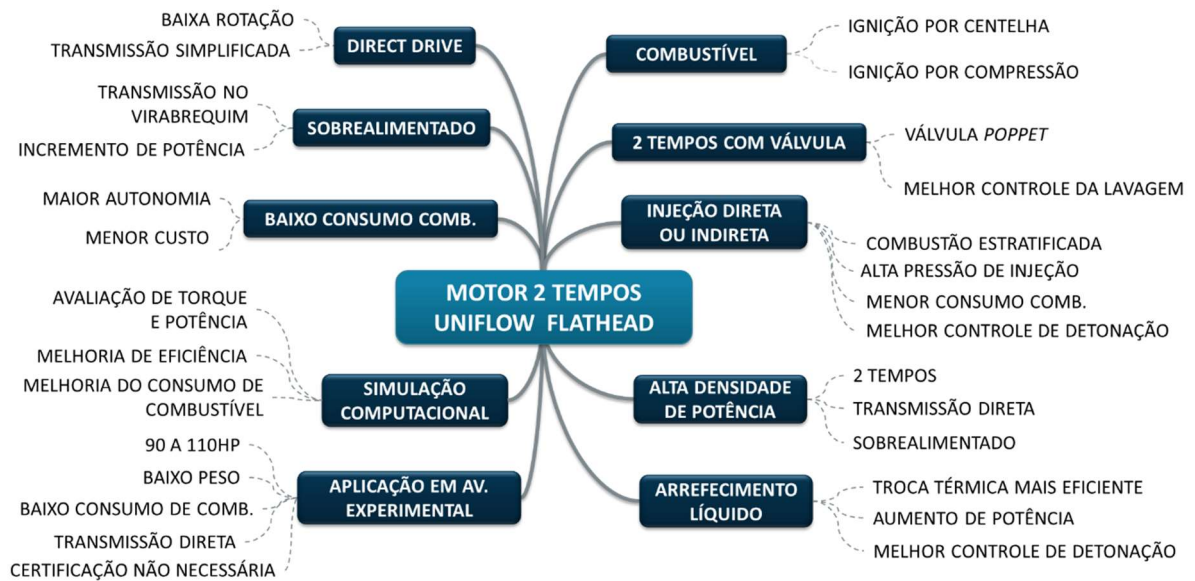
4.1.1. Resultados do projeto Informacional

Na fase de projeto informacional foi definida a característica do motor a ser desenvolvido.

A escolha de um motor de ciclo 2 tempos deu-se pela maior densidade de potência quando comparado a um motor de ciclo 4 tempos de características similares, o que possibilitará a redução do pacote do grupo motopropulsor quando este for desenvolvido. Na revisão bibliográfica e pesquisa de patentes, não foram encontrados motores de ciclo de dois tempos com válvula e sistema flathead agregados, o que evidenciou uma lacuna a ser preenchida com a possibilidade de desenvolvimento de um motor com as características mencionadas sem violação de patentes existentes e possibilitando o depósito de uma nova. O motor proposto alia o que há de melhor nos 2T agregando o baixo consumo de óleo, um melhor controle de emissões e lavagem do cilindro dos 4T.

Após avaliações dos dados na revisão bibliográfica foi possível a elaboração de um mapa mental do projeto do motor e está apresentado na Figura 81. Este mapa mental direciona o projeto de desenvolvimento do motor desta tese, informando as características do motor, os requisitos e as tecnologias empregadas como forma de atingir os objetivos desta tese.

Figura 81 - Mapa mental das características do motor protótipo.



Fonte: o autor

Todas as tecnologias que foram verificadas e avaliadas, assim como as aplicações e características do motor, estão apresentadas no mapa mental, o que irá direcionar as etapas seguintes dentro da fase de Projeto Conceitual.

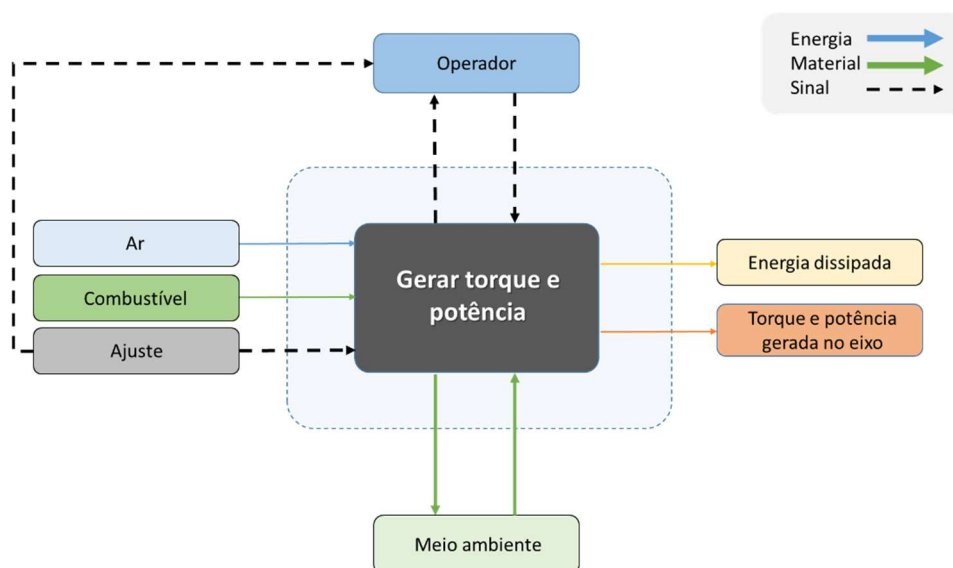
4.1.2. Resultados do Projeto Conceitual

Na fase de Projeto Conceitual tem-se como saída a concepção do motor, bem como os estudos de layout e características físicas.

Uma definição igualmente importante do sistema é a Função Global (FG) do equipamento, identificando as entradas e saídas de Energia, Material e Sinal, o que norteia cada escolha de componente e sistema a ser utilizada para cada função específica.

Para o motor demonstrador está apresentada a FG, na Figura 82, onde podem ser identificadas as entradas e saídas do processo.

Figura 82 - Função Global do motor demonstrador.



Fonte: o autor

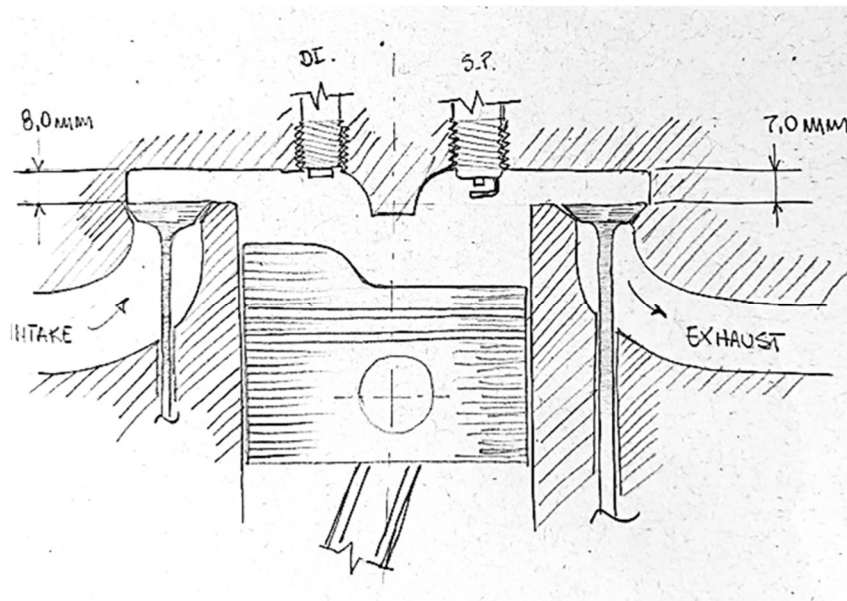
Verifica-se como entradas no processo a energia, que é o combustível consumido. O ar admitido é o material e, como sinal, o controle do motor.

Como saídas tem-se a energia dissipada por perdas (calor e atrito) e o torque e potência gerados no eixo. A troca de material com o meio ambiente é pelos gases de escapamento e admissão de ar pelo motor e a interação com o operador é pela entrada e saída de sinais, seja de monitoramento dos parâmetros quanto dos acionamentos, que podem ser mecânicos ou elétricos.

4.1.2.1. Criação de conceitos e primeiros esboços

Alguns esboços e desenhos conceituais serão apresentados nesta etapa juntamente com a utilização do método de desenvolvimento criativo citado anteriormente.

A Figura 83 apresenta o primeiro esboço do motor *flathead* 2T. A saliência central no cabeçote foi idealizada com o intuito de criar o efeito de “*tumble*” no ar de admissão, aumentando a homogeneização da mistura ar-combustível e, conseqüentemente, acelerando a combustão. Nota-se as válvulas alinhadas 180° em relação ao centro do cilindro.

Figura 83 - Primeiro esboço do *flathead* 2T

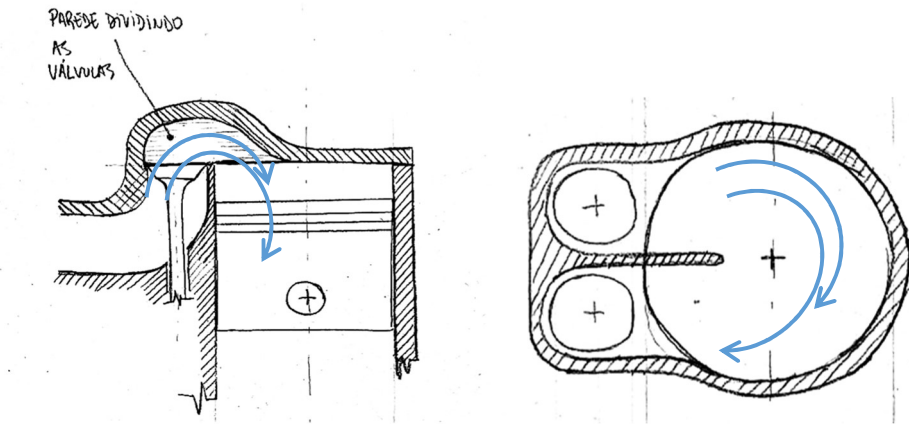
Fonte: o autor

Após avaliações verificou-se que o injetor estando de um lado e a vela de ignição de outro do anteparo poderia criar uma condição de massa não queimada, sendo assim, parte da mistura não teria combustão, gerando perda e consumo de combustível possivelmente mais elevado.

Um segundo esboço então foi elaborado, tendo-se as válvulas de admissão e escape do mesmo lado. Uma “parede” dividindo as válvulas foi introduzida no cabeçote de maneira a evitar o curto circuito, ou seja, entrada e saída de ar fresco ou mistura, uma vez que as duas válvulas estarão abertas em certo momento do ciclo, tanto para admissão quanto para exaustão.

O formato do cabeçote forneceria o efeito de *tumble* e *swirl* no ar de admissão. A Figura 84 apresenta uma vista em corte lateral do cilindro e cabeçote e mostra o efeito de *tumble* e *swirl* desejado e esperado pelo desenho do cabeçote, também, a vista superior em corte, mostrando a parede que divide as válvulas e o efeito de *swirl* desejado nessa configuração, o que não seria tão evidente de ser conseguir na primeira configuração, onde as válvulas estariam 180° alinhadas.

Figura 84 - Vista em corte - duto de admissão e a parede dividindo as válvulas e vista superior em corte mostrando a parede que divide as válvulas.

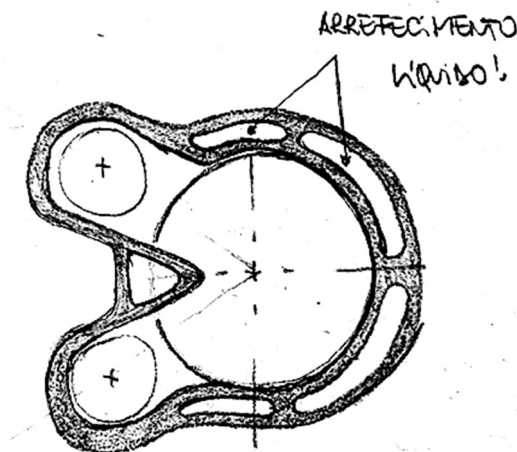


Fonte: o autor

Este sistema foi avaliado e descartado pois a parede que divide as válvulas não apresenta arrefecimento e, quando em alta carga ou pleno funcionamento, pode ser um ponto quente gerador de detonação da mistura ar-combustível.

Um terceiro conceito contempla uma camisa d'água na parede que divide as válvulas, considerando um motor com arrefecimento líquido. A Figura 85 apresenta o esboço deste conceito numa vista superior do cilindro, em corte.

Figura 85 - Vista superior do cilindro – ângulo entre válvulas e camisa d'água.



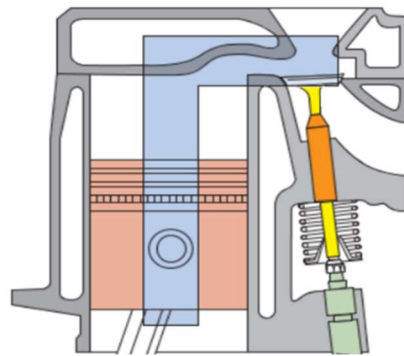
Fonte: o autor

O mesmo efeito de *swirl* seria atingido com esta configuração, uma vez que o cabeçote seria similar ao conceito anterior, com válvulas um pouco mais espaçadas para conter uma camisa d'água entre elas.

A partir deste conceito uma simulação 1D foi efetuada e os resultados não foram satisfatórios. A lavagem ineficiente no cilindro prejudicava o aumento de potência e torque e a eficiência global do motor foi considerada muito baixa.

Partiu-se, então, para o conceito de lavagem *uniflow*, mantendo-se o sistema *flathead*. Escolheu-se o sistema tipo “L” Head + *uniflow* como base para o desenvolvimento. A Figura 86 apresenta o conceito do cabeçote *flathead* tipo “L”.

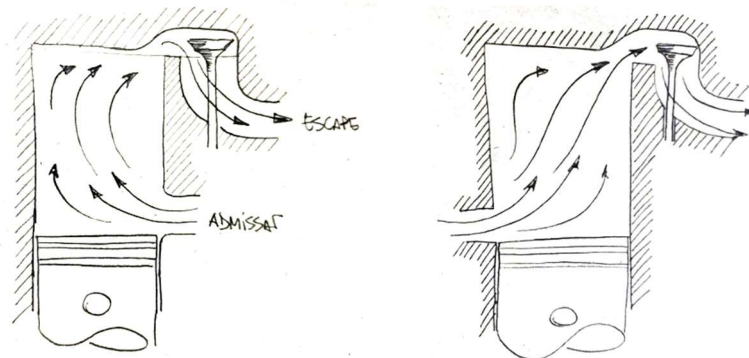
Figura 86 - Conceito do cabeçote *flathead* tipo “L”



Fonte: Adaptado de Mechanical Booster (2022)

Pensou-se em dois tipos de sistema de lavagem utilizando *uniflow* e *flathead* tipo “L”: o sistema em “C” e o sistema em “S”. Os primeiros esboços estão apresentados na Figura 87, ilustrando como estaria configurado o sistema *uniflow* em “C”, onde o ar fresco (ou mistura ar+combustível) entra pelo mesmo lado onde é feita a exaustão e o sistema *uniflow* em “S”, onde o ar fresco (ou mistura ar+combustível) entra pelo lado oposto onde é feita a exaustão

Figura 87 - sistema em “C” e sistema em “S”



Fonte: o autor

Cálculos preliminares mostraram que apenas uma entrada de ar não seria suficiente, partindo-se, então, para múltiplas entradas conforme o sistema *uniflow* é concebido. Com a concepção do sistema *flathead uniflow* idealizada, parte-se para os cálculos básicos para início do dimensionamento do motor.

4.1.2.2. Cálculos básicos para dimensionamento do motor

Os cálculos iniciais estão baseados em Heywood (2018) e seguem uma ordem de maneira a estabelecer, a partir de dados iniciais, as características geométricas básicas (diâmetro, curso, comprimento de biela, diâmetro de válvulas) e dados preliminares a partir de condições de contorno estabelecidas (potência desejada, torque desejado, ciclo de funcionamento: 2 ou 4 tempos, rotação máxima e tipo de combustível). A Figura 88 apresenta as imagens da tabela utilizada para cálculo e os passos que foram apresentados no capítulo de metodologia para o projeto.

Figura 88 - Cálculos iniciais do motor monocilindro.

Cálculos primários do motor de combustão interna				
Aplicação				
Combustível	AvGas	Número de octanas (se aplicável):	100 RON	Densidade: 0.72 kg/l
			Poder calorífico: 43.5 MJ/kg	
Número de ciclos	2 tempos		0.0435 KJ/kg	
Potência desejada	27 HP	27.37 CV		20.13 kW
Rotação máxima	3000 rpm			
Torque desejado	70 N.m			
Brake Specific Fuel Consumption - BSFC				
bsfc típico =	425 g/kW.	(Conforme Rotax Operators Manual mod 582 UL DCDI)		
m _{fuel} =	0.14 Kg/mir	8.56 kg/h	0.002 Kg/s	
		6.16 l/h		
Relação ar/combustível (A/F):	14.7			< 1 é pobre
		Mistura ar+combustível = λ =	1	= 1 é estequiométrica
m _{air} =	2.096 kg/mir	125.79 kg/h		> 1 é rica
	0.035 kg/s	4.62 lb/min		

Fonte: o autor

A potência definida como 27 HP (20,13 kW), rotação máxima de 3000 rpm e combustível será utilizado a gasolina de aviação. O consumo específico de combustível típico de motor de 2 tempos foi estabelecido como SFC_{típico} = 425 g/kW.h, conforme Rotax Operator Manual (2010). Definida a potência, rotação e tipo de combustível, define-se a massa de ar e de combustível consumida, que são: m_{ar} = 77 kg/h e m_{fuel} = 8,55 kg/h. Estes cálculos estão baseados na eficiência do motor Rotax

582 UL, obtida através dos dados disponíveis no manual de operação. Na Figura 89 está apresentado o cálculo da pressão média efetiva (MEP) e torque máximo. A MEP apresentada para este motor é de 14,95 bar e o torque máximo calculado foi de 76,9 N.m.

Figura 89 - Cálculo da BMEP e torque máximo a determinada rotação

Pressão média efetiva - BMEP

$$\eta_r = 1 \quad \left| \begin{array}{l} = 1 \text{ para motor 2T} \\ = 2 \text{ para motor 4T} \end{array} \right. \quad \eta_{BTE} = \frac{\text{Brake power [kW]}}{m_{\text{fuel}} / \text{segundo} \times \text{Poder calorífico comb [kJ/kg]}}$$

$$\text{BMEP} = 1494.8 \text{ kPa} \quad 14.95 \text{ bar} \quad \eta_{BTE} = 0.19$$

Cálculo do torque @máxima rotação

(Rotação máxima estabelecida = 3000 rpm)

$$T_{@m\acute{a}x \text{ rpm}} = 64.1 \text{ N.m} \quad 3000 \text{ rpm (rotação máxima)}$$

$$T_{m\acute{a}x} = 76.9 \text{ N.m} \quad 2500 \text{ rpm (rotação estimada de torque máximo)}$$

Fonte: O autor.

De posse dos dados básicos, cálculos da geometria do motor foram iniciados, partindo-se para determinação de diâmetro e curso do pistão. Algumas configurações foram avaliadas com relação diâmetro/curso sub-quadrada, quadrada e super-quadrada.

Neste momento do estudo não foi definida essa relação e com o desenvolvimento evoluindo isso foi melhor avaliado. A Figura 90 apresenta as opções de diâmetro (B de *Bore*, em inglês) e curso do pistão (S de *Stroke*, em inglês) e seus desdobramentos em cálculo de volume, velocidade média do pistão (VMP) e a relação diâmetro/curso (B/S) e curso/diâmetro (S/B), tais resultados serão utilizados posteriormente com a evolução do estudo nas simulações e cálculos mais avançados do dimensionamento do motor.

Figura 90 - Diâmetro e curso do pistão e respectivos cálculos.

Diametro = 70 mm	Diametro = 70 mm	Diametro = 70 mm
Curso = 60 mm	Curso = 70 mm	Curso = 80 mm
Area = 0.0038 m ²	Area = 0.004 m ²	Area = 0.0038 m ²
Qtd Cilindros = 1	Qtd Cilindros = 1	Qtd Cilindros = 1
Volume = 0.23 litros	Volume = 0.27 litros	Volume = 0.31 litros
B/S 1.1667	B/S 1	B/S 0.88
S/B 0.8571	S/B 1	S/B 1.14
Rotação = 3000 rpm	Rotação = 3000 rpm	Rotação = 3000 rpm
VMP = 6 m/s	VMP = 7 m/s	VMP = 8 m/s

Fonte: o autor

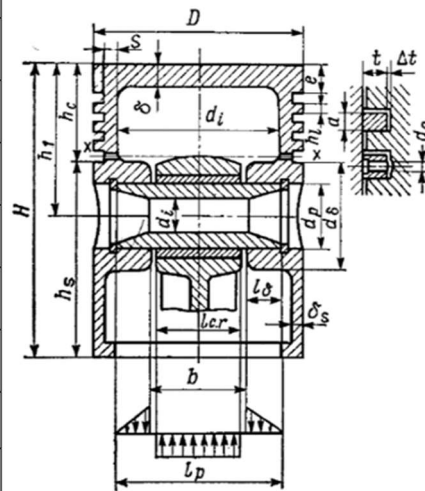
O cálculo preliminar do pistão foi efetuado de maneira a se ter uma ideia da geometria deste pistão, assumindo que seu diâmetro seria de 70 mm.

No capítulo de metodologia e materiais estão apresentadas as planilhas utilizadas para os cálculos preliminares. A Figura 91 apresenta o cálculo do pistão que foi efetuado utilizando-se a planilha parametrizada com $B=70$ mm.

Figura 91 - Cálculo para dimensionamento do pistão

Cálculo de Pistão

Diâmetro (B = bore), B = 70 mm	
H_{total} estará entre 0,6 e 0,9.B	0.7
Comprimento total	49 mm
H_{skirt} estará entre 0,35 e 0,6.B	0.35
Comprimento da Saia	24.5 mm
H_{comp} estará entre 0,35 e 0,7.B	0.5
Altura de compressão	35 mm
$e_{top\ land}$ estará entre 0,06 e 0,12.B	0.1
Espessura acima do 1° anel	7 mm
b_2 estará entre 0,04 e 0,05.B	0.04
Distancia entre aneis	2.8 mm
L_{pin} aproximadamente 0,85	0.85
Comprimento do pino	59.5 mm
D_{pin} estará entre 0,22 e 0,3.B	0.25
Diametro do pino	17.5 mm
S estará entre 0,05 e 0,1.B	0.075
Espessura de parede da coroa (S)	5.25 mm
δ estará entre 0,05 e 0,1.B	0.075
Espessura da coroa (δ)	5.25 mm
δ_s estará entre 1,5 e 4,5mm	3
Espessura da coroa (δ_s)	3 mm



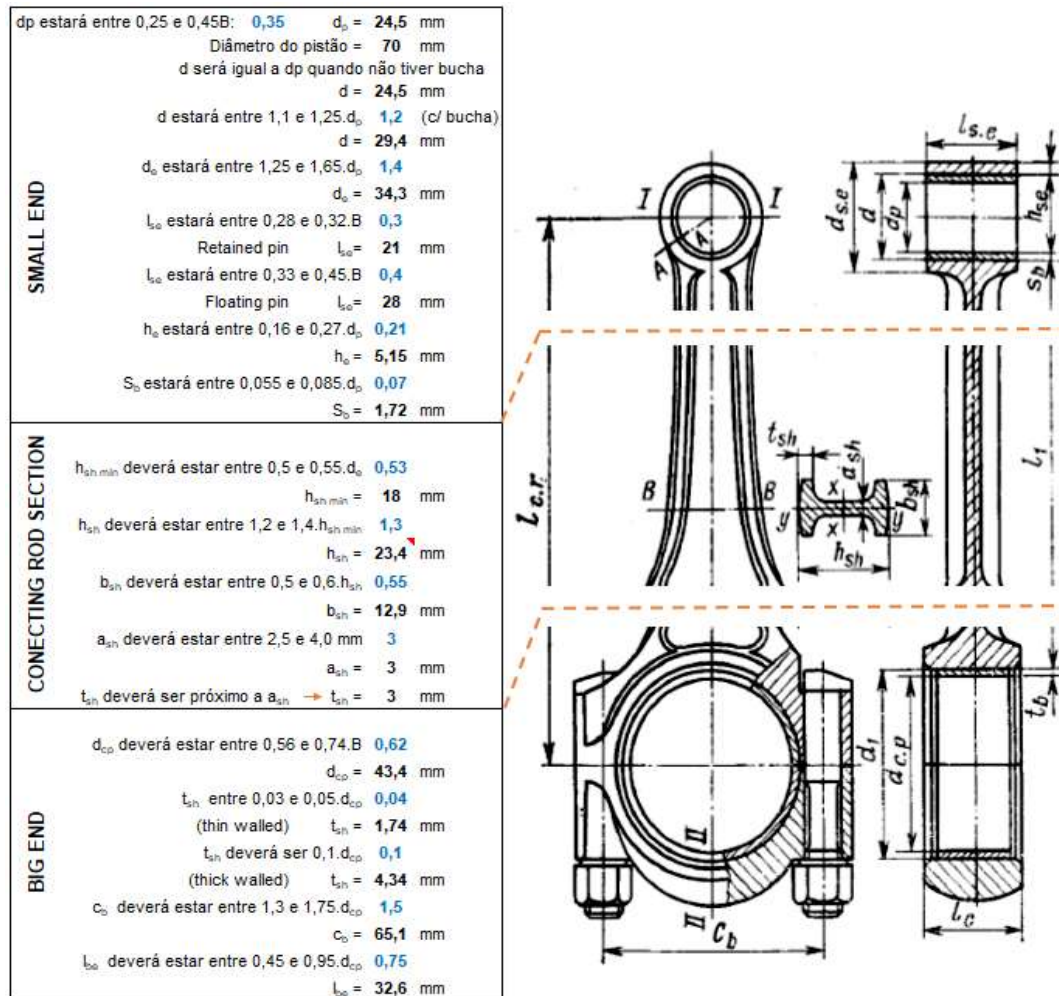
Fonte: Adaptado de Kolchin e Demidov (1984).

Destes valores obtidos como referência, a altura total (H_{total}) merece especial atenção devido a uma possível necessidade de colocação de um anel na saia do pistão, minimizando a pressurização do carter pelo compressor, uma vez que o sistema de funcionamento do motor requer sobrealimentação pois não há pressurização via cárter, como nos dois tempos convencionais.

A biela também foi calculada conforme Kolchin e Demidov (1984), onde os autores sugerem uma divisão em três partes denominadas *small end* (parte superior que recebe o pino do pistão), *connecting rod* (ligação da parte superior com a inferior, denominada corpo da biela) e *big end* (parte inferior que faz a ligação no virabrequim), de maneira análoga ao cálculo do pistão, a biela também é calculada tendo como base o diâmetro do pistão (B). A Figura 92 mostra a planilha de cálculo que foi adaptada,

as partes a que se referem as especificações e os valores preliminares que foram calculados para o motor.

Figura 92 - Partes da biela e suas respectivas definições para cálculo.



Fonte: Adaptado de Kolchin e Demidov (1984).

Para as válvulas de admissão e escape o procedimento de cálculo é similar, também utilizando-se uma parametrização em função do diâmetro do pistão, porém, utilizou-se as relações propostas por Heywood (2018) que estabelece o diâmetro do pistão como D.

Na Figura 93 estão apresentados os cálculos das válvulas e suas respectivas aberturas.

Figura 93 - Cálculo do diâmetro da válvula de exaustão e seu levantamento (*lift*).

N° de válvulas exaustão =	1			
Velocidade do fluido na admissão =	95	m/s		
ϕ Válvula de escape d =	0,0210	m	$d_{\text{exst}} = 20,97$ mm	→ Relação $d_{\text{válv}}/D_{\text{pistão}} = 0,26$
Duto de escape: 0,9 a 1,0 x d_{exst} :	0,950			
ϕ Duto de escape:	19,9	mm		
Abertura válvula exaustão	5,2	mm		

Fonte: o autor.

A partir dos primeiros cálculos efetuados, tendo-se como base o diâmetro do pistão e o curso deste, pode-se iniciar os primeiros esboços do cilindro e cabeçote com a finalidade de visualizar como será a arquitetura do motor.

Neste momento partiu-se para o cálculo e dimensionamento de múltiplas entradas na admissão, conforme o sistema *uniflow* é concebido. A partir da definição geométrica do pistão, com diâmetro de 70 mm, a janela, obedecendo um ângulo máximo de largura de 25° partindo-se do ponto central do pistão, que é estabelecida por Blair (1996), poderá ser de até 14,6 mm.

Efetuando-se os cálculos, $18,375 < 22,5 < 29,4$, logo, o valor de $r_p = 22,5$ mm está dentro do que é estabelecido e atende o requisito.

Um valor adequado para ϕ_p é estabelecido entre 5° e 20°, neste caso, o valor de $\phi_p = 9,4^\circ$ atendendo o recomendado.

4.1.2.3. Definições do motor, elaboração do modelo 1D para início das simulações e ajustes.

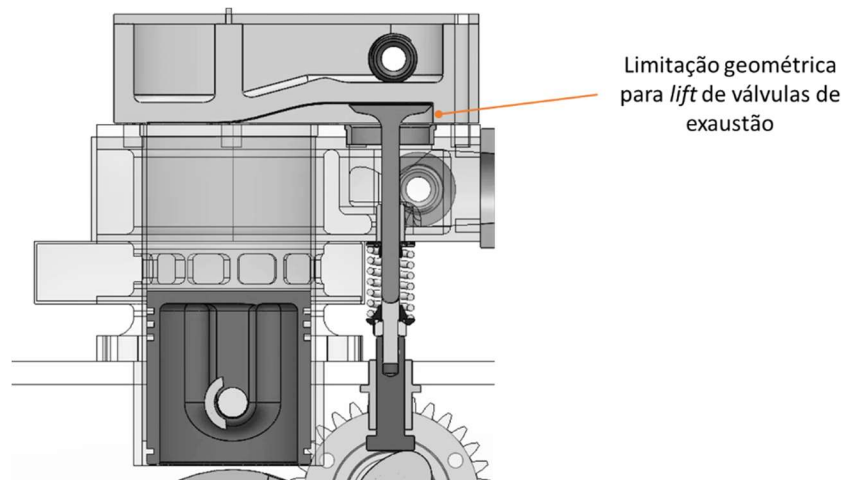
Com as portas de admissão definidas, partiu-se para a avaliação de válvulas de exaustão. O modelo 1D foi construído conforme os cálculos previamente efetuados e relações geométricas entre componentes comerciais definidos, como curso do virabrequim, diâmetro do pistão (em função dos anéis comerciais) e diâmetro das válvulas de exaustão.

Os primeiros resultados simulados foram efetuados e dizem respeito a definição do levantamento das válvulas de exaustão. Escolheu-se os valores de 6 e 7 mm para o levantamento uma vez que valores maiores (que melhorariam o

scavenging) afetam a geometria da câmara de combustão e, conseqüentemente, a razão de compressão é diretamente afetada por esse valor. As simulações foram efetuadas variando-se o levantamento e mantendo-se a CR=9:1.

A válvula de exaustão, em sua abertura, tende a ficar muito próxima da parede superior da câmara de combustão como mostra a Figura 94. Esta característica restringe o levantamento que, por sua vez, prejudica o tempo de válvula aberta.

Figura 94 - Limitação geométrica imposta pela câmara de combustão ao levantamento máximo das válvulas de exaustão.

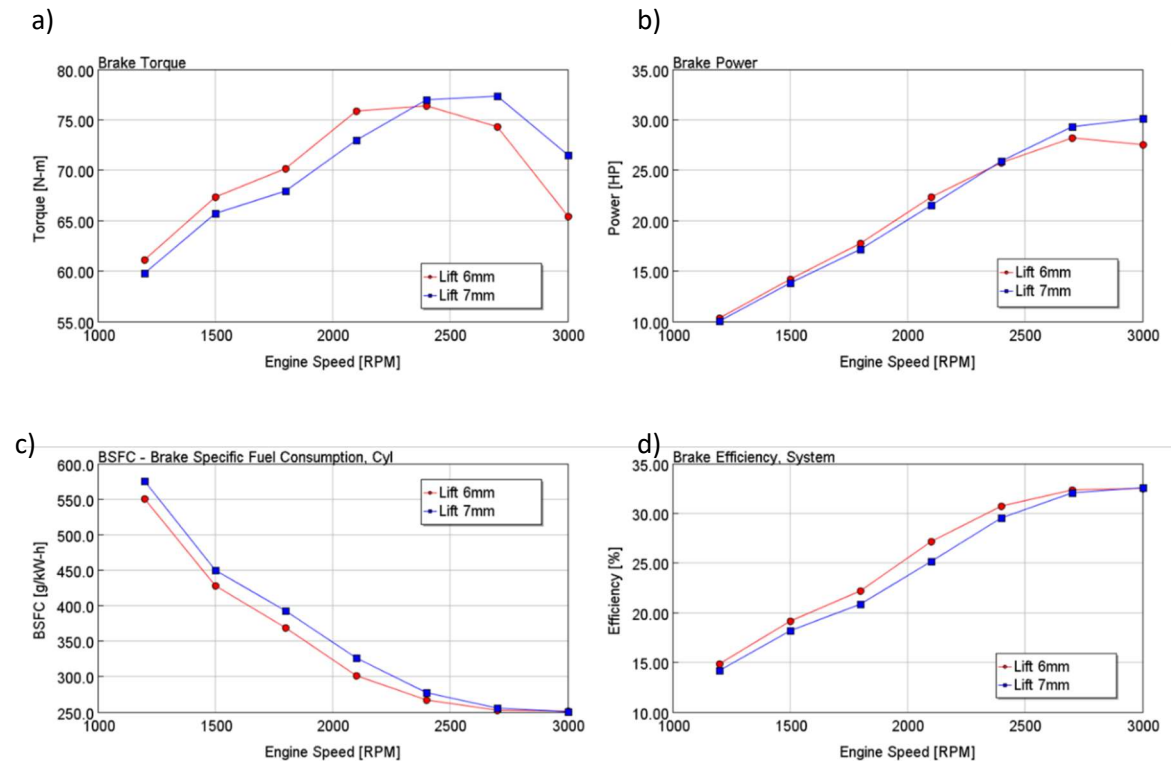


Fonte: o autor

Os gráficos dos resultados obtidos com levantamento de 6 e de 7 mm estão apresentados na Figura 95 (a), (b), (c), e (d).

Verifica-se um melhor torque e potência para o levantamento de 7 mm (em a e b, respectivamente), o que era de se esperar visto que há um levantamento maior da válvula e, conseqüentemente, um maior tempo e área para ocorrer a lavagem do cilindro.

Figura 95 - a) Torque para o levantamento de 6 e 7 mm, b) Potência para o levantamento de 6 e 7 mm, a) Consumo específico de combustível para o levantamento de 6 e 7 mm e d) Eficiência para o levantamento de 6 e 7 mm.



Fonte: o autor

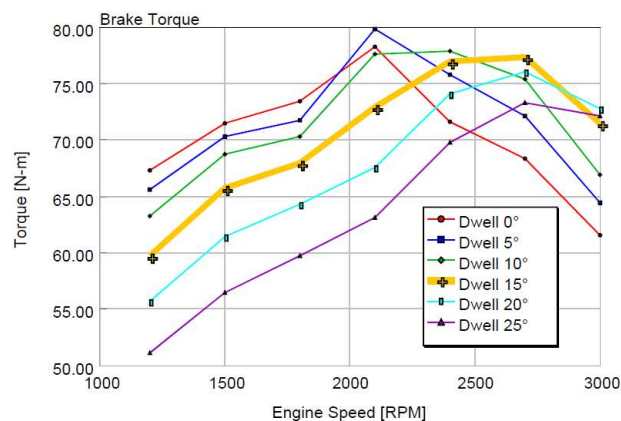
Em máxima rotação e potência (3000 rpm), o mesmo BSFC para os levantes avaliados enquanto a eficiência é ligeiramente maior para o levantamento de 6mm (em c e d), muito provavelmente em função de curto-circuito (ar e combustível saindo pelo escapamento) maior com o levantamento de 7 mm.

O levantamento escolhido foi o de 6mm devido à configuração geométrica da câmara de combustão. Mesmo o levantamento de 7 mm apresentando valores de torque, BSFC e eficiência próximos, o valor de 6 mm para o levantamento possibilita uma menor altura da câmara de combustão impactando diretamente na razão de compressão do motor. Foi possível aumentar em 1 ponto a razão de compressão do motor baixando o levantamento de 7 para 6 mm o que significa que rebaixou-se a câmara de combustão, conseqüentemente os dados de torque, potência, consumo e eficiência apresentaram valores também melhores.

Uma vez avaliado o levantamento de válvulas, parte-se para uma análise do perfil do came do comando para a abertura das válvulas de exaustão. Seis configurações de came foram avaliadas na tentativa de melhorar o *scavenging*, com

isso, a inserção de um *dwell*¹⁰ foi verificado. A avaliação em simulação 1D, com levantamento de 6mm, teve como base ângulos de *dwell* desde 0° até 25°, em passos de 5°: 0°, 5°, 10°, 15°, 20° e 25°. Os gráficos dos resultados são apresentados na Figura 96, Figura 97 e O BSFC para o *dwell* de 0° foi o menor nas rotações de cruzeiro, porém, esta configuração é a que apresenta o menor escavenging, não sendo adequada à utilização. Para rotação de 2700 e 3000 rpm p *dwell* de 15° é o que apresenta o melhor resultado, conforme apresentado na Figura 96.

Figura 96 - Torque conforme cada *dwell* avaliado.

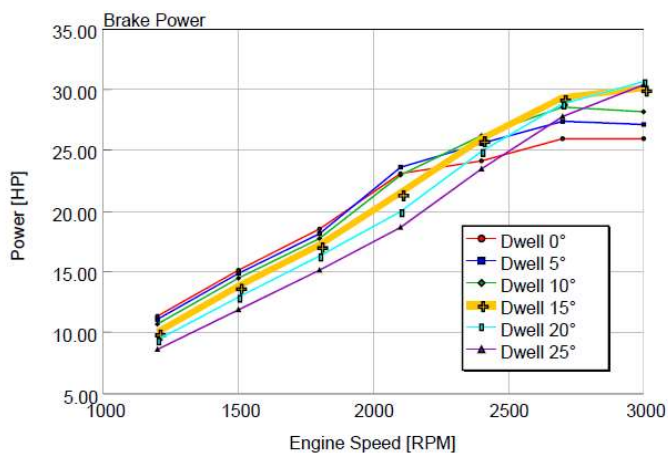


Fonte: o autor

O *dwell* de 15° apresentou uma menor variação para rotações de cruzeiro entre 2400 e 2700 rpm. Assim como o torque, a potência para o *dwell* de 15°, Figura 97, nas rotações de cruzeiro apresentaram os maiores valores, embora sendo ligeiramente menor para a rotação máxima de 3000 rpm.

¹⁰ *Dwell* é a manutenção da válvula aberta por um período maior de tempo, melhorando a lavagem do cilindro

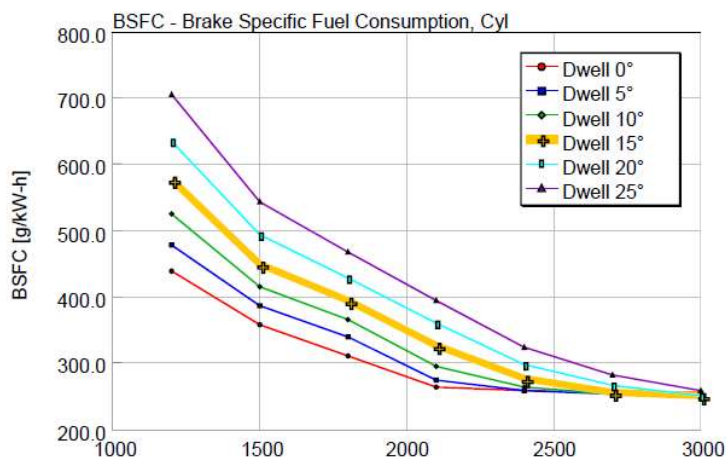
Figura 97 - Potência conforme cada *dwell* avaliado vs. Rotação do motor.



Fonte: o autor

O BSFC para o *dwell* de 0° foi o menor nas rotações de cruzeiro, porém, esta configuração é a que apresenta o menor *escavenging*, não sendo adequada à utilização. Para rotação de 2700 e 3000 rpm o *dwell* de 15° é o que apresenta o melhor resultado, conforme apresentado na Figura 98.

Figura 98 - Consumo específico de combustível para cada *dwell* avaliado vs. Rotação do motor.

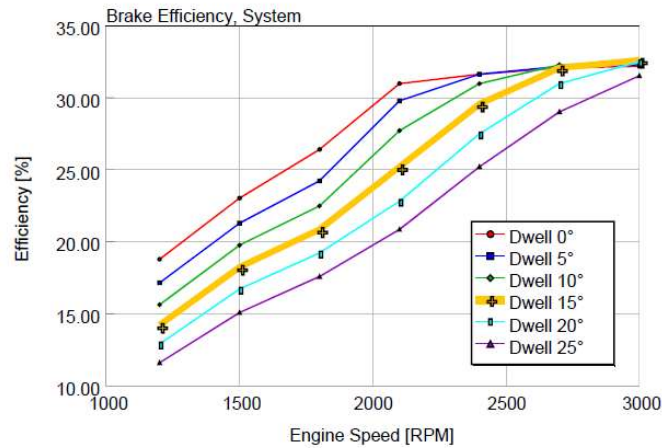


Fonte: o autor

O *dwell* de 15° apresenta valores de eficiência altos em 2700 e 3000 rpm, Figura 99. O comando sem *dwell* (valor de 0°) apresenta melhores resultados deste 1200 até 2100 rpm para torque e potência, porém é o que apresenta menor

desempenho destas características a partir de 2100 rpm, não sendo adequado à utilização.

Figura 99 - Eficiência para cada *dwell* avaliado vs. Rotação do motor.



Fonte: o autor

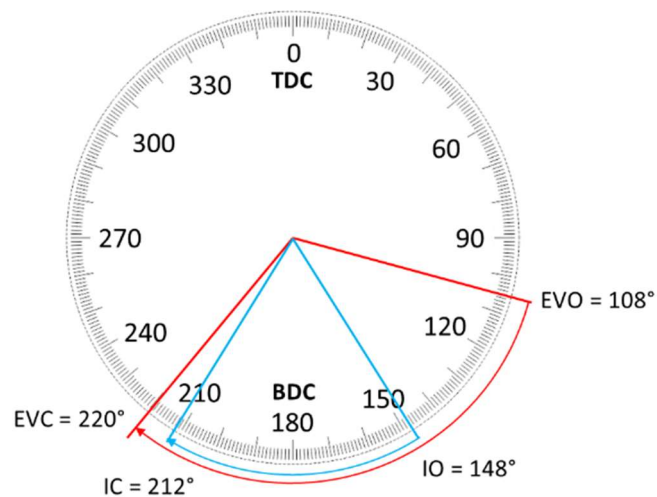
Portanto, após a avaliação dos resultados da simulação 1D, o *dwell* de 15° definido como ideal para a configuração escolhida pois apresenta uma melhor potência em 3000 rpm e uma curva de torque adequada na velocidade de cruzeiro (entre 2400 e 2700 rpm).

A eficiência também apresenta resultado muito próximo ao comando sem *dwell*, embora o BSFC apresente resultado ligeiramente maior (maior consumo) quando comparado aos demais ângulos avaliados.

Pequenos ajustes nas dimensões das portas de admissão, no sentido de ampliação da área de entrada, nos ângulos de abertura e fechamento das válvulas de exaustão bem como abertura e fechamento das portas da admissão foram executados visando maximização da potência e torque nas rotações máximas e de cruzeiro.

O perfil de abertura e fechamento de portas e válvulas ficou assim definido, conforme Figura 100.

Figura 100 - Diagrama de abertura e fechamento de portas e válvulas



Fonte: o autor

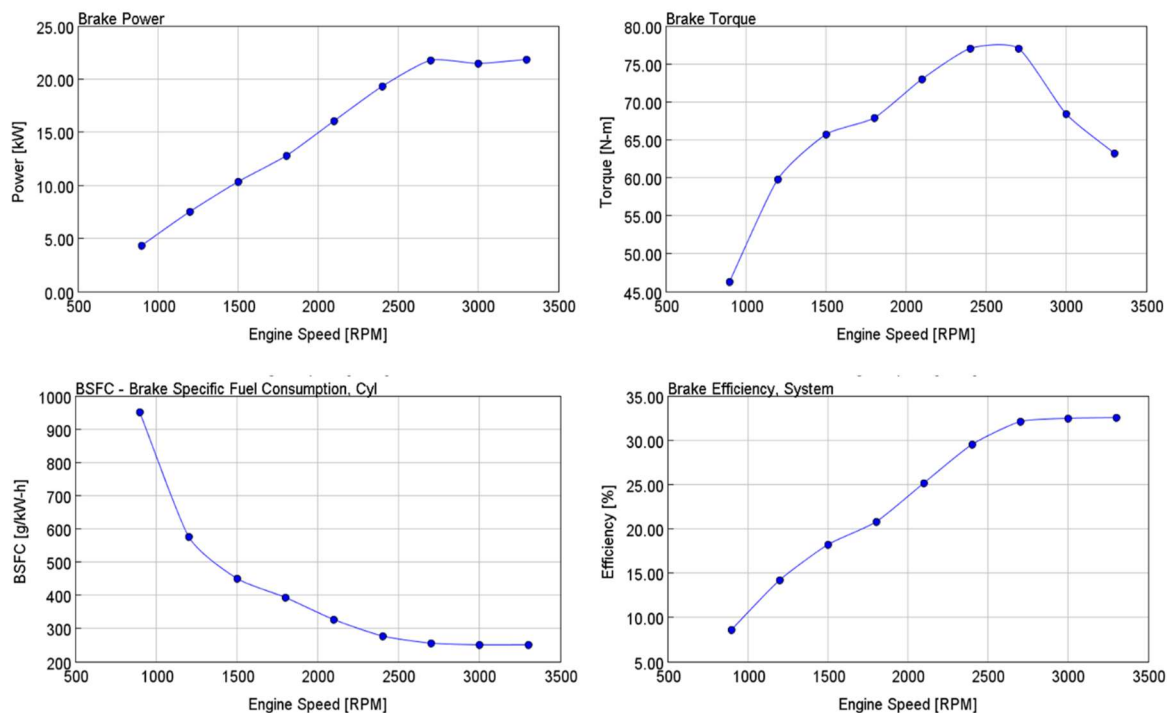
Onde: EVO = *Exhaust Valve Open* – Abertura válvula de escape, EVC = *Exhaust Valve Close* – Fechamento válvula de escape, IO = *Intake port Open* – Abertura porta admissão, IC = *Intake port Close* – Fechamento porta de escape

Por fim, estão apresentados os dados de torque, potência, consumo e eficiência do motor com os parâmetros ajustados e definidos.

Extrapolou-se a rotação máxima até 3300 rpm para justamente verificar o comportamento do sistema, porém, a rotação máxima admitida para o motor será de 3000 rpm para não necessitar de caixa de redução para aplicação em aviação.

A potência foi de 23 kW, torque de 77 N.m, BSFC próximo a 240g/kW.h@3000rpm e uma eficiência próxima a 32% foram verificados na simulação 1D com o modelo ajustado, conforme apresentado na Figura 102. O projeto do motor protótipo tem, como um dos objetivos, ser mais eficiente que os motores de dois tempos disponíveis no mercado para a mesma aplicação. Baseado nessa premissa, seu funcionamento deve se aproximar da condição estequiométrica, podendo operar com mistura pobre.

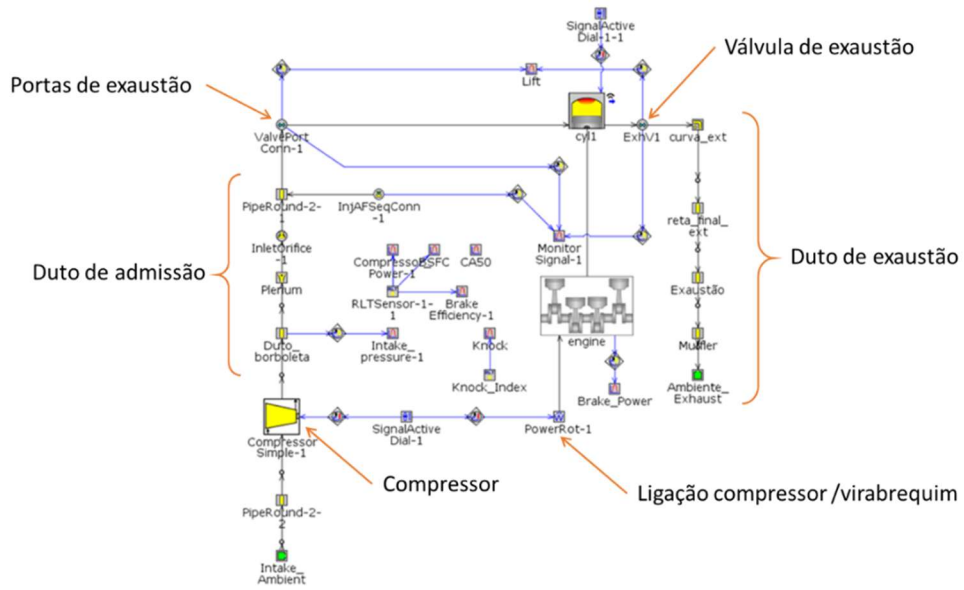
Figura 101 - Dados simulados do modelo 1D ajustado.



Fonte: o autor

O projeto do motor protótipo tem, como um dos objetivos, ser mais eficiente que os motores de dois tempos disponíveis no mercado para a mesma aplicação. Baseado nessa premissa, seu funcionamento deve se aproximar da condição estequiométrica, podendo até operar com mistura pobre.

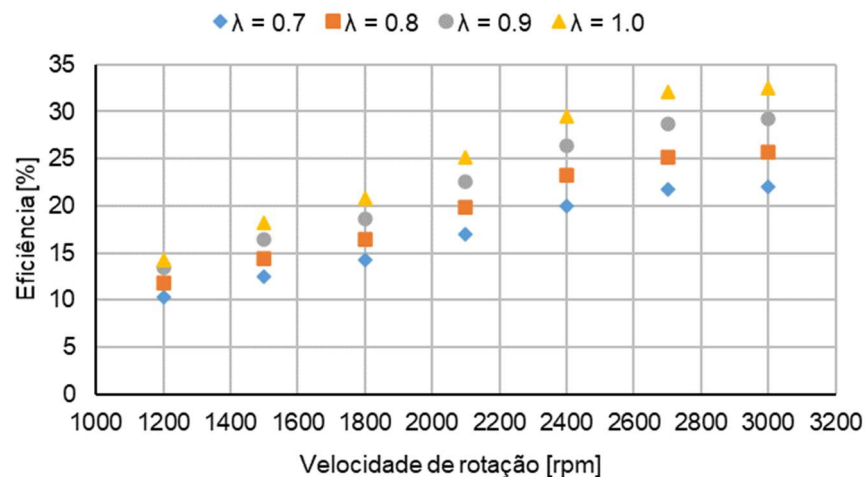
Figura 102 - Modelos 1D do motor em estudo e seus principais componentes.



Fonte: o autor

Comparando-se com o Rotax 582 UL, que opera numa condição de lambda de aproximadamente 0,7, se o valor de lambda for avaliado de 0,7 a 1,0 para o protótipo, a eficiência ainda continua a ser melhor do que o Rotax 582, mesmo com $\lambda = 0,7$. Considerando valores de 0,8 e 0,9, a eficiência global do protótipo situa-se entre 25 e 30% conforme simulado em GTPower®, como mostra a Figura 103.

Figura 103 - Eficiência do motor protótipo com diferentes relações ar-combustível.

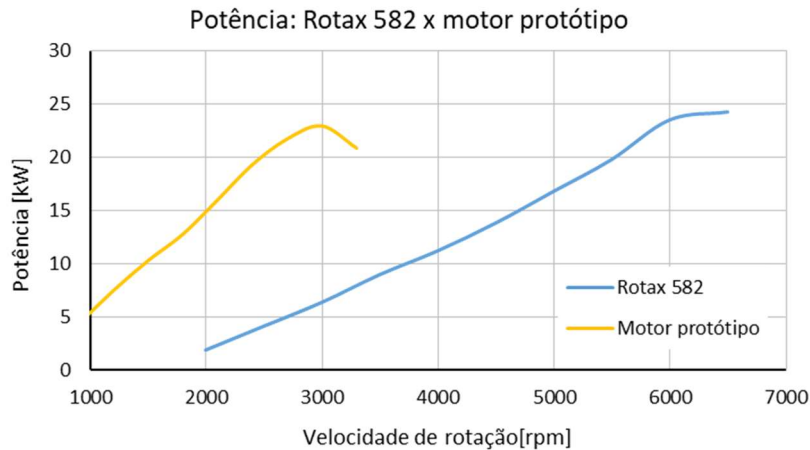


Fonte: o autor

A potência do motor é um dos primeiros números que um cliente em potencial observará. O motor simulado apresenta dados para um único cilindro e a comparação foi feita considerando a mesma configuração para o Rotax, ou seja, comparando o *power cell* de ambos. As potências máximas são próximas, o que se deve a uma das restrições impostas no projeto de que o motor multicilíndrico final deve fornecer uma potência próxima a 48 kW. No entanto, a rotação do motor em que ocorre a potência máxima é diferente, pois o motor protótipo atinge o pico a 3.000 rpm, enquanto o modelo de comparação da Rotax atinge o pico em torno de 6.000 rpm.

Outro detalhe importante é a potência específica dos dois motores. O protótipo tem um deslocamento volumétrico de 254 cc e fornece uma potência máxima de 23 kW a 3000 rpm, enquanto o Rotax 582 tem 580,1 cc e fornece 48 kW, resultando em potências específicas de 90 kW/l para o protótipo e 82,7 kW/l para o Rotax. Na Figura 104, está o gráfico de desempenho comparativo entre os dois motores, considerando o Rotax como um cilindro único para fins de comparação (apresentando aqui 24 kW de potência).

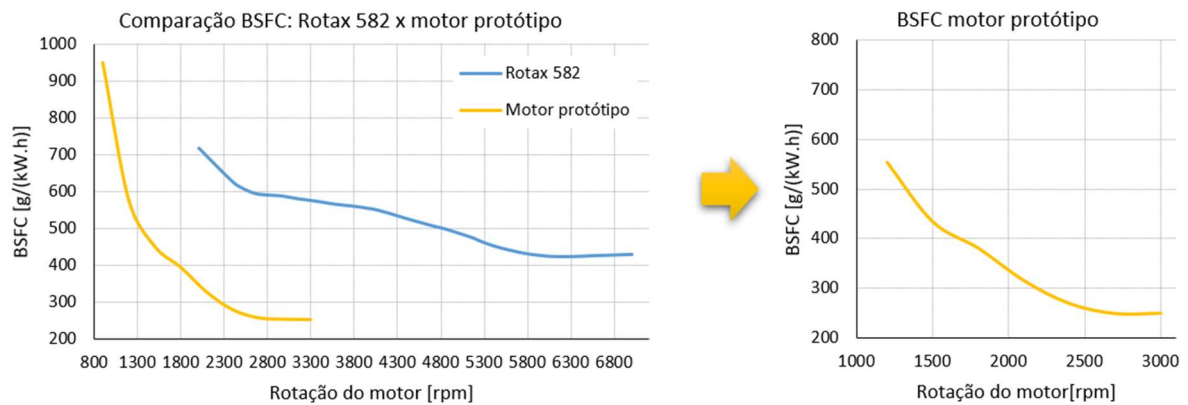
Figura 104 - Comparação de potência x rotação: Rotax 582 ULS e motor protótipo.



Fonte: o autor

O consumo de combustível também foi avaliado e comparado, pois é um dos pontos também importantes quando um cliente compra um motor. A partir da simulação, o BSFC do motor protótipo foi obtido e comparado com os valores do motor Rotax, Rotax Instalation Manual (2021).

Figura 105 - Comparação de BSFC x velocidade do motor: Rotax 582 ULS x motor protótipo.



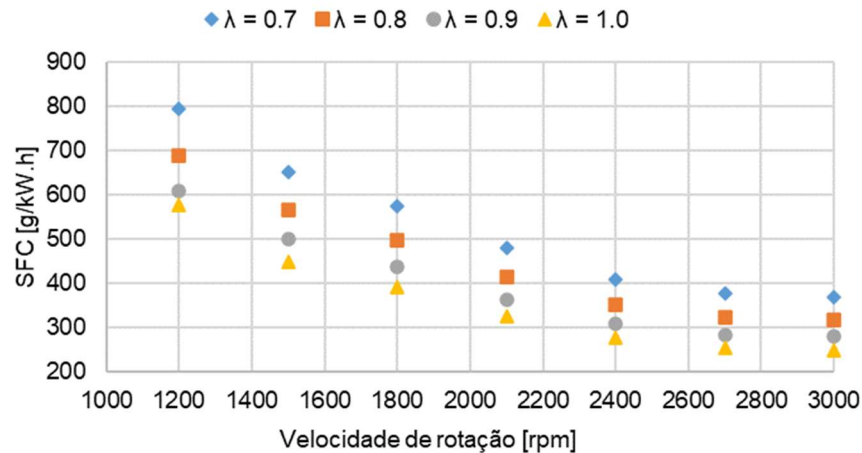
Fonte: o autor

Uma redução significativa no BSFC é observada no motor protótipo, o que se traduz diretamente em custos operacionais reduzidos e maior autonomia para a mesma quantidade de combustível. Na velocidade de cruzeiro, observa-se um BSFC de 424 g/kW.h para o Rotax 582 contra 249 g/kW.h para o motor protótipo, uma redução de 42% no consumo específico de combustível. Novamente, essa é a principal explicação para a diferença nos valores de BSFC no estado rico de operação do Rotax 582, em comparação com o estado quase estequiométrico da operação do motor, permitindo o uso mais eficiente da energia química disponível no combustível.

Quando a mistura rica ($\lambda < 1,0$) é avaliada, novamente de 0,7 a 0,9, o motor protótipo ainda apresenta menor consumo de combustível, conforme mostrado na Figura 106.

O modelo 1D estando configurado, os dados apresentados e analisados, mesmo que preliminarmente, parte-se para a seleção dos componentes mecânicos. Conforme comentado anteriormente, para a prova de conceito, alguns componentes de mercado seriam utilizados, como forma de reduzir o tempo de fabricação e também os custos envolvidos.

Figura 106 - Consumo específico de combustível no freio para o motor protótipo com diferentes relações ar-combustível.



Fonte: o autor

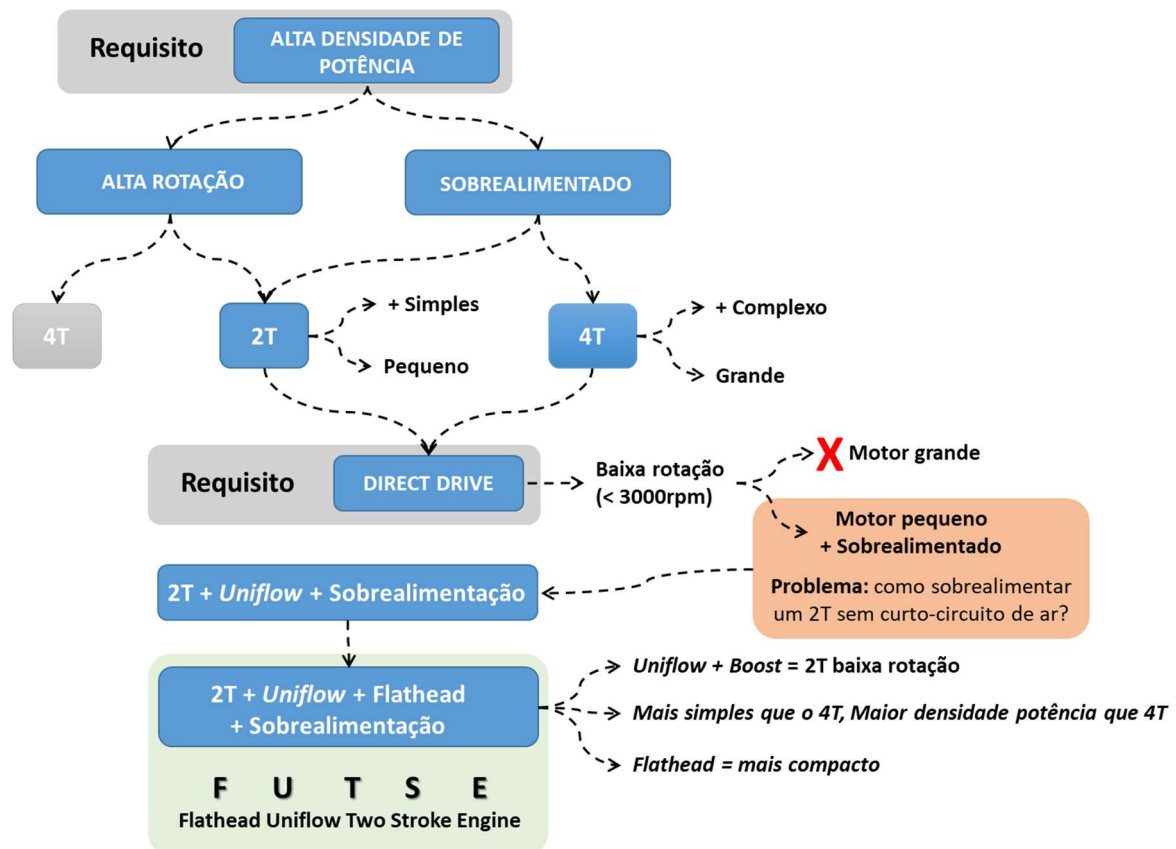
Os anéis do pistão foram definidos a partir de um modelo do FIAT Fire EVO, com diâmetro de 70 mm. O virabrequim utilizado é de uma motocicleta CRF 230, o qual é monocilíndrico e com curso de 66,2 mm, adequado à utilização. Estes dados técnicos foram atualizados no modelo 1D.

Identificados os componentes a serem adquiridos do mercado, partiu-se para o desenvolvimento dos componentes a serem fabricados, como por exemplo: pistão, comando de válvulas, válvulas, bloco, cilindro, cabeçote, sistema de admissão, etc.

Os primeiros esboços dos componentes foram gerados em software de modelamento 3D – Solidworks 2020 disponível na UFSM.

Como resultado da Fase de Projeto Conceitual tem-se o conceito do motor estabelecido, os desenhos e esboços básicos e primeiros componentes já definidos. A partir deste momento tem-se o nome do motor definido, **FUTSE**, que significa: **Flathead Uniflow Two Stroke Engine**. A Figura 107 apresenta graficamente o processo de desenvolvimento para se atingir a especificação do motor *flathead* de 2 tempos *uniflow*.

Figura 107 - Resultado do projeto conceitual – motor conceito



Fonte: o autor

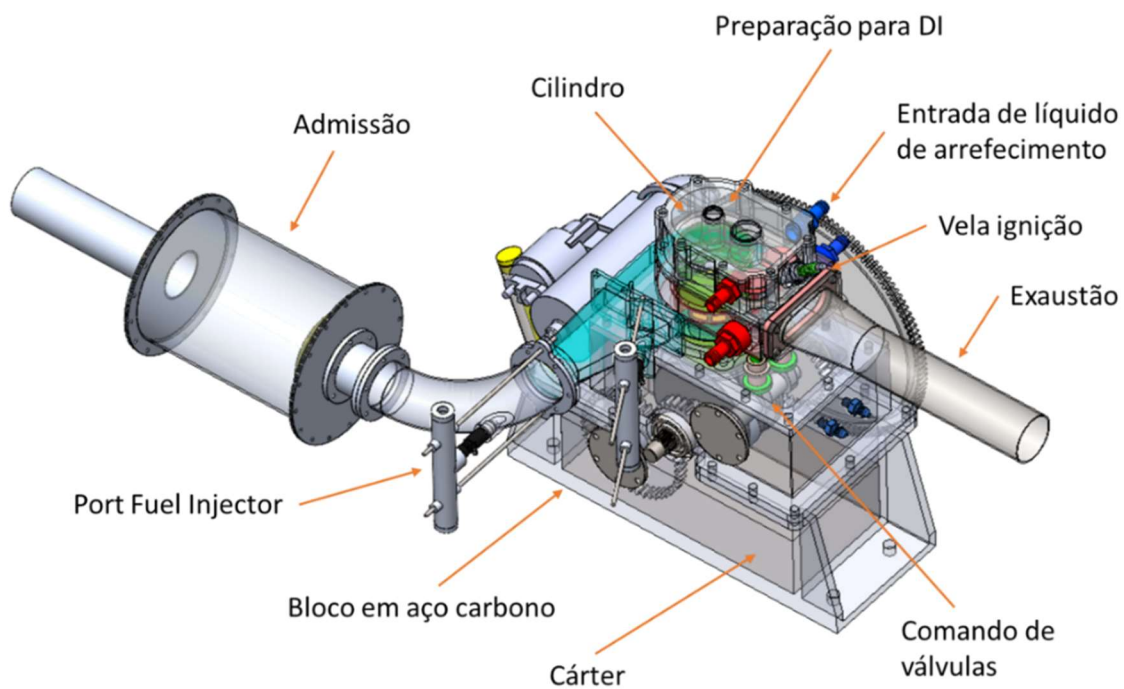
4.1.3. Resultados do Projeto Preliminar

Nesta fase de Projeto Preliminar os esboços e primeiros desenhos criados anteriormente serão refinados e inicia-se a montagem dos componentes desenhados e ajustes em seu funcionamento. Componentes adquiridos no mercado também serão modelados para fazerem parte das montagens e sincronismos para avaliação de funcionamento.

Os primeiros desenhos em CAD são aprimorados e já ganham codificação e nomenclatura.

As simulações 1D e 3D já podem ser efetuadas baseadas nos modelos gerados e retro-alimentadas com as dimensões e particularidades de cada componente. A Figura 108 apresenta o mockup digital do motor montado, com seus componentes principais, apresentando a geometria básica definida.

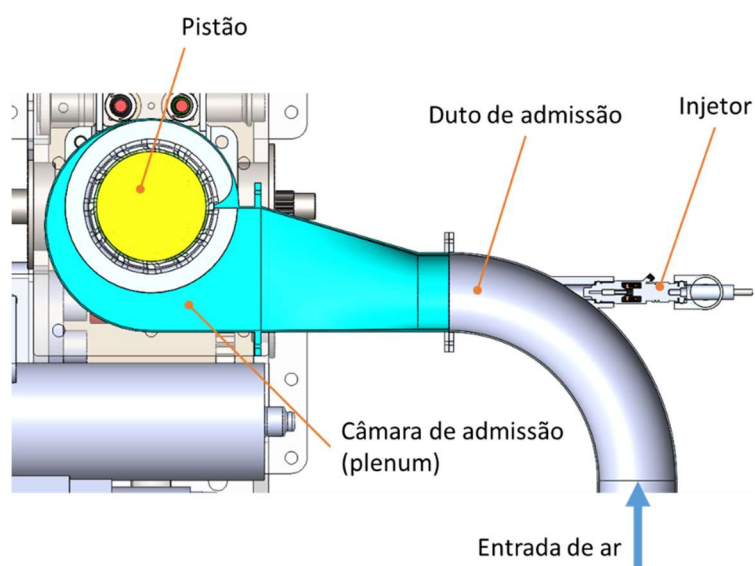
Figura 108 - Montagem do motor em SolidWorks® e seus principais componentes.



Fonte: o autor

A Figura 109 apresenta o detalhamento dos principais componentes do sistema de admissão e cilindro, detalhando as portas de admissão do sistema *uniflow* e o formato de “caracol” do *plenum* de admissão.

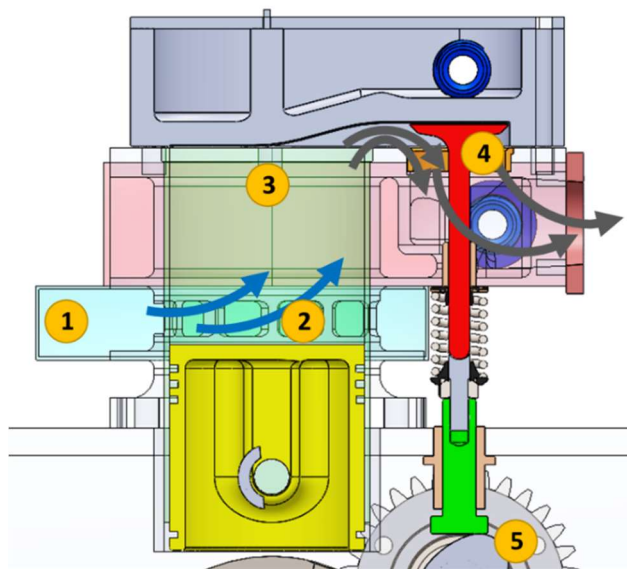
Figura 109 - Admissão de ar e sistema de alimentação de combustível



Fonte: o autor

A Figura 110 apresenta a admissão de ar e combustível (em 1), o escoamento deste para o interior do cilindro (em 2) e câmara de combustão (3) e o escape de gás queimado pelas válvulas de exaustão (4).

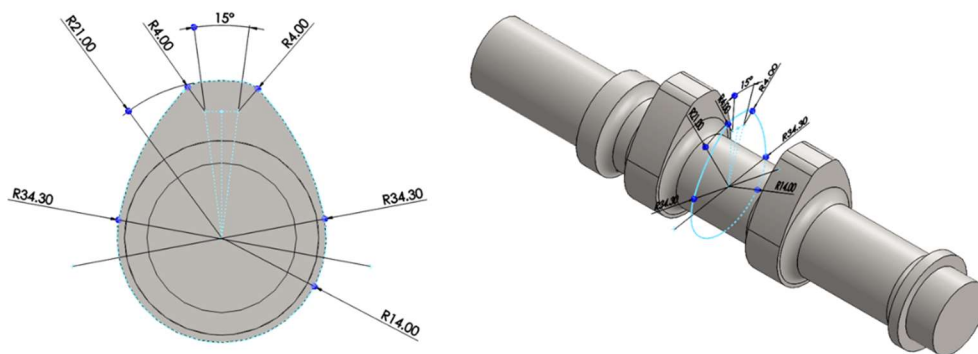
Figura 110 - Processo de lavagem do cilindro: sistema *uniflow* + *flathead*



Fonte: o autor

A Figura 111 apresenta o desenho do perfil da came e o modelamento do comando de válvulas.

Figura 111 - Comando válvulas e perfil da came

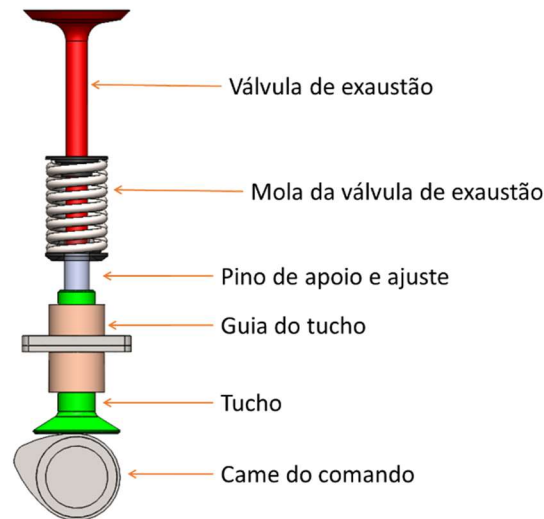


Fonte: o autor

A montagem do conjunto da válvula de exaustão está apresentada na Figura 112, apresentando o mecanismo de levante de válvulas tipo flathead que fica

posicionado lateralmente ao cilindro. Está previsto no conjunto um sistema de ajuste de válvulas com rosca e porca de travamento.

Figura 112 - Conjunto do sistema de acionamento das válvulas

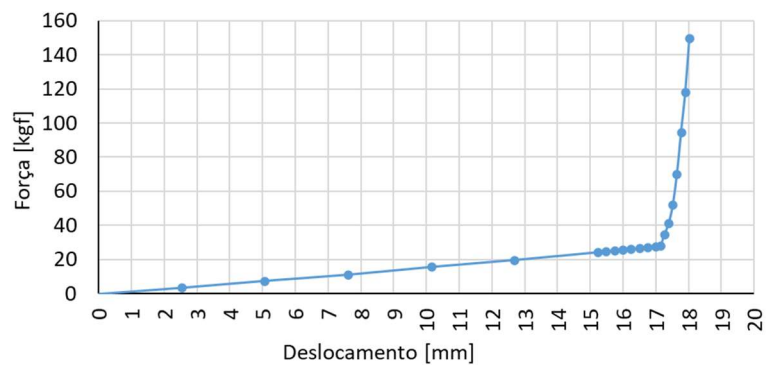


Fonte: o autor

O conjunto do comando de válvulas foi avaliado no software VTDesign® (*valve train design*) que é um dos componentes de simulação 1D do GTPower®, após selecionada uma válvula que se verificou como compatível ao modelo.

A válvula escolhida foi a válvula externa do motor VW AP 1.8. A curva de força x deformação desta válvula está apresentada na Figura 113. Esta curva foi obtida através de equipamento de medição de molas, disponível no Lab Motores da UFSM.

Figura 113 - Curva força x deformação válvula VW AP 1.8



Fonte: o autor

A partir da caracterização da mola e os componentes que fazem parte do sistema de válvulas, o estudo no VTDesign® foi efetuado. No Quadro 16 pode-se verificar a caracterização do sistema que foi utilizado.

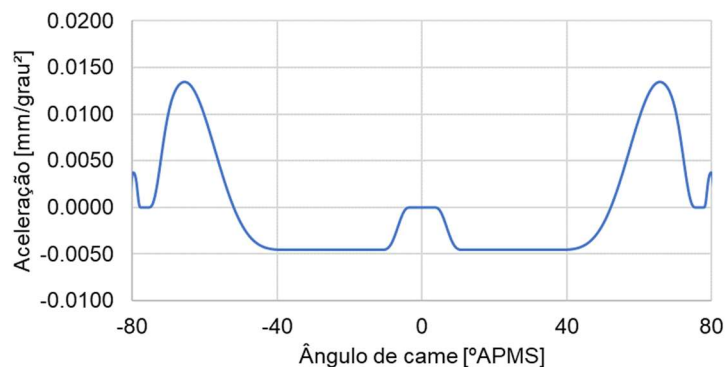
Quadro 16 - Dados de entrada para caracterização do sistema de válvulas de exaustão

Característica	Dimensão
Número de válvulas	2
Atuação da válvula	Atuação direta em tucho mecânico
Abertura da válvula de exaustão	-69,9 graus APMS@0,1 mm de levantamento
Fechamento da válvula de exaustão	69,9 graus APMS@0,1 mm de levantamento
Duração da exaustão	139,8 graus
Duração de máximo levante	15 graus
Diâmetro base da came	14 mm
Comprimento da came	10 mm
Diâmetro do tucho	25 mm
Altura do tucho	7 mm
Folga de válvula de exaustão	0,1 mm
Diâmetro da válvula de exaustão	34.5
Comprimento da válvula de exaustão	120 mm
Ângulo de válvula com relação ao cilindro	90
Massa do tucho	48 g
Massa da válvula	46 g
Massa do retentor	0,1 g
Folga inicial	0,1 mm
Fração de massa de mola	33%
Massa da mola	14 g
Comprimento livre	37 mm
Comprimento instalado	30 mm
Número de espiras	7,75
Número de espiras inativas	2
Diâmetro do fio	2.5
Espessura de fim de fio	1

Fonte: o autor

No que se refere a aceleração positiva na abertura e fechamento de válvulas, a duração do período foi inferior ao valor mínimo calculado de 14° , considerando uma frequência de rotação crítica de 6000 rpm e uma frequência natural do sistema de 1700 Hz. Além disso, a análise indicou que apenas a partir de uma velocidade de rotação de 7024 rpm inicia-se flutuações de válvula críticas, assim, tendo adequado comportamento dinâmico em todas faixas de rotação em que o motor opera, de marcha lenta, aproximadamente 800rpm, até a rotação máxima de 3000 rpm. A Figura 114 apresenta o perfil de aceleração desse comportamento de levante da válvula.

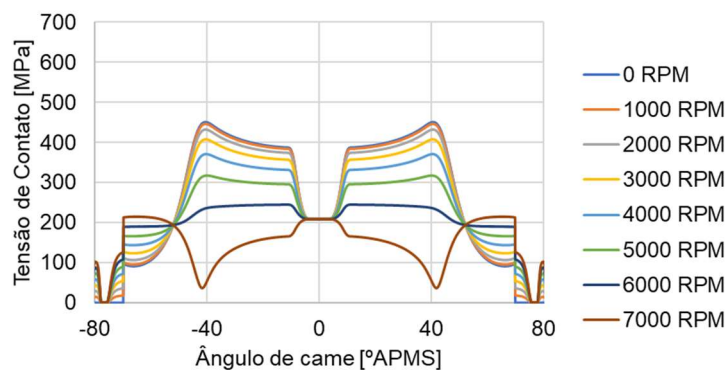
Figura 114 - Perfil de aceleração da came



Fonte: o autor

As tensões de contato entre o tucho e came também foram verificadas e estão apresentadas na Figura 115, indicando valores abaixo dos limites recomendados por Hoag e Dondlinger (2016), para todas as possíveis velocidades de rotação em que o motor pode operar.

Figura 115 - Tensões de contato entre came e tucho [MPa]

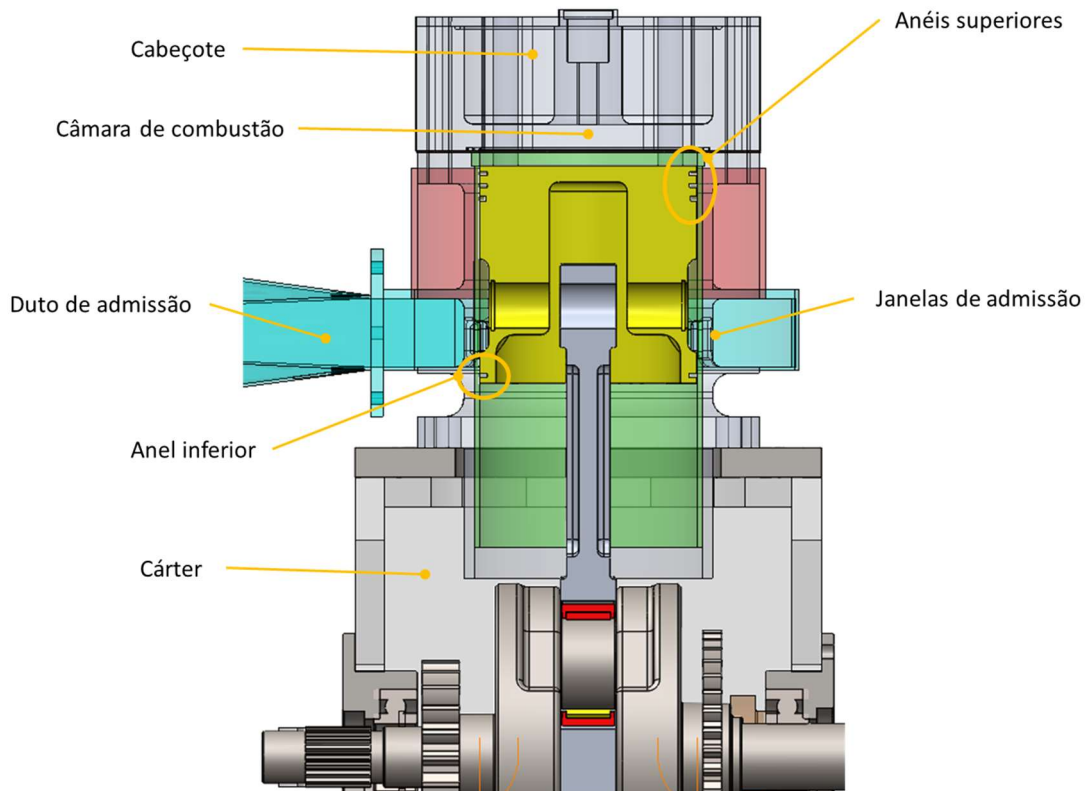


Fonte: o autor

Desta maneira, pode-se afirmar que a resistência mecânica da came desenvolvida é adequada para a operação do motor e as acelerações envolvidas não irão causar flutuação de válvula.

O desenho do pistão e a disposição dos anéis seguiu a premissa de se ter um anel de compressão, um anel raspador de óleo, um anel de óleo (todos estes montados na coroa do pistão) e um anel de compressão na parte inferior (saia do pistão) com a função de reter a pressão do *supercharger* evitando de pressurizar excessivamente o cárter.

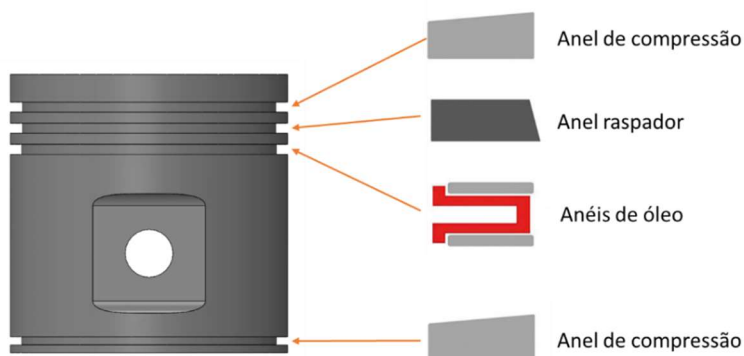
Figura 116 - corte transversal do modelo 3D mostrando componentes internos



Fonte: o autor

Assim, a Figura 117 apresenta o desenho final do pistão e a disposição dos anéis superiores e anel inferior com sua respectiva função.

Figura 117 - modelo do pistão, anéis e suas funções.

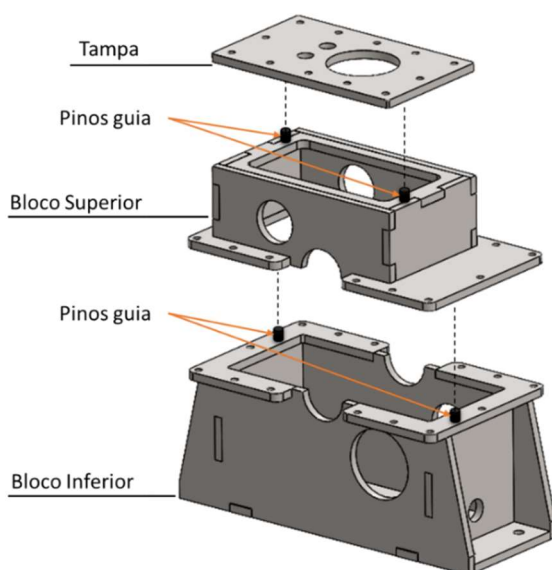


Fonte: o autor

O Anel de compressão colocado na saia do pistão é idêntico ao anel de compressão colocado na parte superior, justamente pela sua capacidade e função de reter a pressão.

O conjunto Bloco do Motor é composto por 3 principais conjuntos de componentes que são: Conjunto Bloco Inferior, Conjunto Bloco Superior e tampa. Optou-se por essa configuração para facilitar a montagem e desmontagem, por ser um protótipo, assim como o processo de fabricação fica facilitado e menos oneroso financeiramente. Para alinhamento, foram utilizados pinos guia e a fixação dos componentes feita por parafusos.

Figura 118 - Montagem do bloco do motor e seus principais componentes



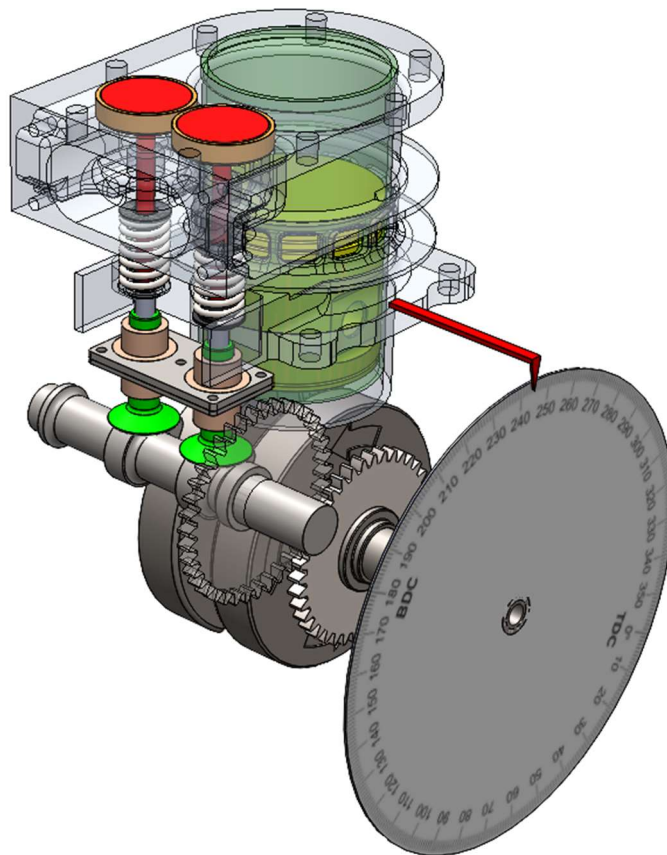
Fonte: o autor

O virabrequim foi modelado a partir da peça adquirida onde efetuou-se as medições para realização do modelo 3D do mesmo, uma vez sabido que o curso deste virabrequim é 66,2 mm.

Todos os demais componentes do motor foram igualmente modelados, a partir de dimensionamentos e alguns outros a partir de peças adquiridas, com a finalidade de se ter o maior número de componentes montados no modelo completo, possibilitando uma melhor compreensão do conjunto como um todo.

Também efetuou-se a simplificação do modelo 3D (supressão de partes do modelo) para fins de estudos específicos, como por exemplo a identificação do diagrama de válvulas e abertura e fechamento das portas de admissão. A Figura 119 mostra o modelo 3D simplificado e disco graduado montado para verificar o diagrama de abertura e fechamento de válvulas de escape e portas de admissão.

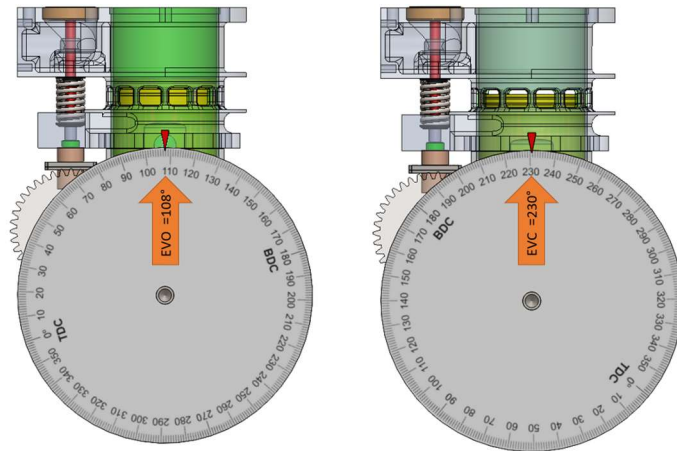
Figura 119 - Modelo 3D simplificado para verificação do *timing* de válvulas e portas.



Fonte: o autor

Com a elaboração do modelo simplificado parte-se para a verificação do *timing* de abertura e fechamento de portas e válvulas. Esta ferramenta possibilitou identificar diferenças entre o que foi projetado (estipulado no modelo 1D) e o que foi desenhado no modelo 3D, possibilitando o ajuste necessário para aproximar o máximo possível os valores. A Figura 120 apresenta o modelamento da abertura e fechamento, respectivamente em a) e b) das portas de admissão, com abertura da válvula de exaustão (EVO) em 108° e fechamento dela em 230° :

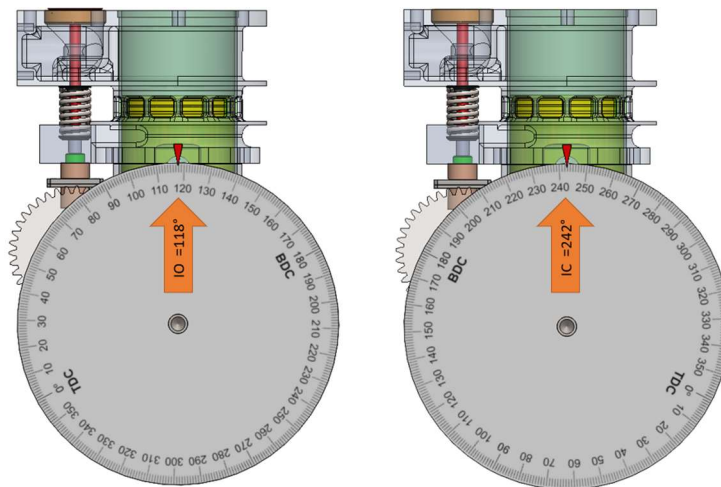
Figura 120 - Abertura e fechamento das válvulas de exaustão.



Fonte: o autor

O mesmo processo foi utilizado para modelar as portas de admissão, Figura 121, com abertura das portas de admissão em 118° e fechamento delas em 242° .

Figura 121 - Modelamento da abertura e fechamento das portas de admissão:

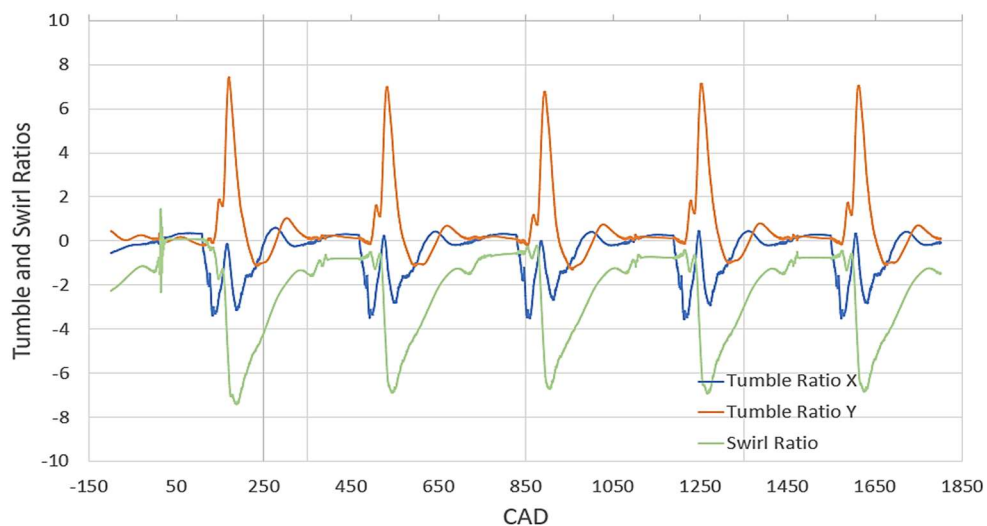


Fonte: o autor

4.1.3.1. Simulações 3D – CFD do motor

As investigações relacionadas ao uso da dinâmica de fluidos computacional foram realizadas, neste momento do projeto, para investigar as características de movimento do fluido e homogeneização da carga, de modo a garantir que a operação do motor ocorra conforme desejado. Portanto, para esse fim, os resultados de *tumble* e *swirl*, bem como os parâmetros de *scavenging*. As razões de *swirl* e *tumble* durante os 5 ciclos de combustão avaliados a uma velocidade de 3000 rpm por meio de simulação CFD podem ser vistas na Figura 122.

Figura 122 - Razões de *Tumble* e *Swirl* para o FUTSE a 3000 rpm.



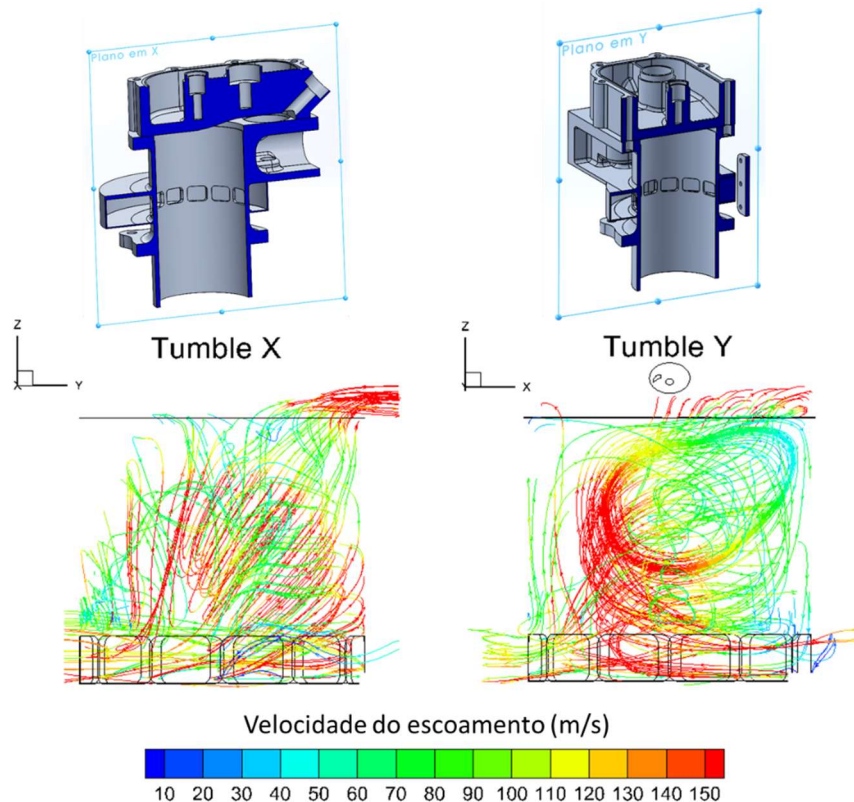
Fonte: o autor

Considerando que as portas de admissão propostas foram projetadas para a ocorrência de swirl devido ao formato do canal de admissão e ao ângulo de 25° das portas de escape, os resultados encontrados foram os esperados, com alto movimento de swirl desde o momento da admissão até um ponto em que o pistão está localizado próximo ao TDC. Os valores negativos indicam o movimento do escoamento no sentido anti-horário na referência de coordenadas adotada.

Quanto ao efeito de *tumble*, a intensidade de *tumble* na direção X é baixa, sendo mais proeminente durante o estágio inicial de indução de carga no cilindro. A intensidade de *tumble* é maior na direção Y, mas também ocorre brevemente e no sentido horário. Como o projeto do motor não prevê alta intensidade de *tumble*, os

resultados também ficaram dentro da faixa da previsão. As ocorrências de *tumble* em sua intensidade de pico podem ser vistas na Figura 123.

Figura 123 - Velocidade do fluxo e ocorrência de *tumble* nas direções X e Y a 890 CAD (pistão próximo ao BDC).

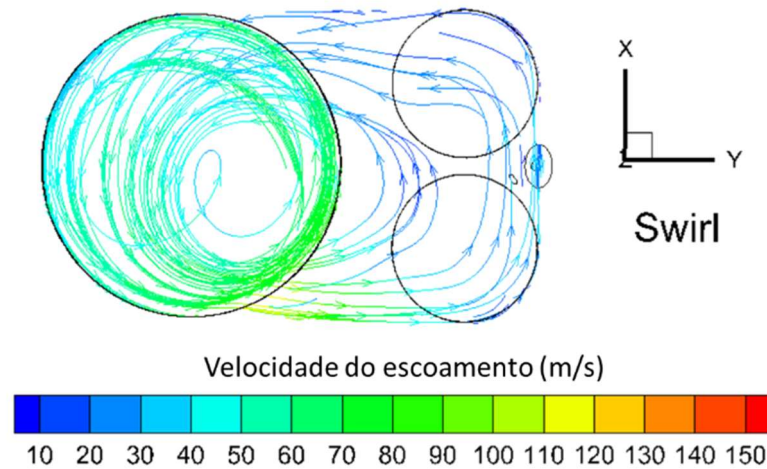


Fonte: o autor

Devido aos 2 bar de sobrealimentação a 3000 rpm, a velocidade do escoamento pode atingir mais de 150 m/s ao entrar no cilindro. Como visto na Figura 123, o *tumble* na direção Y é mais pronunciado durante esse período.

A medida que o pistão se move para TDC e as portas de admissão se fecham, a velocidade do escoamento diminui significativamente, mas a intensidade do swirl permanece, pois é o único tipo de movimento do fluido que é sustentado até ignição da carga, a Figura 124 mostra que o *swirl* persiste por um período mais longo.

Figura 124 - Velocidade do escoamento com traços de fluxo e ocorrência de redemoinho na direção Z a 970 CAD (pistão movendo-se para o TDC).



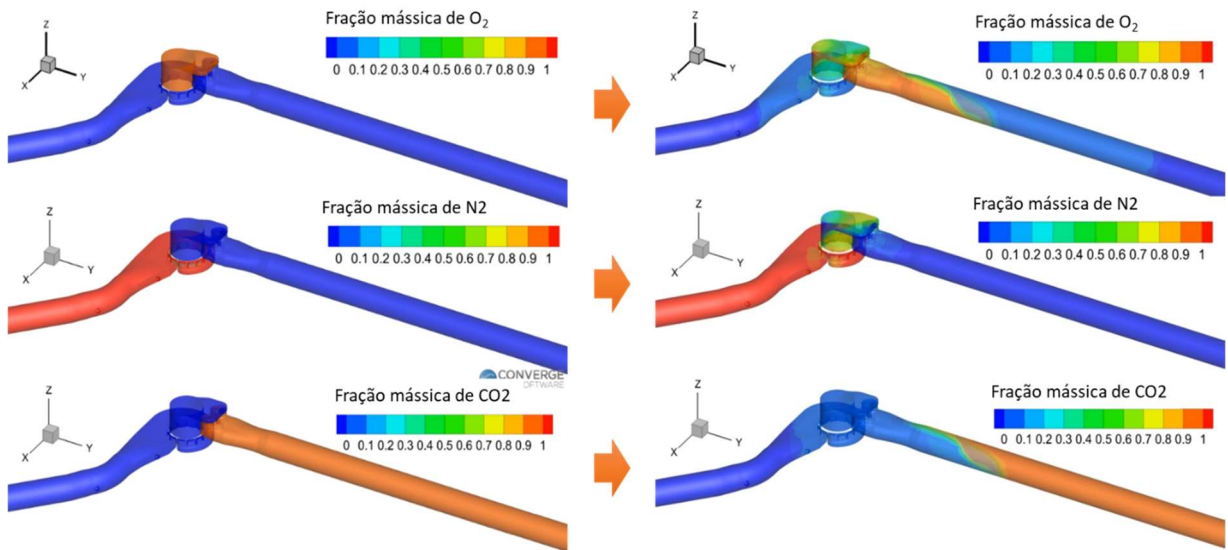
Fonte: o autor

Mesma tendo uma intensidade de tumble e swirl elevadas, não se pode afirmar que a homogeneização da carga de ar-combustível será eficaz, logo, estudos adicionais, como análise de injeção e combustão, serão necessários em investigações futuras. As eficiências de lavagem do motor também são importantes e estão relacionadas ao movimento do fluido.

Portanto, ao aplicar a metodologia apresentada na Seção 3.2, foi possível determinar a razão de entrega (*Delivery Ratio* – DR), a eficiência de carregamento (*Charging Efficiency* – CE), a eficiência de retenção (*Trapping Efficiency* – TE) e a eficiência de lavagem (*Scavenging Efficiency* – SE) por meio de gases traçadores nas seções de admissão, cilindro e escape do modelo CFD.

A Figura 125 apresenta o estado inicial dos gases traçadores (O_2 , N_2 e CO_2 , respectivamente na admissão, cilindro e escape), bem como o resultado do escoamento de cada um deles quando inicia-se a abertura das válvulas de exaustão e portas de admissão durante o ciclo de funcionamento.

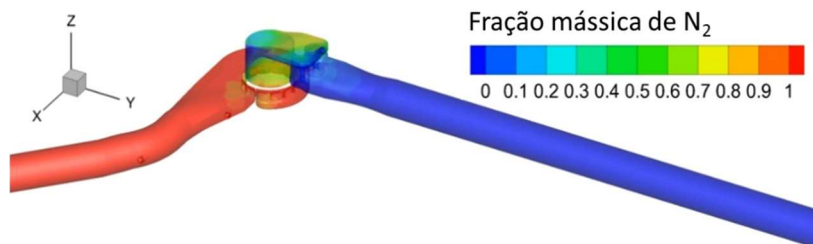
Figura 125 – Frações mássicas de O₂, N₂ e CO₂ demonstrando as trocas gasosas para os parâmetros de *scavenging* do modelo do motor proposto.



Fonte: o autor

Observa-se que, inicialmente, cada gás ocupa uma região separada. Quando ocorrem os eventos de abertura das válvulas de exaustão e portas de admissão, os gases traçadores se misturam e cada uma das três regiões passa a conter uma determinada quantidade de massa de cada um deles. O cálculo da variação de massa de cada um dos gases, considerando as diferentes regiões, permitiu a determinação dos parâmetros de eficiência de lavagem. Por exemplo, para o cálculo do DR, onde tem-se N₂ na admissão, a vazão de massa deste gás para o interior do cilindro representou o real carregamento, possibilitando a determinação exata da razão de entrega, como observado na Figura 126. Para os demais parâmetros de eficiência utilizou-se avaliações análogas através das variações observadas na massa destes gases nas regiões de avaliação.

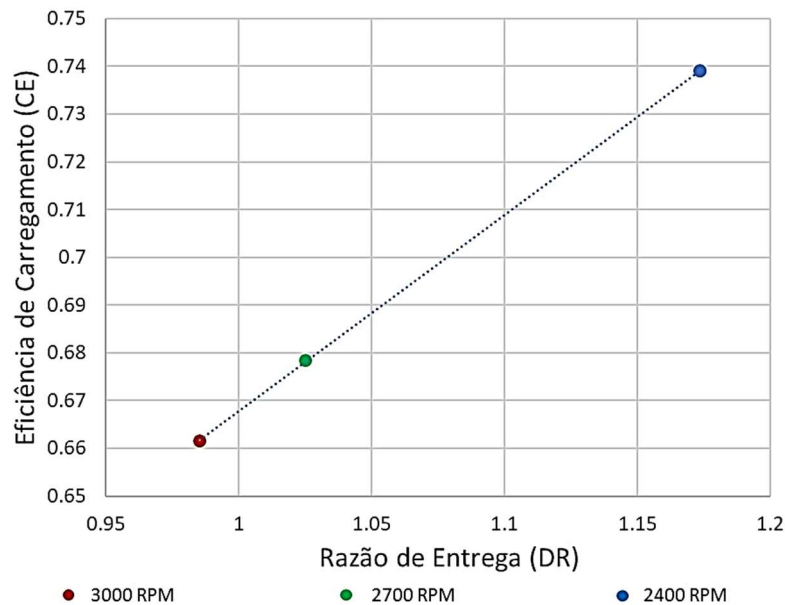
Figura 126 – Escoamento do gás traçador N₂ para o interior do cilindro



Fonte: o autor

A Figura 127 mostra os resultados da CE em função de DR para as três velocidades de operação consideradas.

Figura 127 - CE vs DR.

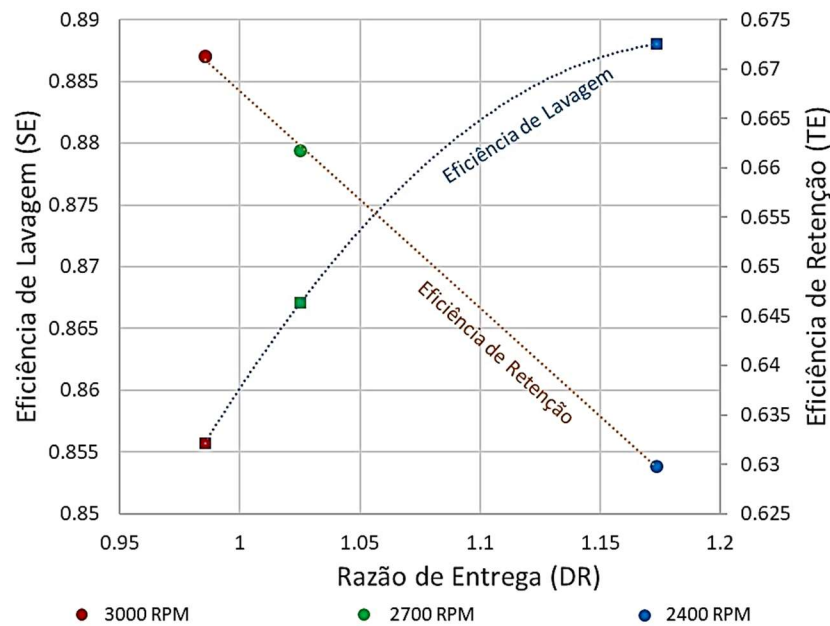


Fonte: o autor

A Figura 127 mostra que a CE aumenta com a velocidade do motor. Também é possível observar que a DR do motor atinge valores acima de 1 em velocidades de 2.700 e 3.000 rpm porque a pressão de *boost* na admissão fornece mais ar do que a massa de ar teórica por deslocamento. Em geral, a CE varia de 66% a 74% na principal faixa de operação do motor, o que é consistente com os valores encontrados na literatura para motores semelhantes. O resultado também mostra que, à medida que a velocidade do motor aumenta, o escoamento de ar de admissão para o cilindro diminui, o que também diminui a CE. Este fato pode ser indicativo de que a lavagem do cilindro é prejudicada, impondo uma restrição para a passagem da carga fresca durante o processo de admissão.

Em seguida, os resultados da TE da carga e da SE são mostrados na Figura 128, para as mesmas três velocidades do motor. De acordo com a literatura sobre motores semelhantes, o SE é cerca de 0,85 e para o DR cerca de 1,1 (Sher 1990), menos do que o encontrado no estudo do FUTSE, de cerca de 0,88, estando de acordo com o que foi obtido em termos de CE.

Figura 128 - TE (círculos) e SE (quadrados) por DR.



Fonte: o autor

Sobre a TE, é possível observar que ela aumenta à medida que a velocidade do motor aumenta. Isso indica que, quando a pressão de admissão é aumentada para velocidades mais altas do motor, uma proporção menor da carga fresca que entra no cilindro também é perdida, devido ao curto-circuito com a região de escape, em uma área de gás de maior proporção. Em termos de valores absolutos, a variação não é grande, mas a eficiência geral de retenção é próximo a 65%.

Com relação à eficiência de lavagem, a Figura 128 mostra que ela tende a aumentar com tendência a atingir seu valor máximo em torno de 3000 rpm. Assim, à medida que a velocidade do motor aumenta, a proporção de ar fornecido que é retido em relação à massa de ar e produtos de combustão do ciclo anterior aumenta. Novamente, os resultados encontrados para o motor projetado estão de acordo com os valores da literatura. O motor BUSDIG (*Boosted Uniflow Scavenged Direct Injection Gasoline*), estudado por Wang et. al. (2017), foi incluído como comparativo, pois também utiliza sistema de lavagem tipo *uniflow* e ignição por centelha, funciona com gasolina e tem parâmetros geométricos semelhantes, como o deslocamento, por exemplo. Vale mencionar, no entanto, que o FUTSE e o BUSDIG têm CR, diâmetro, curso e posição de válvulas diferentes, mas esse último serve pelo menos como referência.

As equações (21) e (22) designam algumas relações para comparar os resultados do BUSDIG e do FUTSE: a razão entre a câmara de admissão (plenum) e o deslocamento do cilindro é dada como $r_{S/C}$; e a razão entre a área de entrada e a área total da porta é dada como $r_{I/S}$. Para o FUTSE, esses dois parâmetros fornecem os seguintes resultados:

$$r_{S/C} = \frac{\text{Scavenge Chamber Volume [cm}^3\text{]}}{\text{Cylinder Displacement Volume [cm}^3\text{]}} = \frac{169,5}{254} = 0.667 \quad (21)$$

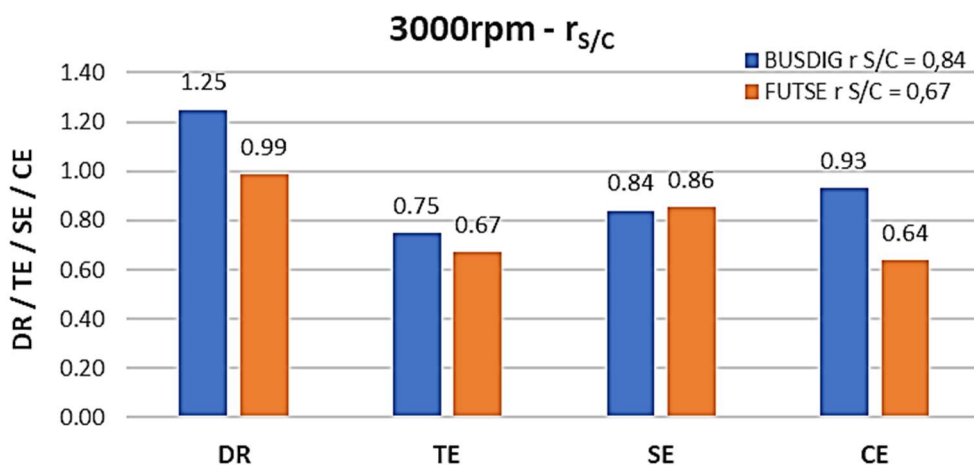
$$r_{I/S} = \frac{\text{Inlet Area [mm}^2\text{]}}{\text{Total Scavenge Port Area [mm}^2\text{]}} = \frac{1560}{1990} = 0.78 \quad (22)$$

Em seguida, é mostrada uma comparação entre os valores de DR, TE, SE e CE entre FUTSE e BUSDIG. A Na rotação de 3000 rpm, o FUTSE apresentou valores semelhantes para TE e SE, mas valores mais baixos para DR e CE, muito provavelmente pela configuração geométrica da admissão apresentar dimensões diferentes do BUSDIG.

Figura 129 mostra os valores a 3000 rpm para $r_{S/C}$ BUSDIG = 0,84 e $r_{S/C}$ FUTSE = 0,67 (comparação dos valores mais próximos).

Na rotação de 3000 rpm, o FUTSE apresentou valores semelhantes para TE e SE, mas valores mais baixos para DR e CE, muito provavelmente pela configuração geométrica da admissão apresentar dimensões diferentes do BUSDIG.

Figura 129 - Comparação entre FUTSE e BUSDIG para a relação $r_{S/C}$ a 3000 rpm.

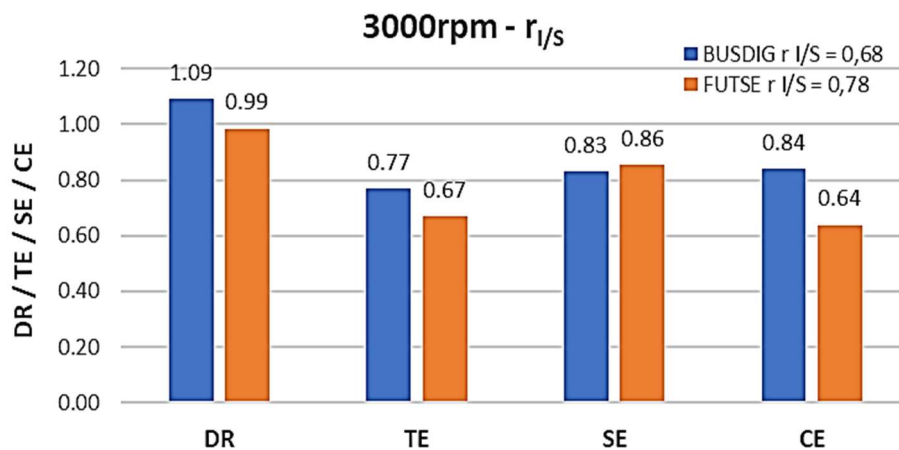


Fonte: o autor

No estudo de desenvolvimento do BUSDIG, $r_{s/c}$ é investigado de 0,84 a 3,02, apresentando resultados ainda melhores para DR, SE e CE à medida que $r_{s/c}$ aumenta, o que leva a crer que o FUTSE também se beneficiaria de uma otimização geométrica semelhante.

A Figura 130 mostra os valores a 3000 rpm para $r_{l/s}$ BUSDIG = 0,68 e $r_{l/s}$ FUTSE = 0,78 (comparação dos valores mais próximos).

Figura 130 - Comparação entre FUTSE e BUSDIG para a relação $r_{s/c}$ a 3000 rpm.



Fonte: o autor

Com essa relação geométrica, o FUTSE e o BUSDIG obtiveram resultados semelhantes para a DR e os resultados de SE, mas o primeiro obteve valores mais baixos de TE e CE. Mais uma vez, fica claro que um estudo de otimização geométrica pode favorecer os parâmetros de lavagem do motor, tornando-o ainda mais eficiente.

A principal diferença entre o BUSDIG e o FUTSE é a posição das válvulas no cabeçote do cilindro, pois o BUSDIG tem válvulas posicionadas diretamente acima do ponto morto superior do pistão, na região do cilindro principal, enquanto o FUTSE tem um sistema de válvulas de cabeçote plano (válvulas posicionadas paralelamente ao cilindro, adjacentes à região do cilindro principal).

Outra característica que os difere é a geometria do cilindro e do virabrequim, em termos de diâmetro e curso, uma vez que o BUSDIG apresenta a relação diâmetro/curso como subquadrada (diâmetro = 80 mm e curso = 100 mm), enquanto o FUTSE apresenta essa relação como superquadrada. Conforme mencionado anteriormente, o FUTSE foi construído para testar e provar o conceito, portanto,

alguns aspectos geométricos tiveram de ser ajustados, uma vez que o curto espaço de tempo para o projeto tornou necessário adaptar alguns componentes de motores que já estavam no mercado.

Mesmo assim, os resultados mostram o potencial do projeto para a criação de um eventual motor comercial que atenda ao seu segmento de mercado, seguindo um processo completo de desenvolvimento de produto.

Com a fase de Projetação concluída, tem-se como saídas:

- Projeto completo do motor demonstrador;
- Peças e componentes definidos e especificados;
- Possíveis fornecedores identificados;
- Materiais e processos estabelecidos por peça/componente a ser produzido;
- Planejamento da fabricação efetuado;
- Ensaio e testes planejados.

Encerrando, fez-se uma comparação entre o motor 2T nativo e o motor 2T proposto. Como vantagens do motor proposto destacam-se: melhor troca gasosa devido às válvulas de admissão e escape (85% para motores 2T nativos e 88% para o FUTSE), melhor eficiência térmica devido à sobre alimentação, óleo não misturado ao combustível como nos 2 tempos clássicos (de 18 a 25% para os 2T nativos e próximo a 32% para o FUTSE) e, com isso, um potencial de redução de emissões com a possibilidade do uso de etanol, injeção direta e sobrealimentação. As principais diferenças, vantagens e desvantagens estão descritas no Quadro 17.

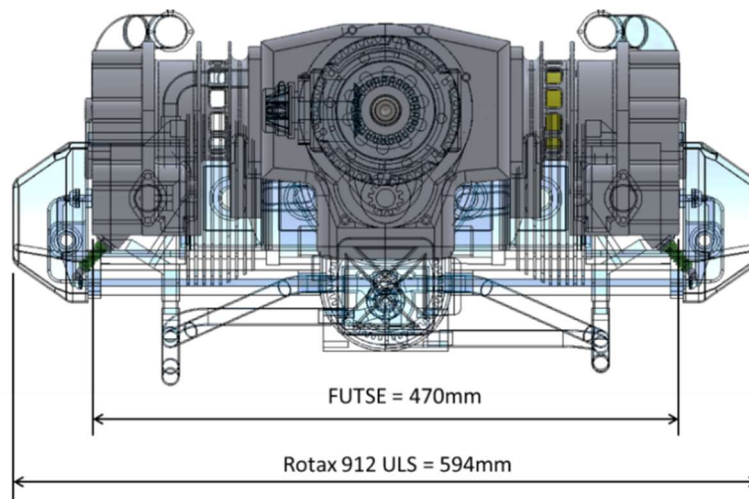
Quadro 17 – Comparação entre motores 2 tempos nativo e o motor proposto

Motor 2 tempos nativo (Cfe Manning)	Motor 2 tempos proposto
Vantagens	Vantagens
Projeto simples e sem muitas peças móveis, geralmente não apresentam mecanismo com válvulas	Sobrealimentação melhora a eficiência volumétrica
Fabricação com baixo custo	Boa troca gasosa devido às válvulas de admissão e exaustão e sobrealimentação
Alta densidade de potência	Regime de funcionamento estável devido ao controle eletrônico, em toda a faixa de velocidades
Baixa irregularidade cíclica devido ao ciclo de trabalho a cada revolução	Melhor potencial de redução de emissões às válvulas de admissão e escape
Desvantagens	Desvantagens
Consumo de combustível mais alto devido a problemas de lavagem do cilindro	Alta densidade de potência
Altas emissões de hidrocarbonetos: problemas de lavagem do cilindro	Baixa irregularidade cíclica: 1 ciclo de trabalho a cada revolução
Alta carga térmica, não há ciclo exclusivo de troca gasosa	Óleo não misturado no combustível
Marcha lenta instável: problemas de lavagem o cilindro	Boa relação massa/potência
Óleo lubrificante queima junto com o combustível	Desvantagens
Desgaste e problemas de durabilidade devido ao movimento do pistão sobre as portas de entrada e saída de gases.	Complexidade de projeto e fabricação, válvulas, sistemas eletrônicos, sobrealimentação
	Manutenção mais complexa
	Maior custo de produção
	Maior massa total

Fonte: o autor

Na possibilidade de fabricação de um motor multicilindro, uma possível arquitetura foi comparada com o motor Rotax 912 ULS de 100 HP, para avaliação de forma e vantagens em termos construtivos, Figura 131.

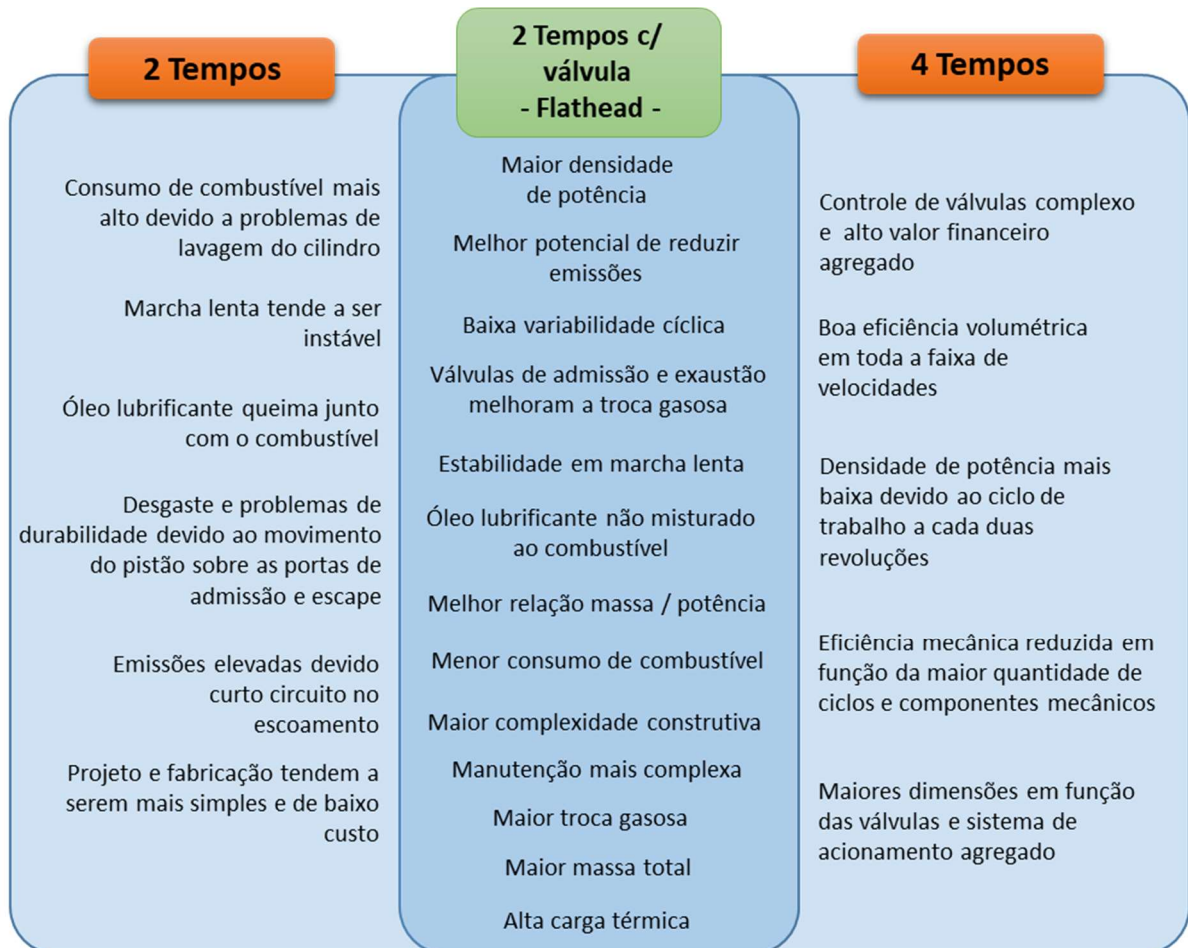
Figura 131 - Comparação entre o Rotax 912 ULS e o FUTSE



Fonte: o autor

O FUTSE foi também comparado ao motor de 4 tempos, sendo uma espécie de “melhor dos dois mundos”, como intersecção entre os motores de 2 tempos convencionais e os de 4 tempos, conforme Figura 132.

Figura 132 – Comparativo entre 2T e 4T, o “melhor dos dois mundos” no FUTSE



Fonte: o autor

Um dos resultados importantes da fase de Projeto Preliminar é o conceito do motor Flathead de dois tempos Uniflow - FUTSE. Este conceito possibilitou o depósito do pedido de patente de propriedade intelectual junto ao INPI, o qual pode ser demonstrado na Figura 133.

Figura 133 - Capa do protocolo de depósito de pedido de patente depositado.

INPI INSTITUTO NACIONAL DA PROPRIEDADE INDUSTRIAL

26/09/2022 870220087599
10:58

29409161951163213

Pedido nacional de Invenção, Modelo de Utilidade, Certificado de Adição de Invenção e entrada na fase nacional do PCT

Número do Processo: BR 10 2022 019272 3

Dados do Depositante (71)

Depositante 1 de 1

Nome ou Razão Social: UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA

Tipo de Pessoa: Pessoa Jurídica

CPF/CNPJ: 95591764000105

Nacionalidade: Brasileira

Qualificação Jurídica: Instituição de Ensino e Pesquisa

Endereço: Avenida Roraima, nº 1000, Cidade Universitária - Bairro Camobi

Cidade: Santa Maria

Estado: RS

CEP: 97105-900

País: Brasil

Telefone: (55) 3220-8887

Fax:

Email: agittec.pi@ufsm.br

Fonte: INPI (2022)

4.2. RESULTADOS DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO – PROJETO DETALHADO

(I)

Nesta etapa estão apresentados os resultados do Processo de Fabricação e o fechamento da Fase de Projeto Detalhado.

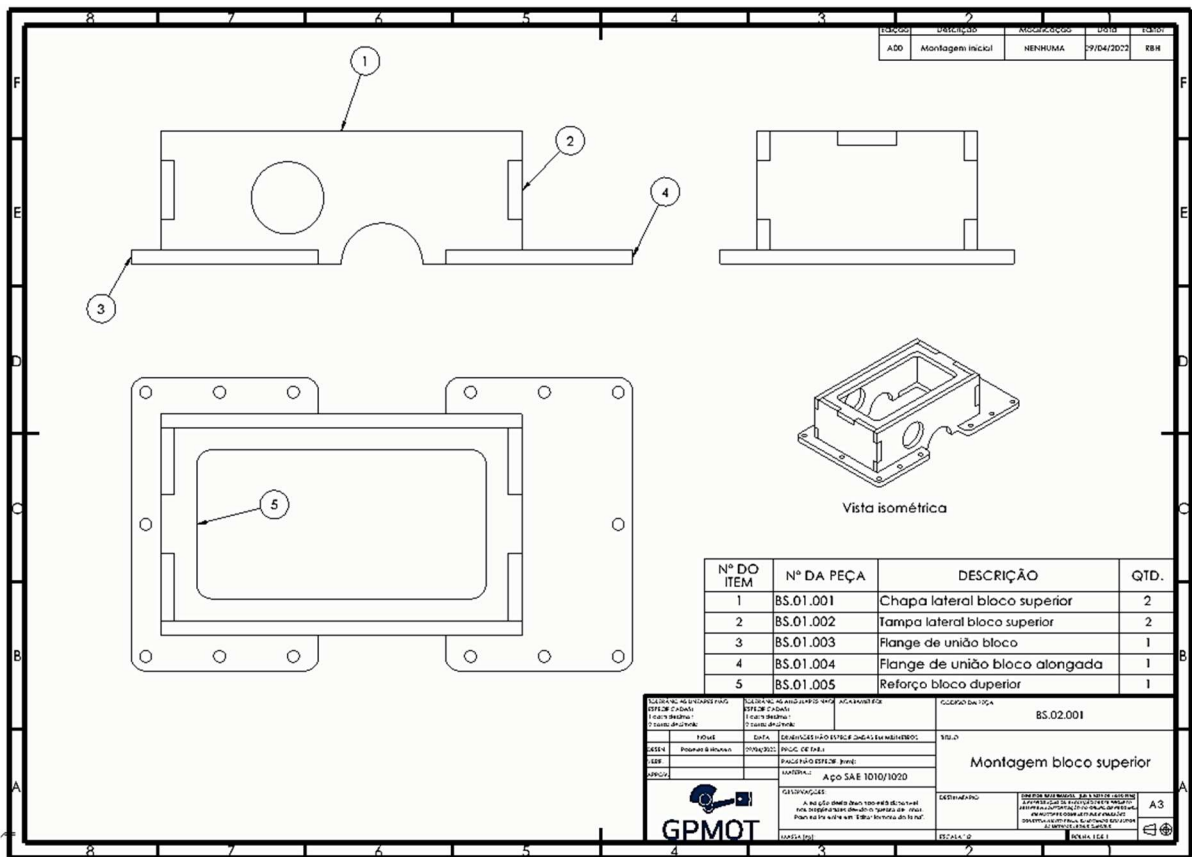
4.2.1. Projeto Detalhado

Como resultado do Processo de Fabricação tem-se a conclusão da sub fase Projeto Detalhado onde, como saídas, tem-se a realização e os ajustes nos desenhos e modelos em CAD, bem como elabora-se a lista de materiais. Ajustes nas simulações também são necessárias, principalmente nas simulações 3D em CFD, onde os modelos tridimensionais gerados em CAD são utilizados.

O processo de fabricação foi definido e parte-se para a execução das peças e componentes, definição de fornecedores e compra de materiais. Os principais componentes que foram fabricados são:

- Bloco do motor: subdividido em bloco inferior e bloco superior, na Figura 134 está apresentado o desenho técnico com a montagem e lista de materiais para fabricação do bloco superior do motor. Na Figura 135 estão apresentados os dois subconjuntos montados (bloco inferior e bloco superior) um sobre o outro, como na configuração final. Este componente foi fabricado em chapa de aço e soldado, pela facilidade de execução e baixo custo de aquisição.

Figura 134 - Desenho técnico do subconjunto Bloco Superior



Fonte: o autor

Figura 135 - Bloco Superior e Bloco Inferior montados.



Fonte: o autor

- Cilindro: após a usinagem em equipamento CNC, este passou por processo de montagem da camisa, sedes e guias de válvula, usinagem das portas de admissão e soldagem do fechamento da galeria de água e admissão. A Figura 136 apresenta o cilindro usinado e pronto para ser montada a camisa.

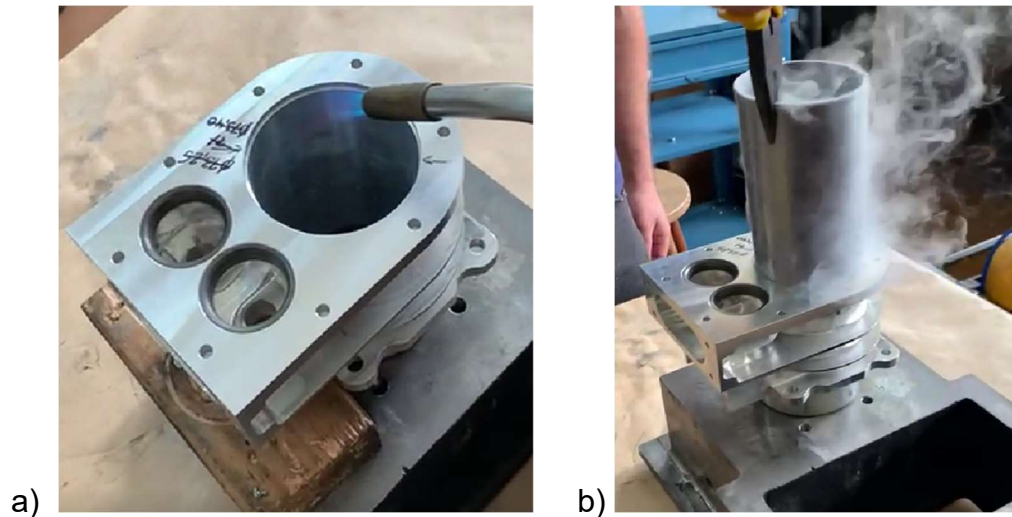
Figura 136 - cilindro usinado em CNC



Fonte: o autor

A Figura 137 apresenta a montagem da camisa no cilindro, que foi efetuada com interferência utilizando aquecimento no cilindro e resfriamento por nitrogênio líquido na camisa.

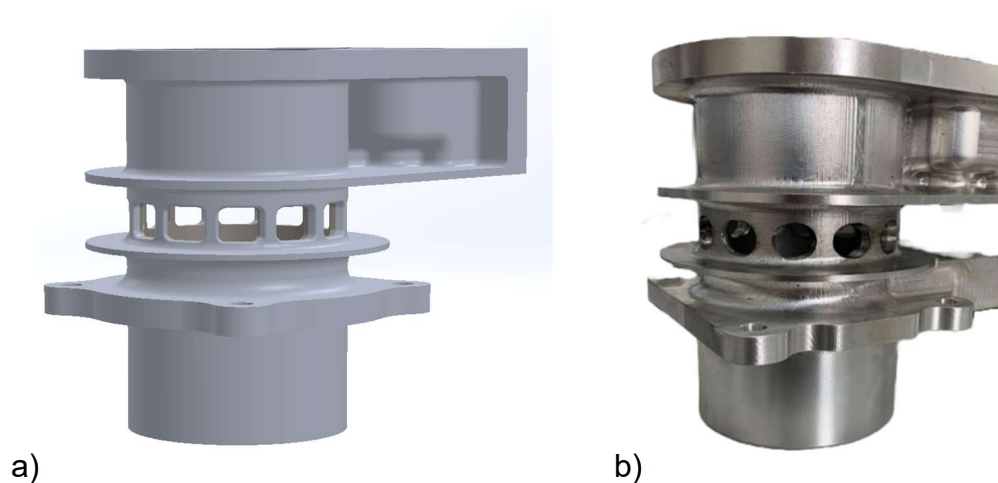
Figura 137 - a) aquecimento do cilindro, b) montagem da camisa



Fonte: o autor

Após a montagem da camisa no cilindro foi efetuada a usinagem das portas de admissão. A peça foi projetada para fabricada, quanto à abertura das portas, em centro de usinagem CNC, porém, por disponibilidade de equipamento, foi executada em fresadora convencional, sendo necessária alteração do formato das portas conforme é possível de ser visualizado na Figura 138.

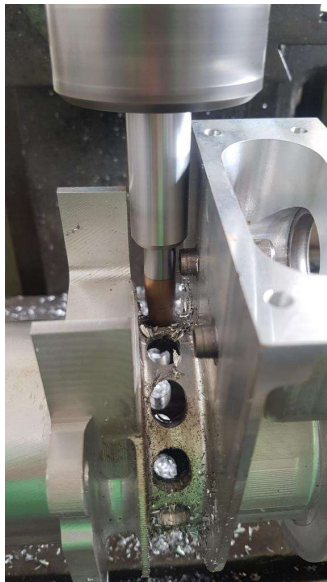
Figura 138 - a) modelo 3D e b) cilindro usinado.



Fonte: o autor

A Figura 139 mostra o processo de usinagem das portas de admissão em fresadora convencional.

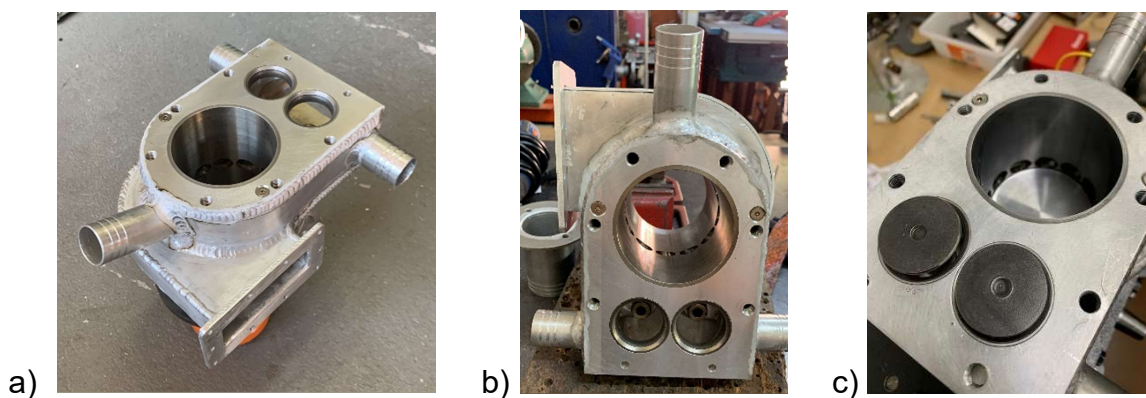
Figura 139 - processo de usinagem das portas de admissão.



Fonte: o autor

A Figura 140 mostra o conjunto cilindro pronto para ser montado no bloco, após a montagem da camisa e sedes de válvula efetuou-se a soldagem da camisa d'água e a admissão.

Figura 140 - a) cilindro pronto para receber as válvulas, b) imagem mostrando a camisa e usinagem das portas de admissão prontas, c) cilindro com pistão e anéis ajustados e válvulas montadas.

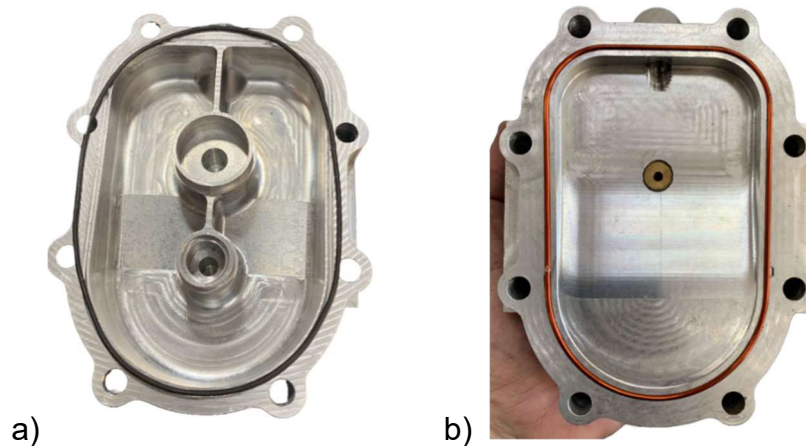


Fonte: o autor

O Cabeçote *flathead*: usinado totalmente em máquina CNC, a partir de um bloco de alumínio 6061-T6, apenas necessitou de furação e rosqueamento para

receber a vela de ignição. A Figura 141 apresenta o cabeçote pronto para ser montado.

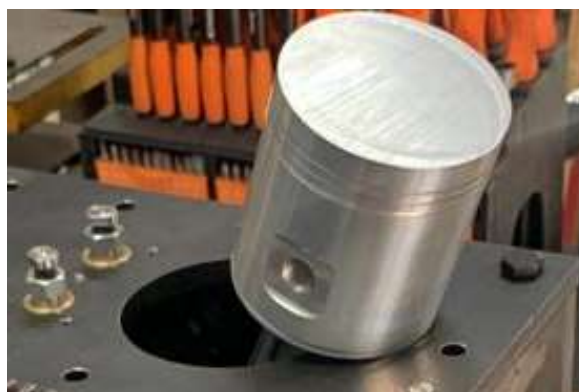
Figura 141 - cabeçote *flathead* pronto para montagem: a) vista superior mostrando a galeria de água para arrefecimento; b) vista inferior mostrando a câmara de combustão e junta de vedação fabricada em fio de cobre, tipo *o'ring*.



Fonte: o autor

O Pistão: usinado parcialmente em máquina CNC, a partir de um tarugo de alumínio liga 6061-T e recebeu processo de torneamento posterior para realização das canaletas para os anéis e pequeno ajuste dimensional na saia e topo. A Figura 142 apresenta o pistão semi-acabado, necessitando acabamento na face superior. Na imagem está montado na biela para fins de ajustes do sistema completo.

Figura 142 - Pistão montado na biela



Fonte: o autor

O Sistema de admissão: este conjunto foi totalmente fabricado em alumínio 5052 H32 e soldado por processo TIG. Algumas peças foram cortadas a laser para

melhor precisão dimensional. A Figura 143 apresenta a montagem completa do sistema de admissão com: plenum, dutos e sistema de injeção de combustível (bico injetor de combustível, flauta e conexões)

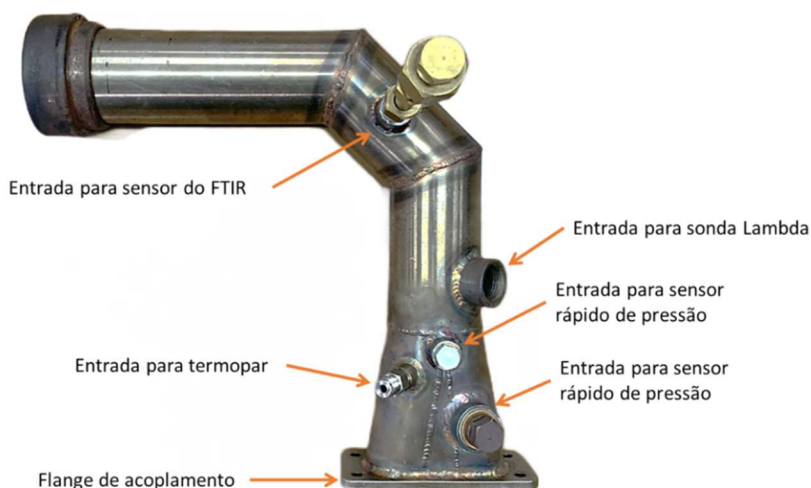
Figura 143 - sistema de admissão completo



Fonte: o autor

O Sistema de exaustão: fabricado em tubo de aço inox AISI 304, flange de fixação ao cilindro também em AISI 304 e cortada a laser. Soldado por processo TIG. Figura 144 apresenta o conjunto do coletor e tubo de exaustão pronto, em destaque a espera para termopar, sensor rápido de pressão e sensor de oxigênio .

Figura 144 - coletor de exaustão com entrada para sensores.

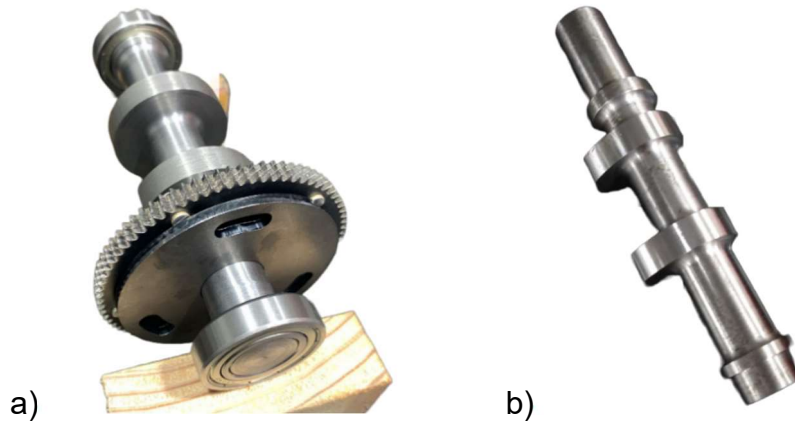


Fonte: o autor

O comando de válvulas: este componente foi fabricado em aço AISI 1045, inicialmente por processo de torneamento convencional para formação do raio base

e, posteriormente, o came usinado em máquina CNC. Não foi efetuado processo de tratamento térmico, apenas polimento da pista do came.

Figura 145 - comando de válvula de escape: a) usinagem do raio base e montagem da engrenagem e sistema de ajuste e b) comando com usinagem do came pronto.



Fonte: o autor

As Válvulas e tuchos: as válvulas foram utilizadas comerciais, apenas ajustada a altura e os tuchos foram fabricados a partir de um parafuso Allen M22 x 70, classe 12.9, os quais foram usinados em torno convencional. A Figura 146 apresenta a materia prima para fabricação do tucho e o componente depois de usinado.

Figura 146 - Tucho de válvulas



Fonte: o autor

A Figura 147 apresenta os tuchos e as válvulas já finalizadas, após usinagem e ajustes.

Figura 147 - a) tuchos com ajuste para válvula, b) válvulas de escape (original à esquerda e ajustada, à direita)

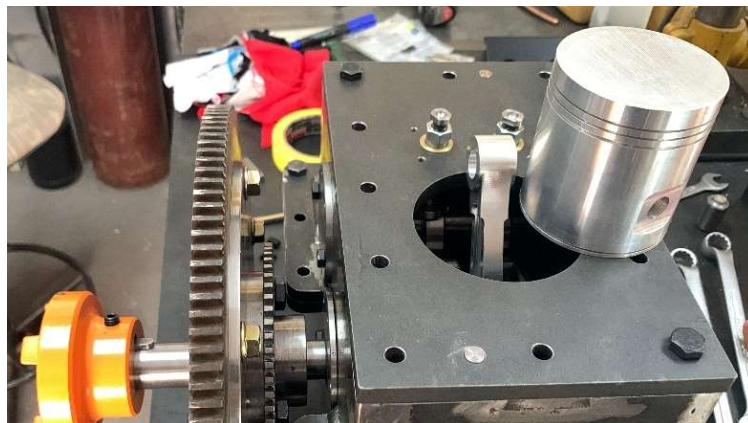


Fonte: o autor

Por fim, procedeu-se com a montagem final do motor, ajustes e verificações para iniciar o funcionamento e testes. Os mancais de apoio do virabrequim são mancais de rolamento, similares aos da motocicleta CRF 230. Para o sistema de lubrificação foi utilizada uma bomba de óleo automotiva, acoplada ao virabrequim com engrenagens, o sistema de distribuição de óleo foi feito externamente para pontos específicos como: tucho e came do comando, *jet cooler* na parte inferior do pistão para arrefecimento do mesmo e nas molas e haste de válvulas também para arrefecimento.

A Figura 148 apresenta o conjunto pistão e biela prontos para ajuste e a Figura 149 a montagem parcial do motor.

Figura 148 - Pistão e biela sobre o bloco do motor.



Fonte: o autor

Figura 149 - Bloco inferior e virabrequim.



Fonte: o autor

O sistema de lubrificação foi instalado com acionamento de uma bomba automotiva pelo virabrequim. A bomba de óleo foi modificada de maneira a coletar o óleo internamente no cárter e efetuar a distribuição pela parte externa do bloco, com tubulação em polímero para alta pressão. A Figura 150 mostra a bomba de óleo automotiva, o tubo pescador e o filtro.

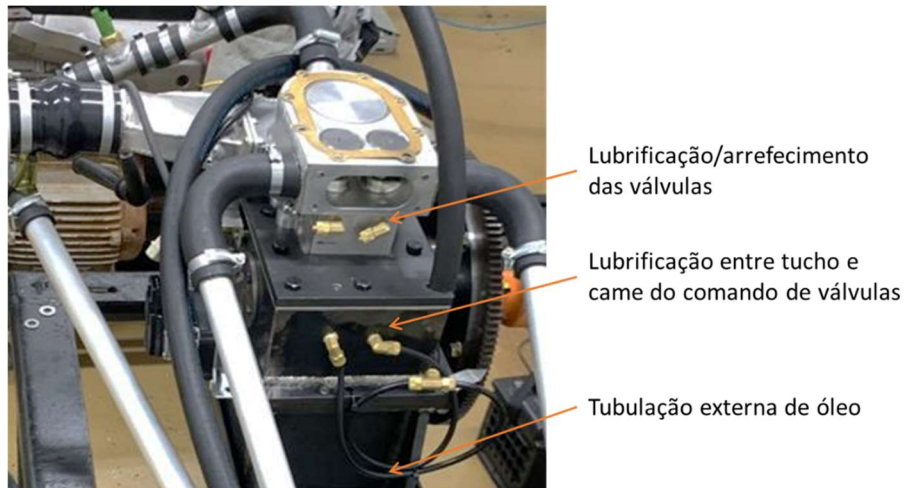
Figura 150 - Bomba de óleo automotiva modificada.



Fonte: o autor

A Figura 151 apresenta o sistema de lubrificação externo ao bloco do motor, onde são mostrados os pontos de lubrificação das hastes de válvula e do came/tucho.

Figura 151 - sistema de lubrificação do motor.



Fonte: o autor

Por segurança, instalou-se um sistema de arrefecimento do pistão, denominado *jet cooler* (em português injetor de óleo para arrefecimento). Devido ao projeto prever rotação do motor até 3000 rpm e cargas de trabalho em torno de 15 bar de BMEP, o arrefecimento do pistão faz-se necessário uma vez que é fabricado em alumínio usinado e a camisa em aço 1020. Para ter uma maior durabilidade a camisa deveria ter sido tratada termicamente ou em sua superfície, para estar perfeitamente adequada a um funcionamento com altas cargas e de longo prazo.

A Figura 152 mostra a posição do injetor de óleo para arrefecimento, direcionando o jato de óleo para a parte inferior interna do pistão

Figura 152 - *jet cooler*

Fonte: o autor

Com todos os componentes montados e ajustados, a folga de válvula foi estipulada em 0,4 mm e fez-se o ajuste do momento de abertura e fechamento com auxílio de disco graduado e relógio comparador para verificação da altura de levante das válvulas.

Figura 153 - Identificação do ponto morto superior e ajuste de válvulas.



Fonte: o autor

Nesto ponto foi traçado o perfil de abertura de válvulas de admissão e comparado com o que foi projetado. Ocorreu uma diferença do real para o que foi desenhado, possivelmente por imperfeições na fabricação e até mesmo no contato do came com o tucho de válvula. O perfil projetado versus o que foi realizado encontra-se na discussão dos resultados experimentais.

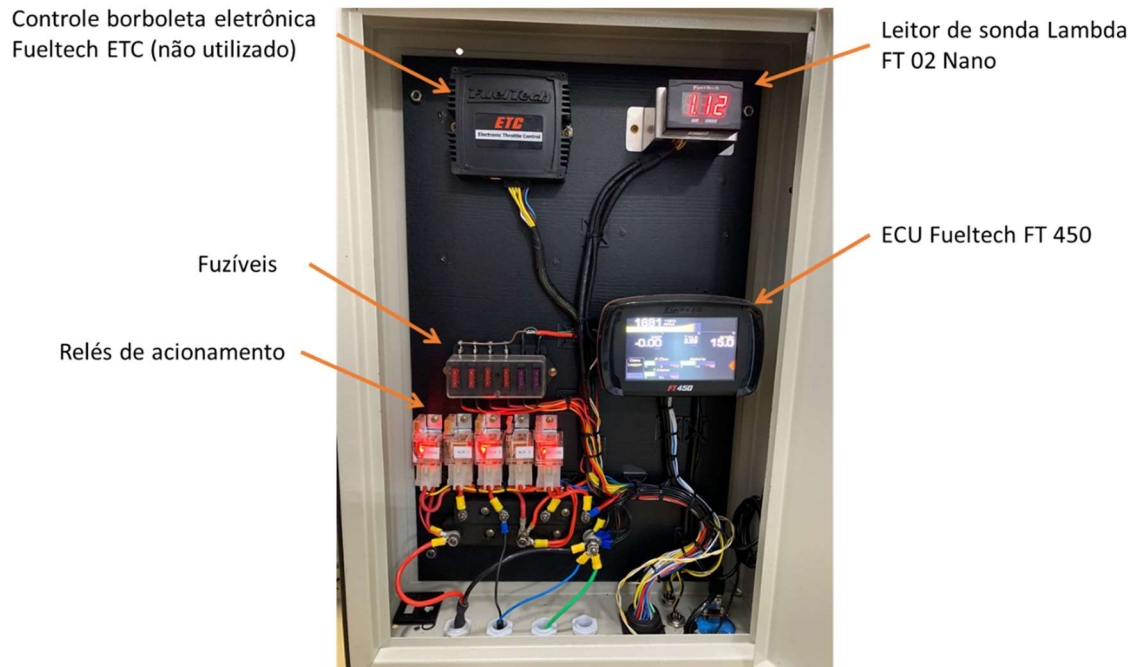
Todos os parâmetros verificados, o motor foi montado na bancada dinamométrica para a aquisição dos dados de funcionamento, concluindo a fase de Projeto Detalhado I. A etapa a seguir apresenta os dados dos experimentos, que estão inseridos dentro da fase de Projeto Detalhado II.

4.3. RESULTADOS DOS EXPERIMENTOS – PROJETO DETALHADO (II)

Inúmeros itens foram acrescentados ao motor e ao aparato experimental como sensores, válvulas, sistema de arrefecimento composto por radiador, mangueiras e bomba de água, sistema de sobrealimentação de ar com bancada de

sobrealimentação (*supercharger*), sistema de gerenciamento do motor com uma *interface box* composta por ECU Fueltech F450 e medidor de oxigênio Fueltech Nano.

Figura 154 - Bancada de gerenciamento do motor.

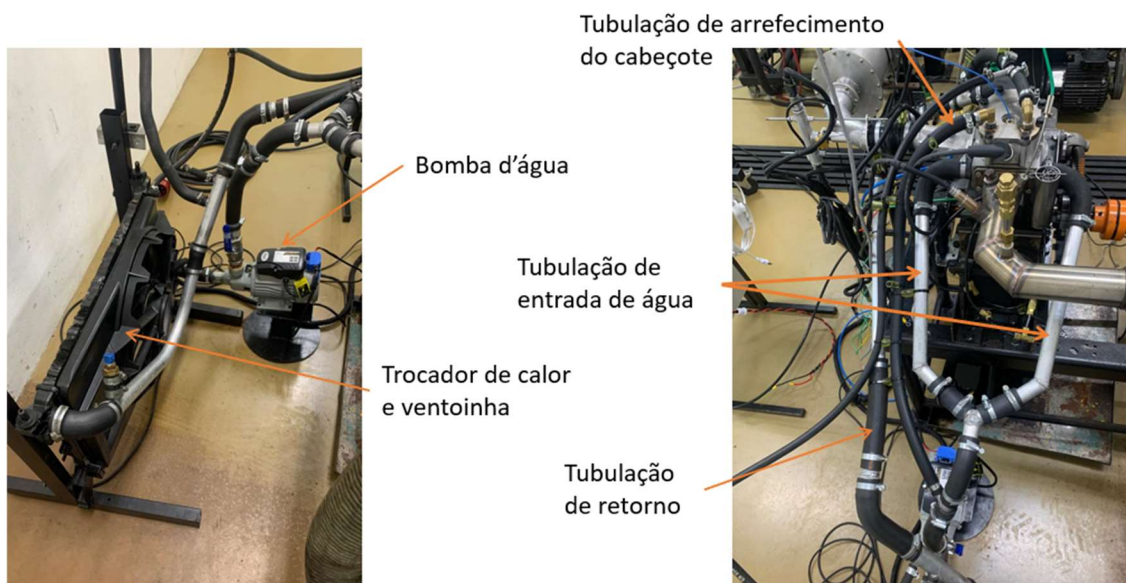


Fonte: o autor

O sistema de arrefecimento do motor, similar ao sistema de lubrificação, também foi feito externamente ao motor, arrefecendo o cilindro e o cabeçote. O líquido de arrefecimento é bombeado por uma bomba elétrica monofásica de 0,5 CV. Os dutos de condução do líquido de arrefecimento foram fabricados em alumínio e mangueira de borracha com diâmetro de uma polegada. O trocador de calor é automotivo e contempla uma ventoinha, que está programada, na ECU, para acionar com temperatura de 85° C e desligamento quando a temperatura atinge 75° C.

O sistema de arrefecimento pode ser verificado na Figura 155 assim como seus componentes: bomba de água, trocador de calor (radiador), mangueiras de alimentação de retorno.

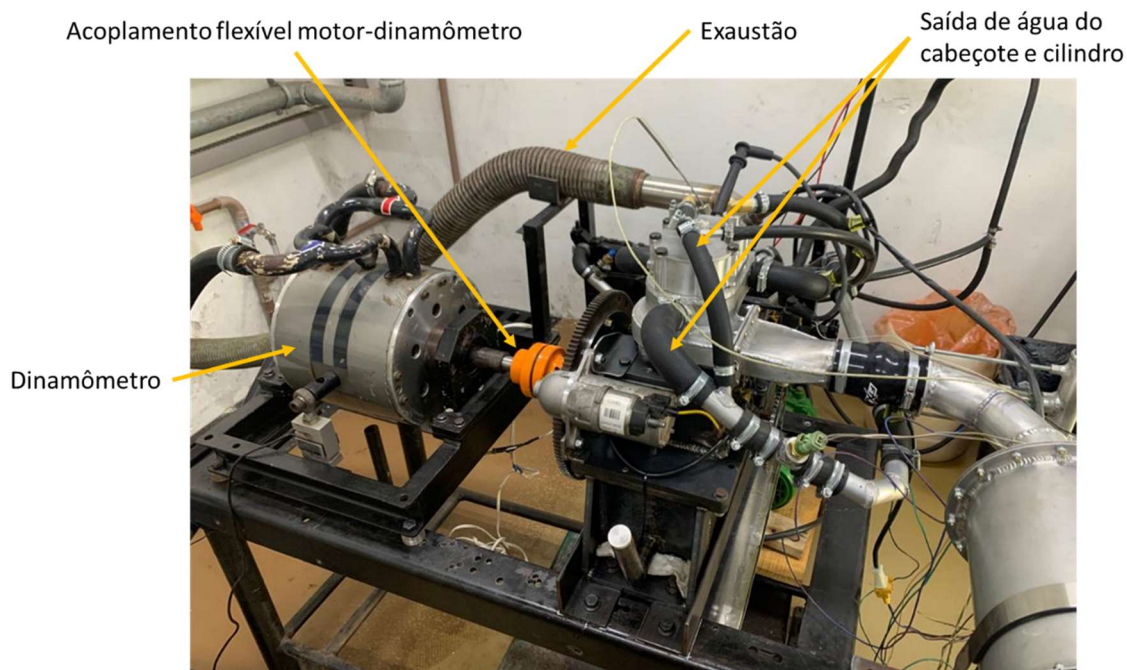
Figura 155 - Sistema de arrefecimento do motor nos experimentos.



Fonte: o autor

A Figura 156 apresenta a bancada dinamométrica utilizada e os principais componentes como o dinamômetro, a acoplamento flexível para absorção de vibração, duto de exaustão dos gases queimados e demais componentes periféricos usados nos ensaios.

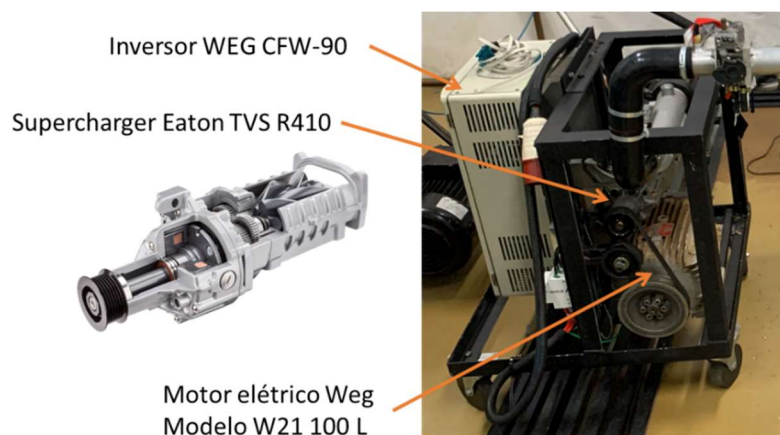
Figura 156 - Bancada dinamométrica montada para os experimentos



Fonte: o autor

Para a sobrealimentação do motor foi utilizado um *supercharger* automotivo, acionado por um motor elétrico trifásico de 5 CV e controlado por um inversor WEG, o qual fornece até 2,9 bar de pressão (absoluta) de sobrealimentação, superior aos 2,0 bar necessários para atingir máxima potência a 3000 rpm conforme projeto.

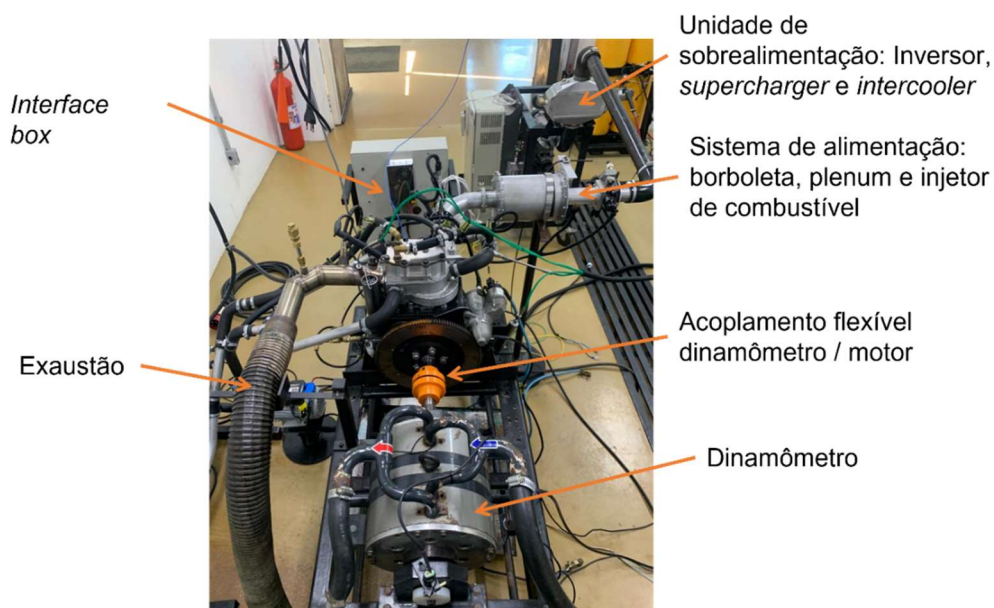
Figura 157 - Bancada de sobrealimentação montada no aparato experimental



Fonte: o autor

O *setup* completo do experimento foi montado dentro da célula de teste número 03 do Laboratório de Motores, onde há sistema de monitoramento e controle externo completo do motor.

Figura 158 - Montagem completa do experimento.



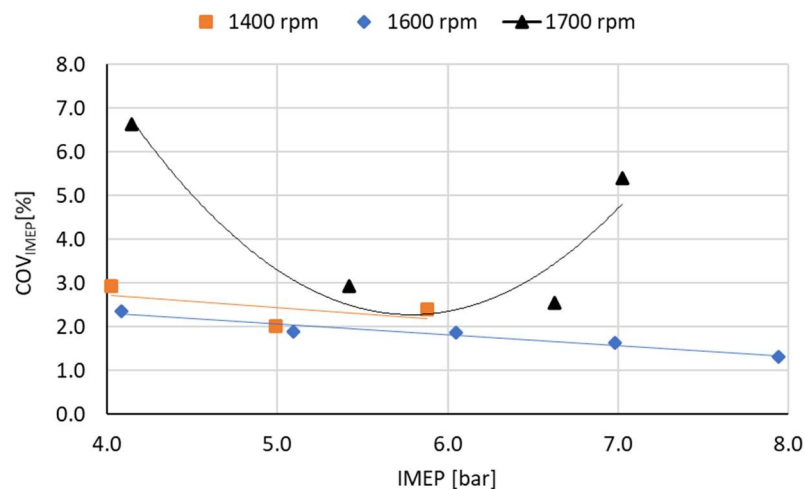
Fonte: o autor

Com o aparato experimental pronto para iniciar os testes, no primeiro funcionamento procurou-se estabilizar a rotação em marcha lenta, ajustando tempo de injeção, ponto de injeção e ignição.

Gradativamente a rotação foi aumentada, reajustando-se os parâmetros de maneira a manter o funcionamento mais estável possível, objetivando-se COV_{IMEP} menor que 3% como alvo (MOHAMED, 2005), Figura 159.

Três faixas de rotação foram avaliadas: 1400, 1600 e 1700 rpm. Não foi possível elevar a mais de 1700rpm a rotação do motor, condição na qual foi difícil estabilizar a carga e rotação pois o motores apresentou instabilidade de combustão. Com 1800rpm o funcionamento tornou-se instável e não foi possível a coleta de dados.

Figura 159 - COV_{IMEP} em diferentes rotações e cargas

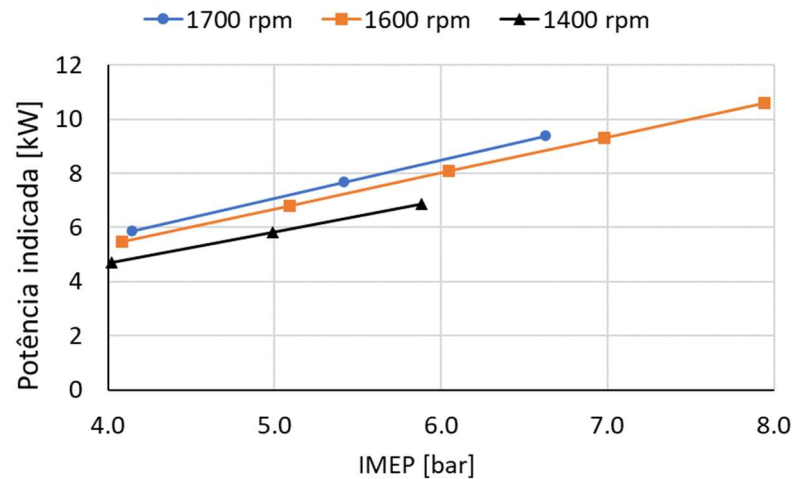


Fonte: o autor

O torque e a potência foram avaliados em termos de valores indicados em função de a célula de carga adaptada ao dinamômetro não apresentar confiabilidade.

Na Figura 160 estão apresentados os dados de potência indicada nas diferentes rotações testadas, 1400, 1600 e 1700 rpm e suas respectivas cargas atingidas em cada teste.

Figura 160 - Potência indicada x IMEP para diferentes rotações e cargas

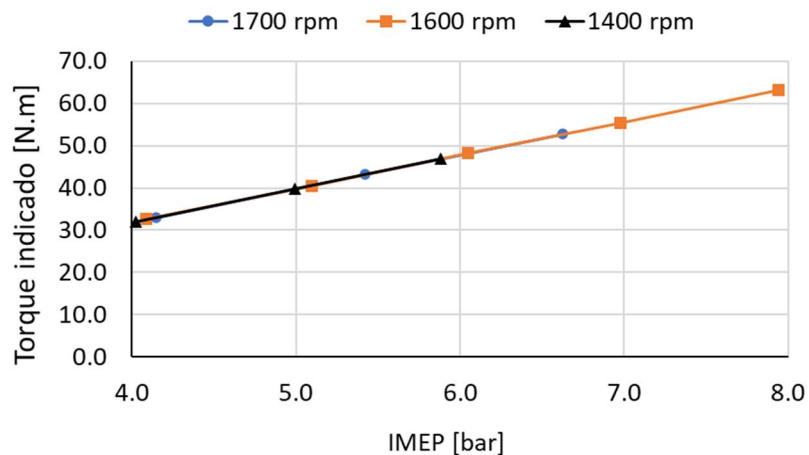


Fonte: o autor

Conforme comentado anteriormente, para a rotação de 1700 rpm não foi possível aumentar a carga acima de 6,5 bar de IMEP em função da combustão se tornar muito instável.

Para os dados de torque indicados também são apresentados valores nas diferentes rotações avaliadas e suas respectivas cargas, conforme Figura 161.

Figura 161 - Torque indicado x IMEP em diferentes rotações e cargas



Fonte: o autor

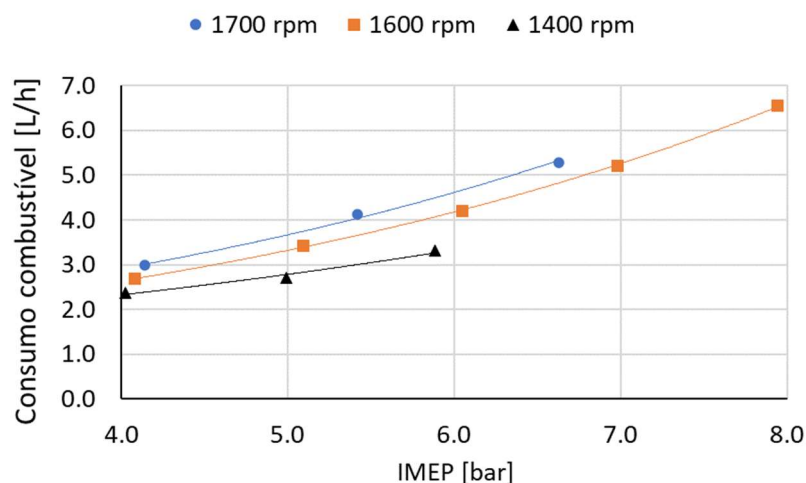
Similar aos dados de potência, não foi possível a obtenção de dados acima dos 1700rpm, conforme relatado anteriormente, o motore apresentou combustão instável.

Verifica-se torque próximo a 60 N.m com carga de 8 bar IMEP a 1600rpm, rotação onde foi possível explorar mais o comportamento do motor. Acredita-se que na faixa dos 2400 a 2700 rpm será onde o torque apresente seus valores máximos, para o qual ele foi projetado.

Em termos de consumo de combustível, este ficou acima do simulado no modelo 1D, muito possivelmente em função do curto-circuito identificado em função de uma diferença observada entre o comando que foi projetado e o que foi construído, assim como o tempo de abertura das portas de admissão. Este fato será melhor abordado no capítulo sobre a discussão dos resultados experimentais.

A Figura 162 apresenta os dados de consumo de combustível, em litros/hora para as rotações avaliadas e as respectivas cargas. A apresentação dos dados de consumo nesta configuração deve-se ao fato de o mercado de aviação utilizar esta métrica. Estes dados de consumo foram obtidos a partir dos dados coletados na ECU. O consumo de combustível indicado, ISFC, sigla em inglês que significa *Indicated Specific Fuel Consumption*, foram obtidos com equipamento de medição de vazão do tipo Coriolis, porém este estava disponível apenas quando se efetuou os testes nas rotações de 1600 e 1700 rpm.

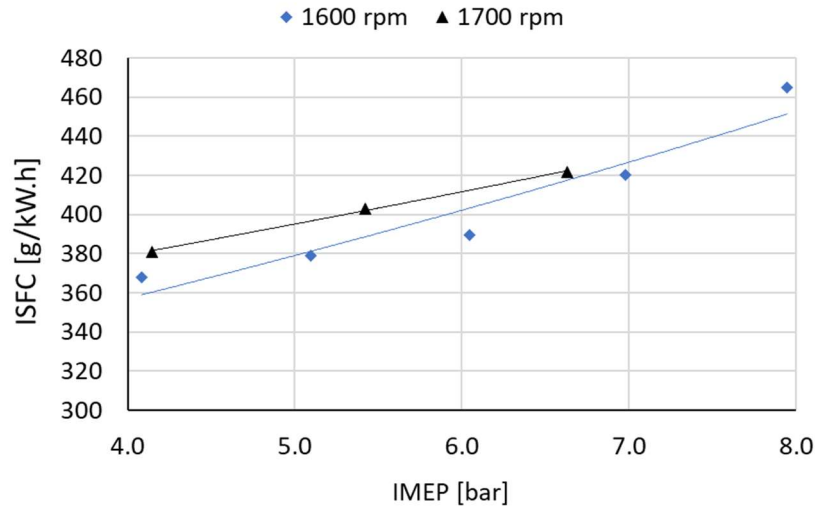
Figura 162 - consumo de combustível x IMEP em diferentes rotações e cargas



Fonte: o autor

Os dados de consumo de combustível específico (ISFC) estão apresentados na Figura 163.

Figura 163 - Consumo de combustível indicado para rotação de 1600 e 1700rpm e respectivas cargas no motor.



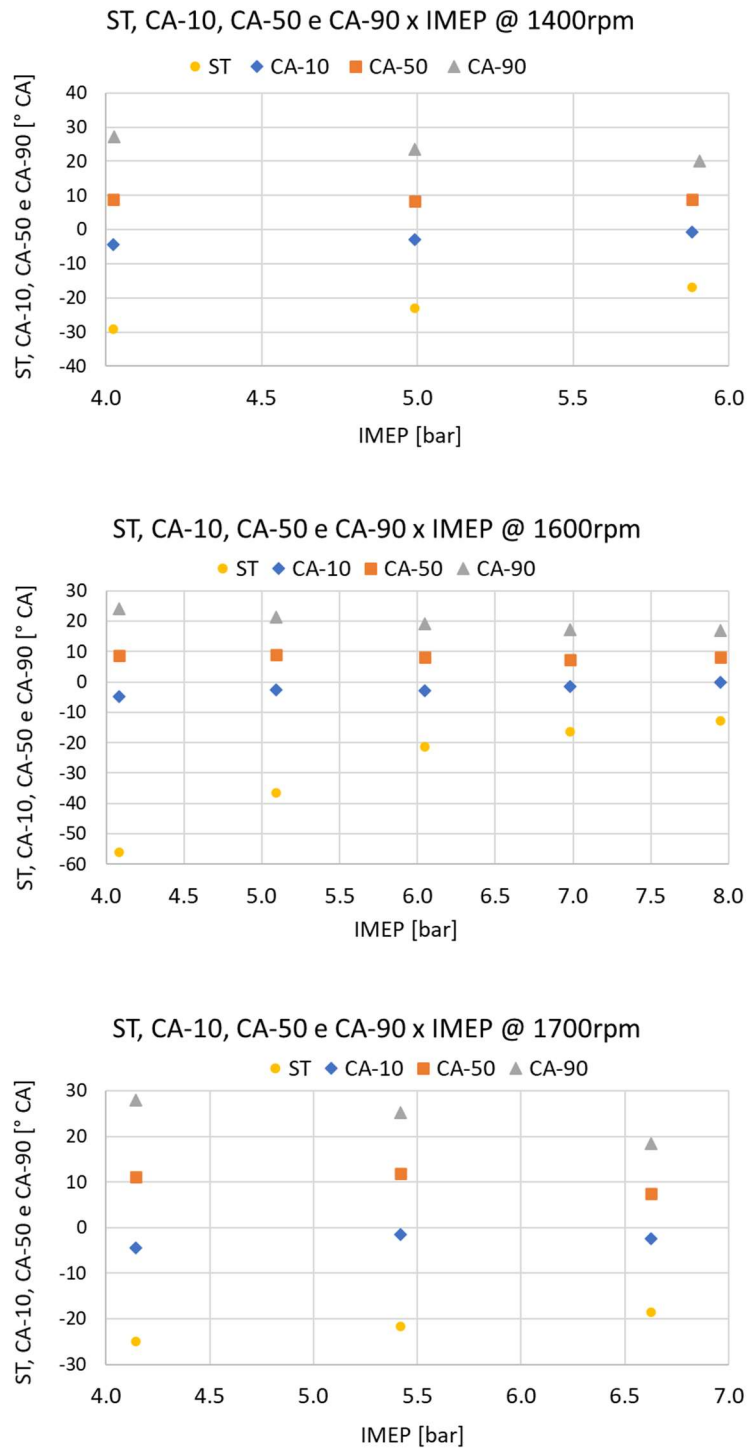
Fonte: o autor

O aumento do ISFC, maior em 1700 rpm do que em 1600 rpm, acredita-se ser devido ao excessivo curto circuito entre admissão e escape, com a configuração de abertura e fechamento de portas e válvulas respectivamente.

Quanto aos resultados de combustão propriamente ditos, estes mostram que houve uma tendência de diminuição do tempo de combustão com o aumento da carga, para as três rotações analisadas: 1400, 1600 e 1700 rpm.

A Figura 164 apresenta os dados de combustão desde o momento da faísca (ST), CA-10%, CA-50% e CA-90%, para as três rotações avaliadas. Utilizou-se o modelo de liberação de calor aparente baseado na aplicação da 1ª da termodinâmica sem considerar perdas por *blow-by* (Heywood, 2018). Foi assumido o valor de razão de calores específicos $\gamma = 1,33$.

Figura 164 - *Sparking time* - ST, CA-10, CA-50 e CA-90 para diferentes rotações e cargas

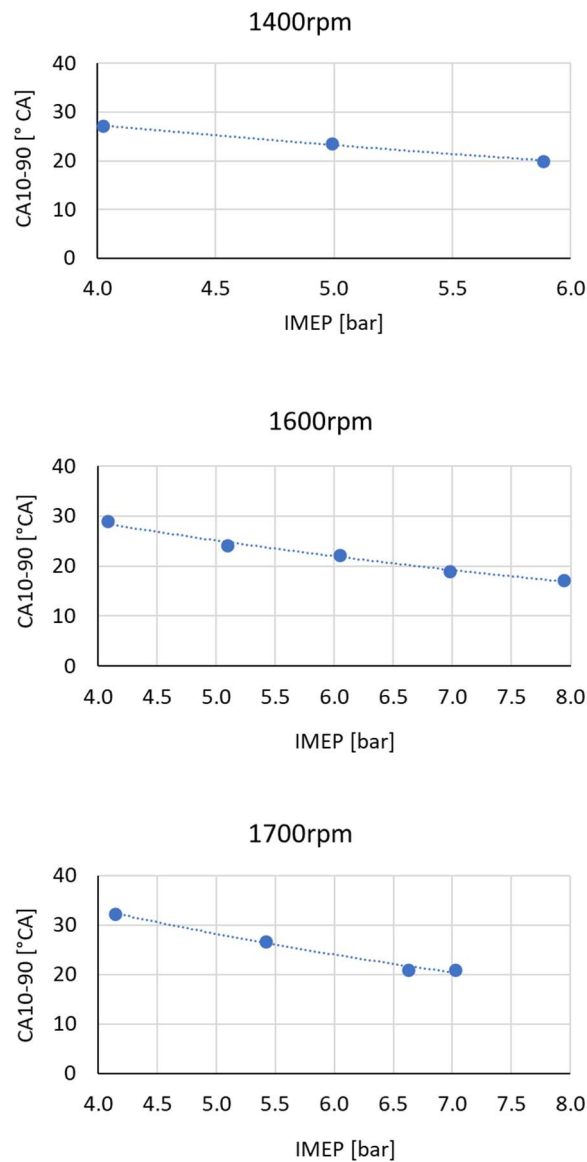


Fonte: o autor

Verifica-se que a duração da combustão, desde ST até CA-90%, diminui com o aumento da carga para as três rotações avaliadas, sendo mais expressiva na rotação de 1600 rpm, onde o motor obteve um melhor comportamento, reduzindo a duração de combustão de aproximadamente 80° CA para próximo a 30° CA.

Como confirmação desta afirmação, os dados de CA 10-90% foram plotados para diferentes rotações e cargas e estão apresentados na Figura 165, onde se verifica a diminuição da duração da combustão com o aumento da rotação e da carga no motor.

Figura 165 - CA10-90 para diferentes rotações e cargas



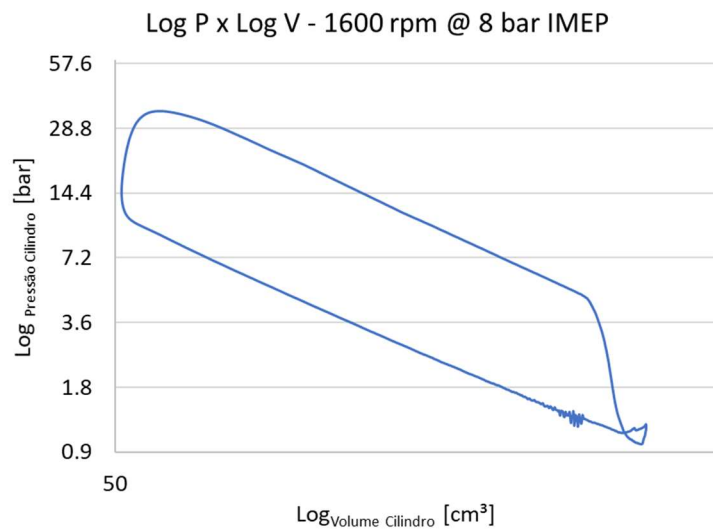
Fonte: o autor

Para a rotação de 1400 rpm a redução foi de aproximadamente 27% na duração da combustão, da menor para a maior carga nesta rotação. Para 1600 rpm a redução foi de 23% para a mesma carga e de 51% para a maior carga, 8bar IMEP. No caso da rotação de 1700 rpm a maior carga foi de 7 bar IMEP, apresentando redução de 35%

na duração da combustão se comparado com a menor carga para esta rotação, pois combustão com menor duração aumenta a eficiência termoninâmica do motor.

Com os dados de pressão e volume do cilindro, o gráfico logP x logV pode ser gerado e está apresentado aqui apenas para a carga de 8 bar de IMEP na rotação de 1600 rpm, visto que o comportamento desta curva é similar para as demais rotações, variando apenas o dimensional da curva. Verifica-se um típico diagrama de Pressão x Volume de motores de dois tempos, comportamento esperado para este motor protótipo.

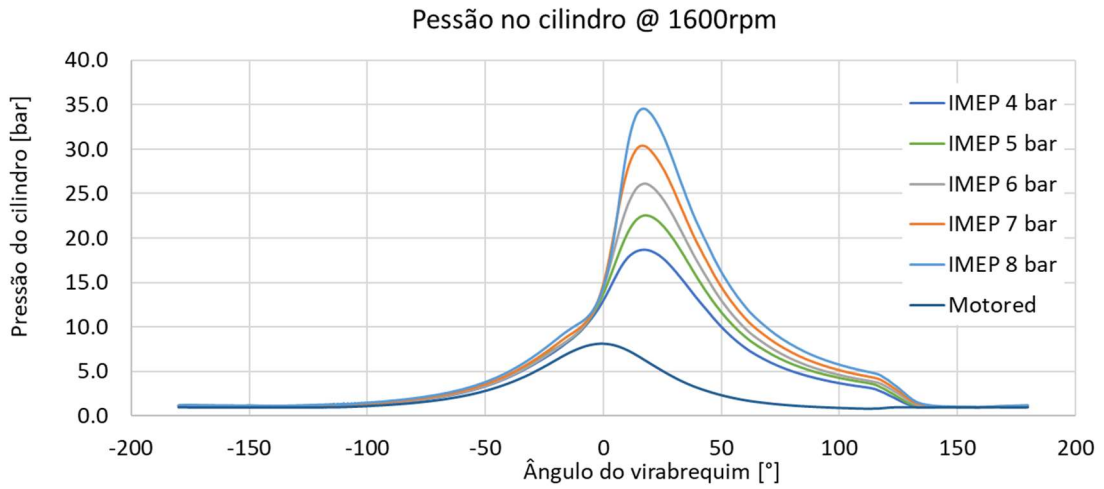
Figura 166 - Diagrama logP x logV para rotação de 1600 rpm e carga de 8 bar de IMEP



Fonte: o autor

A pressão no interior do cilindro é apresentada na Figura 167 e mostra valores próximos a 35 bar de pico para uma carga de 8 bar de IMEP. A figura também apresenta pressão no interior do cilindro para a operação sem combustão, *motored* e cargas de 3, 4, 5, 6, 7 e 8 bar de IMEP. As pressões de admissão e exaustão também foram coletadas, para a rotação de 1600 rpm e cargas variando de 4 a 8 bar de IMEP, incluindo a fase motored.

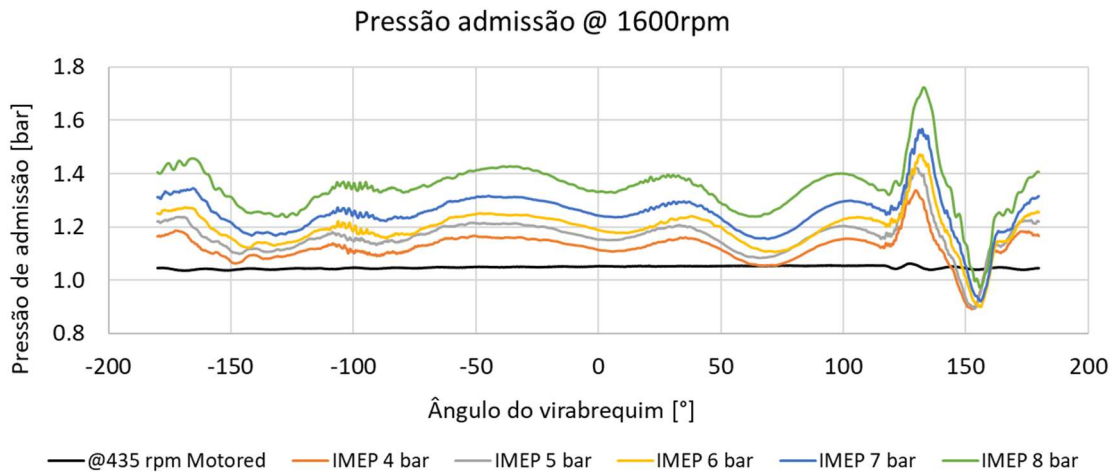
Figura 167 - pressão no interior do cilindro para a condição de 1600 rpm em várias cargas.



Fonte: o autor

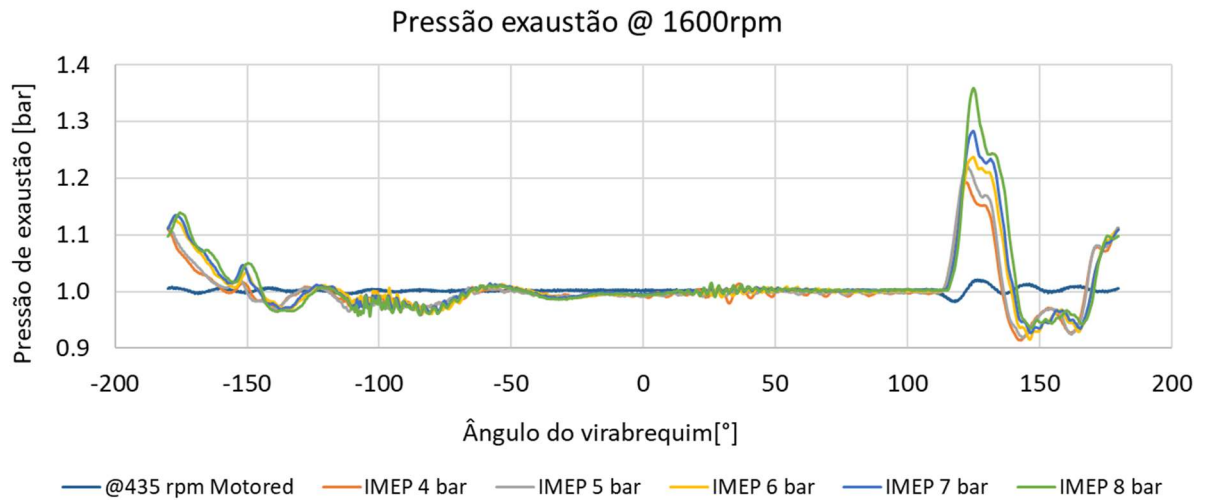
Os gráficos de pressão de admissão e pressão de exaustão são apresentados, respectivamente na Figura 168 e Figura 169, para as diferentes cargas avaliadas. É importante salientar que a rotação de 1600 rpm foi escolhida para apresentar os dados a partir deste momento pela estabilidade dos dados adquiridos, uma vez que em rotações acima deste valor, 1700 rpm por exemplo, os valores de IMEP_{COV} já apresentam grande variabilidade e instabilidade.

Figura 168 - Pressão de admissão para 1600rpm em diferentes cargas



Fonte: o autor

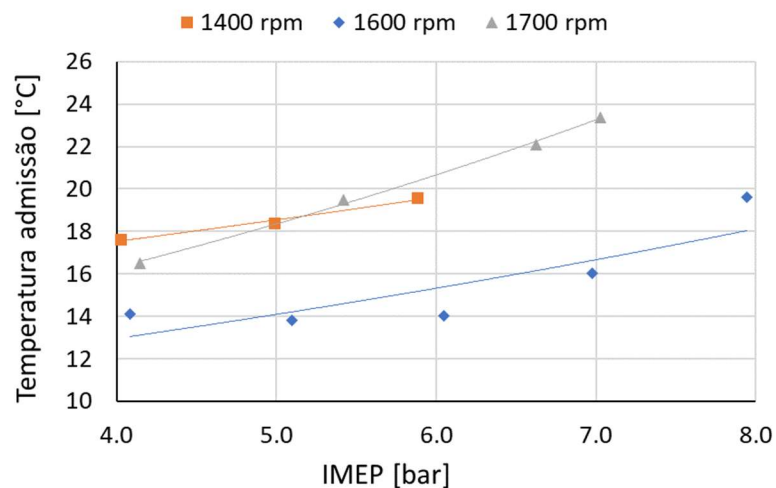
Figura 169 - Pressão de exaustão para 1600 rpm em diferentes cargas



Por fim, apresenta-se os dados referentes às temperaturas que são igualmente significativos para avaliar todo o processo de combustão de desempenho do motor.

Verificou-se uma redução na temperatura a 1600 rpm e estima-se que a vaporização do combustível possa causar essa queda. A Figura 170 apresenta as temperaturas de admissão em função da rotação e carga do motor.

Figura 170 - Temperatura de admissão x IMEP em diferentes rotações e cargas



O aumento da temperatura de admissão é decorrente do aumento da pressão de sobrealimentação para aumento de carga no motor. O sistema de arrefecimento

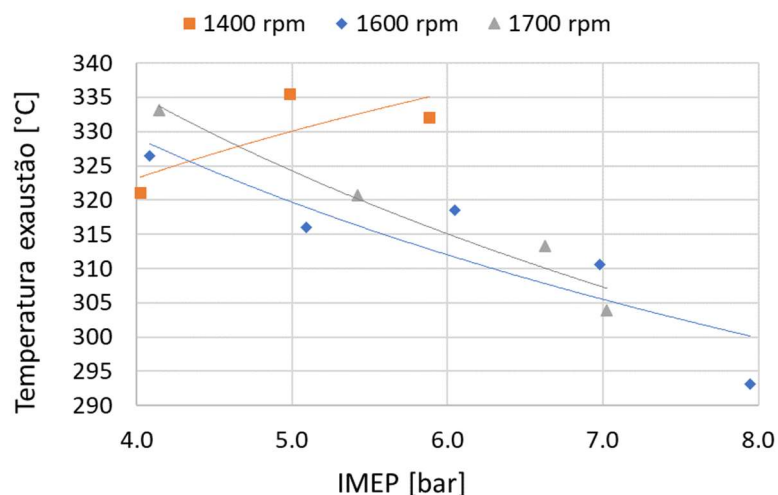
de ar de admissão (*intercooler*) não foi acionado pois considerou-se a temperatura baixa para o acionamento. A temperatura ambiente nos ensaios era de 23°C e a redução da temperatura de admissão em relação à temperatura ambiente é devido à vaporização do combustível no sistema PFI, onde o termopar estava instalado, na direção do escoamento, após o bico injetor.

A temperatura de exaustão não apresentou valores altos para padrões de exaustão de motores (acima de 500 ou 600°C), fato é devido ao alto curto circuito proveniente do cruzamento de portas e válvulas abertas, onde ocorre a perda de ar e combustível para o duto de exaustão. Esta característica será melhor investigada e comentada no capítulo da discussão dos resultados experimentais.

Nota-se uma queda de temperatura com o aumento da carga e verifica-se esta tendência nas três rotações avaliadas, fato que corrobora a ideia do excessivo curto circuito presente no motor, uma vez que para atingir cargas mais altas o sobrealimentador forneceu uma maior pressão de ar ao sistema.

A Figura 171 apresenta as temperaturas de exaustão em diferentes rotações e cargas avaliadas.

Figura 171 -Temperatura de exaustão x IMEP em diferentes rotações e cargas

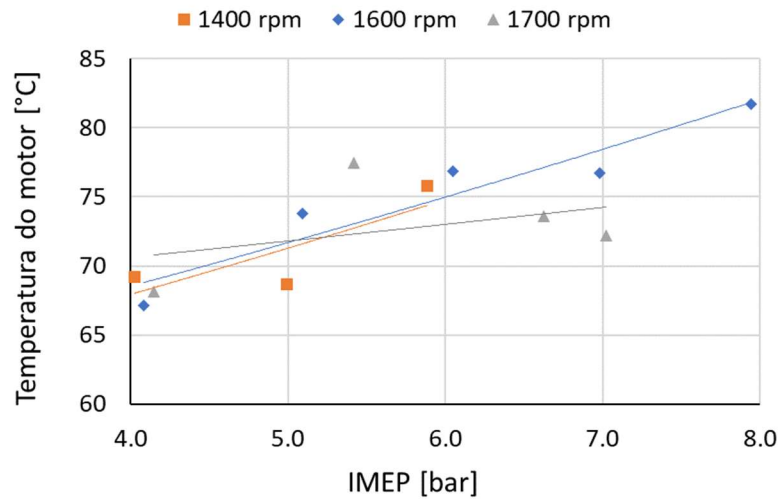


Fonte: o autor

A temperatura da água do motor permaneceu dentro do que foi especificado na ECU, 75° C para acionamento da ventoinha do radiador e 85° C para o desligamento da mesma. Não foi avaliado o tempo de acionamento da ventoinha nem consumo do

motor elétrico do ventilador por não ser o foco do estudo. A Figura 172 apresenta os dados de temperatura em função da carga do motor nas diferentes rotações avaliadas.

Figura 172 - Temperatura do motor x IMEP em diferentes rotações e cargas



Fonte: o autor

O experimento foi considerado concluído a partir da coleta e avaliação e tabulação dos dados. Há a necessidade de serem feitas correções no aparato experimental, para avaliação mais completa do espectro de rotações que é possível ser atingida. Estes pontos serão melhor discutidos no capítulo seguinte.

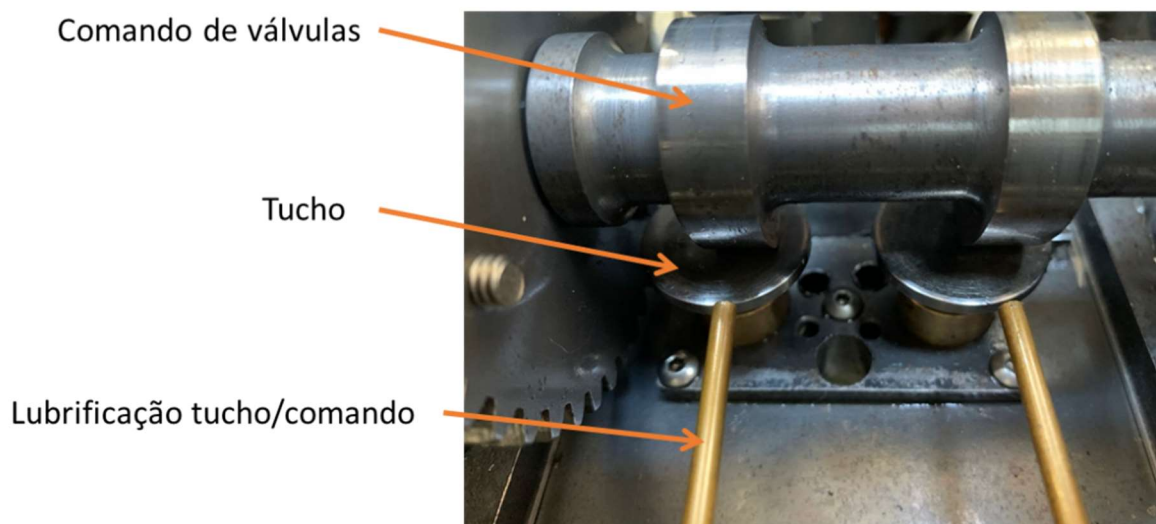
5 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Após os testes realizados foi possível verificar uma dificuldade de aumentar a rotação do motor para valores maiores que 1700 rpm. Com valores de 1800 rpm a combustão se torna muito instável e não é possível a operação do motor.

Ao todo o motor contabilizou 5 horas e 40 minutos de funcionamento, aproximadamente. Após os ensaios foi realizada a abertura do motor e inspeção dos componentes principais para verificação de desgaste excessivo, falhas ou mal funcionamento.

Não foi verificado desgaste excessivo entre pistão/anéis e camisa, o que era uma preocupação em função desta ser de aço carbono 1020. O comando de válvulas também não apresentou desgaste excessivo, mesmo não possuindo o tratamento térmico adequado. As cames, Figura 173, estão em perfeito estado, assim como os tuchos.

Figura 173 - Comando de válvulas e tuchos



Fonte: o autor

A lubrificação do comando de válvulas, feita pelo tubo mostrado na figura acima (Lubrificação tucho/comando) mostrou-se eficaz uma vez constatado que não houve desgaste aparente neste mecanismo.

A Figura 174 mostra a saída de escapamento de gases queimados onde é possível ver válvulas, haste das válvulas e guias, sistema de regulagem, molas e tuchos.

Figura 174 - Válvulas e tuchos



Fonte: o autor

Igualmente ao sistema do comando válvulas, a lubrificação/arrefecimento desta área das válvulas mostrou-se eficaz, sem danos e desgaste aparente verificado. A conexão tucho/válvula, efetuada pelo sistema de ajuste das válvulas encontra-se intacto e funcional; as molas e pratos das válvulas também em perfeito estado.

A Figura 175 mostra internamente a camisa do cilindro e o pistão. Verifica-se um excesso de carbonização, provavelmente proveniente de queima de óleo pela passagem pelos anéis, uma vez que a folga entre pistão e camisa foi feita maior que o recomendado pois havia o receio de ocorrer interferência por dilatação em função de um aquecimento excessivo. Outro ponto importante é o nível de óleo que poderia estar em excesso. Ponto este a ser verificado posteriormente quando o motor voltar a ser testado, dando continuidade ao projeto.

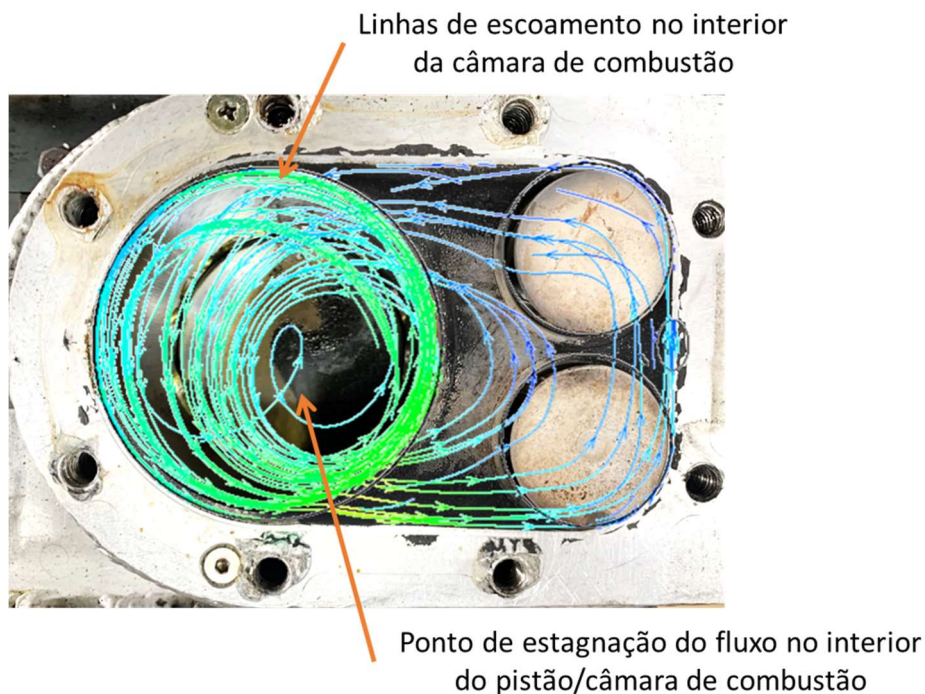
Figura 175 - Vista interna da camisa e pistão



Fonte: o autor

Na Figura 175, percebe-se uma geração de espécie de vórtice na face do pistão. Aliou-se à imagem do estudo em CFD e pode-se constatar que o mesmo vórtice identificado na fotografia do pistão é verificado nas linhas de escoamento no CFD, conforme mostra a Figura 176.

Figura 176 - Correlação entre CFD e imagem real do pistão

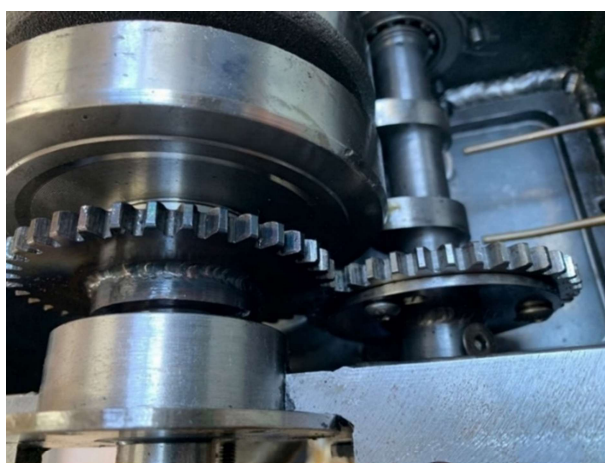


Fonte: o autor

No interior do cárter não foi identificadas limalhas ou pedaços de peças que por ventura tenham sido danificadas, as engrenagens do comando, virabrequim e bomba de óleo também apresentam bom estado de conservação.

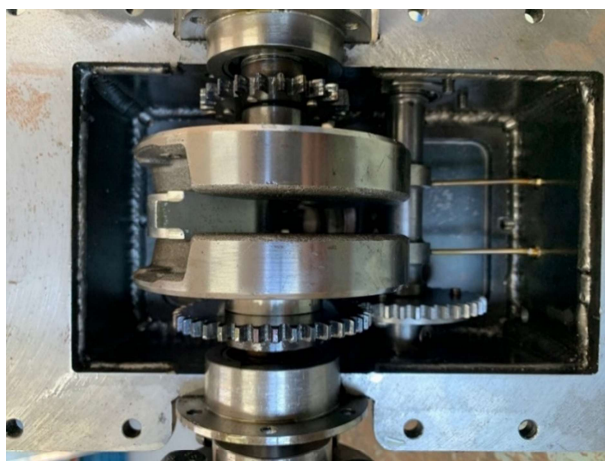
Os rolamentos do eixo do comando e do virabrequim apresentam bom estado de conservação, sem indícios de desgaste ou falhas. A Figura 177, Figura 178 e Figura 179 apresentam detalhes internos dos mecanismos após a abertura do motor e inspeção e não foi constatado nenhum dano ou desgaste excessivo.

Figura 177 - Engrenagens de acionamento do comando de válvulas



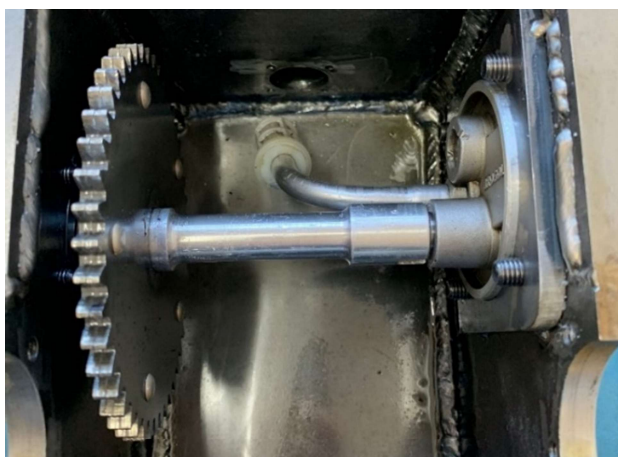
Fonte: o autor

Figura 178 - Virabrequim e engrenagens de acionamento do comando de válvulas e bomba de óleo



Fonte: o autor

Figura 179 - Engrenagens de acionamento da bomba de óleo



Fonte: o autor

Por volta de 1000 rpm, próximo a rotação de marcha lenta, o motor se mantém estável, porém com $IMEP_{COV}$ alta, acima de 20%.

Com 1600 rpm foi possível utilizar diferentes pressões de admissão e, conseqüentemente, diferentes cargas no motor. Não foram exploradas cargas maiores que 8bar IMEP em função de se preservar o motor para rotações mais altas e outros testes necessários.

Para rotações de 1700 rpm o motor teve um comportamento já diferente de 1600 rpm em termos de carga, não sendo possível atingir cargas maiores de 6,5 bar de IMEP. A combustão, com 7 bar IMEP e acima se tornou muito instável, não sendo possível coletar dados acima destes valores.

Valores de torque e potência para rotações de 1600 e 1700 rpm ficaram abaixo do esperado na simulação, pois o modelo 1D não estava considerando, por exemplo, vazamento de pressão do cilindro (*blowby*) que foi verificado no experimento e incluído no modelo. Outro fator importante é a razão de compressão, calculada como 8:1 no modelo 3D, verificada como 7,88:1 no modelo 3D CFD e verificada como próximo a 6:1 no modelo real (protótipo).

O modelo 1D foi ajustado e foi efetuada a avaliação das pressões de admissão, combustão e exaustão com finalidade de trazer o modelo 1D o mais próximo possível do protótipo que foi ensaiado. Com isso, verificar a necessidade de alterações necessárias e ajustes possíveis no protótipo para melhorar a condição de rotação e carga (aumento destas).

Um dos pontos verificados foi o tempo de abertura e fechamento de válvulas e portas que estaria interferindo diretamente no *scavenging* e *trapping*. Houve uma diferença de 5° para EVO (projeto 108° e real 103°) e para EVC de mais de 30°, o que afeta diretamente o *scavenging*, por excesso de curto circuito, e *trapping*, pois há muito tempo de válvula aberta e não retenção de carga. Com relação à temperatura de exaustão, esta não ultrapassou 335° C a 1400 rpm com IMEP de 6 bar, 318° C a 1600 rpm com IMEP de 3 bar e 293° C com IMEP de 8bar. Fato que leva ou entendimento que há muito curto circuito, ou seja, perda de mistura diretamente para a exaustão, reduzindo a temperatura. A temperatura de exaustão numa rotação de 1600 rpm com carga de 8bar de IMEP atingira mais 500 ou 600° C.

Tabela 1 - Dados do motor e ajustes efetuados no modelo 1D

IMEP_REF [bar]	IMEP [bar]		Pmax [bar]		Fluxo de combustível [mg/ciclo]	
Motored	Simulado	-0.27	Simulado	7.83	Simulado	0.00
	Real	-0.28	Real	8.20	Real	0.00
3	Simulado	2.87	Simulado	15.82	Simulado	17.69
	Real	3.04	Real	16.64	Real	17.69
4	Simulado	4.03	Simulado	17.88	Simulado	17.16
	Real	4.08	Real	18.85	Real	17.16
5	Simulado	5.07	Simulado	21.51	Simulado	17.05
	Real	5.09	Real	22.69	Real	17.05
6	Simulado	6.06	Simulado	24.91	Simulado	32.73
	Real	6.05	Real	26.19	Real	32.73
7	Simulado	7.04	Simulado	28.80	Simulado	40.68
	Real	6.98	Real	30.49	Real	40.68
8	Simulado	8.03	Simulado	32.92	Simulado	51.27
	Real	7.94	Real	34.71	Real	51.27

Fonte: o autor

Há possibilidade de correção de EVO e EVC com poucas alterações, pois no comando válvulas há uma polia variável, porém o tempo de abertura, que é dado pelo perfil do came, não é possível variar sem alteração geométrica do comando de válvulas. O modelo 1D, ajustado conforme os dados experimentais coletados, foi alterado conforme as medições e apresentou significativa melhora nos parâmetros de trapping, potência, torque e consumo de combustível, como pode ser verificado na Tabela 1, que apresenta os dados do motor real e o que foi ajustado no modelo 1D. Foi avaliada a rotação de 1600 rpm pelas razões anteriormente citadas.

6 CONCLUSÃO

Com a conclusão do projeto e testes do motor, verifica-se que os objetivos específicos e o objetivo geral propostos foram completados, sendo o escopo do projeto totalmente realizado. O objetivo geral deste trabalho foi propor um motor com novo conceito, de alta densidade de potência e mais eficiente que os motores atualmente utilizados para a mesma aplicação, com acoplamento da hélice diretamente ao virabrequim, com ignição por compressão, que possa ser utilizado para aviação experimental e que supere (em termos de potência específica e melhor consumo) os atuais motores utilizados para tal conceito. O motor resultante deste trabalho vem ao encontro deste objetivo, é de 2 tempos com sistema *uniflow* e *flathead*, sobrealimentado e *direct drive*, um motor considerado inovador pelo conceito apresentado.

Por meio dos resultados da simulação computacional do motor projetado, bem como dos experimentos realizados no protótipo em bancada dinanométrica, pode-se concluir que foi obtida a prova de conceito da tecnologia proposta, porém, já verifica-se a necessidade de adequações no motor protótipo com o intuito de aproximar ao que foi simulado.

Algumas particularidades na construção e montagem do motor protótipo levaram a pequenas divergências dimensionais que culminaram a não convergência das expectativas em termos de torque e potência, em função do não atingimento da rotação máxima de 3000 rpm que foi proposta. A manutenção deste motor servirá de ponto fundamental para estudos e testes futuros, com possibilidade de melhorias, inclusive dimensionais, com finalidade de aprofundar os testes realizados.

Com relação aos objetivos específicos também considera-se que foram atingidos, pois o projeto do motor foi realizado e implementado, a construção do protótipo também foi efetuada assim como os testes em bancada dinamométrica, com a obtenção dos primeiros resultados funcionais de um motor inédito. Os dados obtidos serviram de base para ajustes a serem efetuados no modelo 1D, 3D para análise de CFD e verificação do comportamento do fluxo no interior do cilindro assim como melhorias no protótipo.

O nível de maturidade da tecnologia atingido considera-se como TRL-4 como foi proposto, onde a tecnologia foi testada e avaliada em ambiente de laboratório. O motor protótipo foi testado e seus dados foram coletados para avaliações e futuras melhorias, validando o estado da maturidade da tecnologia proposta. Em termos de maturidade tecnológica, este motor servirá de base para o desenvolvimento de um motor com características semelhantes, porém, multicilindro, onde tem como um dos objetivos o atingimento de TRL 7 – Testes do protótipo em ambiente real, ou seja, construção do protótipo e teste em uma aeronave experimental.

A construção do protótipo contou com métodos de fabricação conhecidos, nenhum item apresentou dificuldade em sua fabricação ou aquisição. Muitas peças foram reutilizadas de motores automotivos, isso era uma premissa de projeto para facilidade na fabricação/construção. A montagem do protótipo igualmente apresentou certa facilidade e, como todo protótipo, ocorreu necessidade de ajustes e adaptações. Os testes é que concentraram os maiores esforços para realização, uma vez que tentou-se compreender o porque da rotação do motor não se conseguir elevar. Conforme explicado na seção de discussão dos resultados, uma divergência entre o projeto e a fabricação das portas de admissão, uma vez que estas precisaram ser executadas em fresadora convencional, podem ter gerado o problema de “timing” para admissão.

Outro ponto importante é o comando de válvulas, o mesmo “timing” apresentou divergência entre o projetado e o fabricado, gerando uma diferença de aproximadamente 30° de ângulo do virabrequim para abertura, do que foi projetado para o que foi construído. Este fato é, possivelmente, o responsável pela não retenção adequada da mistura ar-combustível, o que levou ao excessivo consumo de combustível, baixa eficiência e o não atingimento de rotações mais altas. Isto foi corroborado pela baixa temperatura de escapamento, uma vez que o curto-circuito é excessivo, pelo incorreto ajuste entre portas de admissão e válvulas de exaustão, ocorre o arrefecimento da exaustão pela mistura fresca saindo por ele.

Todos os pontos aqui citados foram verificados e avaliados, uma proposta de alteração do motor protótipo está elaborada e será executada (como foi uma das sugestões para trabalhos futuros) para efetuar-se novos testes. Obviamente este motor é o primeiro protótipo que foi construído com as configurações propostas e, conseqüentemente, diversas melhorias terão de ser executadas.

Por se tratar de um motor inédito, este protótipo foi submetido ao processo de submissão do projeto para proteção intelectual, junto ao INPI, o qual foi depositado em 26 de setembro de 2022. Esta conquista mostra o trabalho realizado na análise de mais de duas mil patentes, encontrando-se apenas uma similar. Após a análise teve-se a certeza de não se tratar de item similar ou com pequena alteração. Portanto, considera-se o motor protótipo proposto como inédito.

Com a continuidade dos estudos, neste motor desenvolvido, mais dados e percepções acerca do sistema *uniflow flathead* operando juntos poderão ser obtidos, evoluindo a tecnologia e atingindo eficiências maiores e adequadas a um motor para equipar uma aeronave experimental. Outro ponto importante a ser salientado é a possibilidade deste motor operar com combustíveis provenientes de fontes renováveis, como o etanol e o hidrogênio verde. Entende-se que com uma evolução natural do projeto e modificações adequadas ao uso do etanol (primeiramente uma razão de compressão mais elevada) é sim possível de se operar este motor. A injeção direta, cujo maior benefício é a eliminação do curto circuito de combustível, ou ainda o uso de pré-câmara, poderão dar ao motor uma condição mais estável e eficiente de operação, satisfazendo a necessidade de economia de combustível e uma potência e torque mais elevados.

Respondendo a terceira pergunta da tese, acredita-se no projeto como sendo disruptivo, funcional e adequado para utilizações onde se necessita uma alta densidade de potência, que o motor de dois tempos proporciona, aliado a uma eficiência mais elevada.

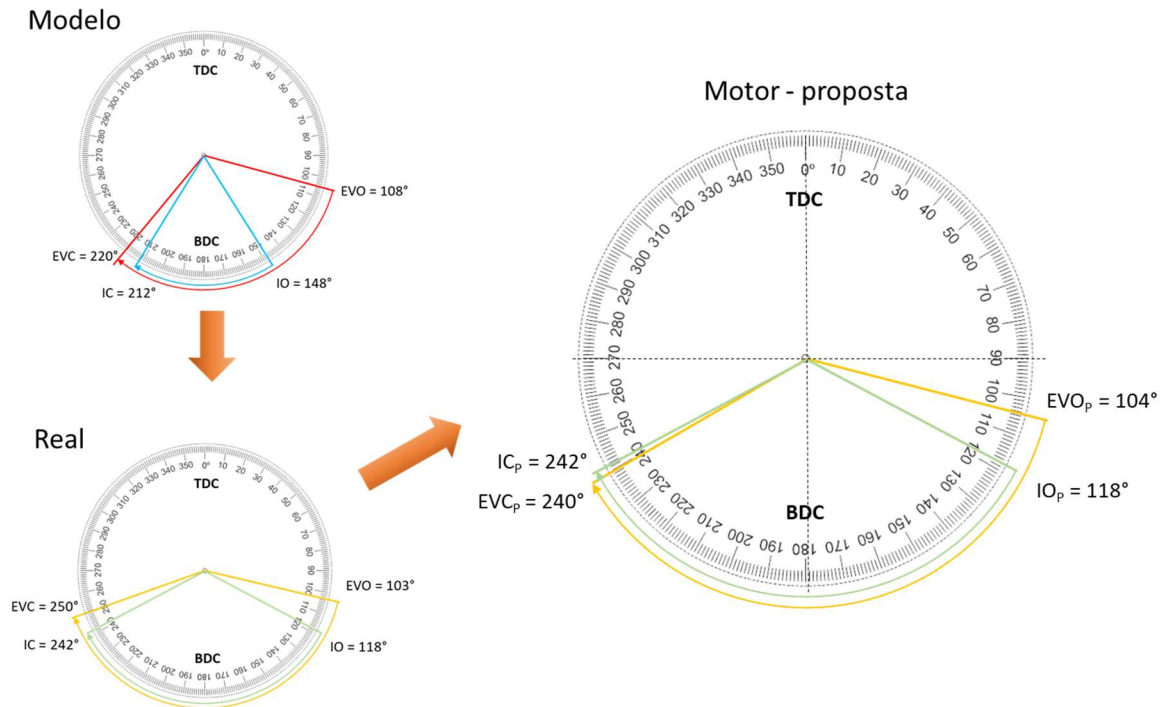
Propõe-se que sejam desenvolvidos outros trabalhos envolvendo o motor e a pesquisa apresentada, como forma de dar continuidade ao estudo e ao desenvolvimendo deste protótipo, contemplando:

1. Determinar eficiência de lavagem de forma experimental, utilizando gás traçador e analisador de gases;
2. Utilizar injeção direta, uma vez que o cabeçote foi preparado para esta configuração;

3. Estudos mais aprofundados em combustão, atrito e dinâmica do comando de válvulas no modelo 1D, de maneira a aproximar até uma possível validação do motor real com o simulado;
4. Estudos de variações geométricas no motor, via simulação 1D com objetivo de ganho de eficiência (melhor consumo de combustível e maior torque e potência);
5. Estudos de variações geométricas a fim de adequação do motor para utilização de combustíveis com combustão por compressão (ciclo Diesel), como querosene, óleo Diesel e Bio Diesel, por exemplo, o que possibilitaria a ampliação da utilização do motor.
6. Como forma de verificação das alterações possíveis de serem executadas no protótipo para melhoria do desempenho do motor, propõe-se a alteração no ponto de abertura e fechamento das portas de admissão bem como a duração da abertura, que não é possível executar sem mudança geométrica dos componentes (cilindro, virabrequim ou pistão), visto que está diretamente ligado ao curso do virabrequim e posição, física das portas de admissão no cilindro.
7. Como tentativa de melhoria de retenção da mistura fresca no cilindro, sugere-se a alteração no tempo de abertura e fechamento de válvulas, o que é possível mudando o engrenamento entre comando e virabrequim, bem como ajuste na polia variadora.

A Figura 180 mostra o diagrama de abertura e fechamento das válvulas de exaustão e portas de admissão de projeto comparado com o real e apresenta uma proposta de modificação para melhoria do sistema e, assim, atingir rotações e cargas mais altas.

Figura 180 - Diagrama de abertura e fechamento das válvulas e portas de admissão – condição atual e proposta de melhoria.



Fonte: o autor

As alterações sugeridas anteriormente poderão ser executadas tanto no modelo 1D quanto no protótipo com intuito de avaliar a performance do motor e estão sugeridas para serem implementadas em estudo futuro, inclusive com alterações dimensionais e geométricas no motor. Espera-se atingir rotações mais altas e, conseqüentemente, cargas mais altas.

BIBLIOGRAFIA

AERO MAGAZINE. **Um autêntico LSA:** Representante da nova categoria de aeronaves leves esportivas, o Evektor Eurostar slw apresenta comandos dóceis e precisos para voos recreativos e de treinamento. AERO MAGAZINE, 2011. Acesso em 28 jun. 2019. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/um-autentico-lsa_78.html>.

_____. **LSA, um divisor de ares:** Entenda o que muda no mercado de experimentais com a criação da nova categoria que legaliza a fabricação de aeronaves leves para instrução, transporte pessoal e até atividades remuneradas. AERO MAGAZINE, 2014. Acesso em 12 set. 2018. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/lisa-um-divisor-de-ares_1392.html>.

_____. **O futuro dos ultraleves pesados:** Entenda o programa que fabricantes brasileiros terão de aderir para garantir a continuidade da produção de aviões acima de 600 kg de peso máximo de decolagem. AERO MAGAZINE, 2014. Acesso em 10 jun. 2018. Disponível em: <https://aeromagazine.uol.com.br/artigo/o-futuro-dos-ultraleves-pesados_1627.html>.

AC CORPORATION. **AC-379RS.** 2020. Disponível em: <<http://www.ac-aero.com/legion-kits/>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

_____. **AC-568RS.** 2020. Disponível em: <<http://www.ac-aero.com/legion-kits/>>. Acesso em: 28 jan. 2021.

_____. **AC-758RS.** 2020. Disponível em: <<http://www.ac-aero.com/legion-kits/>>. Acesso em: 28 jan. 2021.

_____. **AC-335RS Gladiator.** 2020. Disponível em: <<http://www.ac-aero.com/gladiator/>>. Acesso em: 16 jan. 2021.

_____. **AC-379RS Gladiator.** 2020. Disponível em: <<http://www.ac-aero.com/gladiator/>>. Acesso em: 21 jan. 2021.

_____. **AC-568RS Centurion.** 2020. Disponível em: <<http://www.ac-aero.com/centurion/>>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **Swift FL150 J.** 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_FALCON_2020_R00_051820.pdf>. Acesso em: 14 jan. 2021.

_____. **Swift FL150 G.** 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_FALCON_2020_R00_051820.pdf>. Acesso em: 11 fev. 2021.

_____. **Falcon FL200 J**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_FALCON_2020_R00_051820.pdf>. Acesso em: 24 mar. 2021.

_____. **Falcon FL200 G**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_FALCON_2020_R00_051820.pdf>. Acesso em: 17 fev. 2021.

_____. **Hawk E-330 J/G**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_hawk_2020_R00_040720.pdf>. Acesso em: 15 jan. 2021.

_____. **Hawk E-330 J/G-T**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_hawk_2020_R00_040720.pdf>. Acesso em: 18 fev. 2021.

_____. **Condor V12 E1000J/G**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_CONDOR_2020_R00_052120.pdf>. Acesso em: 22 jan. 2021.

_____. **Condor V12 E1000J/G-T**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_CONDOR_2020_R00_052120.pdf>. Acesso em: 12 jan. 2021.

_____. **Eagle E-660 J/G**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/08/ac_EAGLE_2020_R00_071320.pdf>. Acesso em: 28 jan. 2021.

_____. **Eagle E-660 J/G-T**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/08/ac_EAGLE_2020_R00_071320.pdf>. Acesso em: 21 fev. 2021.

_____. **Hawk E-330J/G**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_hawk_2020_R00_040720.pdf>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **Hawk E-330J/G-T**. 2020. Disponível em: <http://www.ac-aero.com/wp-content/uploads/2020/05/ac_hawk_2020_R00_040720.pdf>. Acesso em: 14 fev. 2021.

ADEPT AIRMOTIVE. **280N**. 2021. Disponível em: <<http://flyadept.co.za/engines/>>. Acesso em: 10 jan. 2021.

_____. **320T**. 2021. Disponível em: <<http://flyadept.co.za/engines/>>. Acesso em: 13 mar. 2021.

AEROCONVERSIONS (SONEX). **AeroVee 2.1**. 2018. Disponível em: <<http://www.aeroconversions.com/products/aerovee/index.html>>. Acesso em: 12 mar. 2021.

_____. **AeroVee 2.1 T**. 2018. Disponível em: <<http://www.aeroconversions.com/products/aerovee/index.html>>. Acesso em: 22 jan. 2021.

AEROMOMENTUM. **AM10**. Disponível em: <<https://aeromomentum.com/am10.html>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

_____. **AM13u**. Disponível em: <<https://aeromomentum.com/am13.html>>. Acesso em: 27 mar. 2021.

_____. **AM13h**. Disponível em: <<https://aeromomentum.com/am13.html>>. Acesso em: 18 mar. 2021.

_____. **AM15u**. Disponível em: <<https://aeromomentum.com/am15.html>>. Acesso em: 20 fev. 2021.

_____. **AM15h**. Disponível em: <<https://aeromomentum.com/am15.html>>. Acesso em: 27 jan. 2021.

_____. **AM20T**. Disponível em: <<https://aeromomentum.com/am20t.html>>. Acesso em: 12 mar. 2021.

AERONAUTICS GUIDE. **Aircrafts Fuel Systems**. Disponível em: <https://www.aircraftsystemstech.com/p/eachmanufacturer-designs-its-own-fuel.html>. Acesso em 21/jun/2021.

AIRCRAFT SPRUCE & SPECIALTY CO. **THROTTLE QUADRANTS FOR RV - MODEL CT83F**. Disponível em: <https://www.aircraftspruce.com/catalog/appages/RVthrottlequads3.php?clickkey=4196>. Acesso em 22/jun/2021.

AMERICAN ROTARY ENGINE. **2 rotor 13B**. 2017. Disponível em: <<http://www.redbackaviation.com/powersports-rebirth-rotary-engine/>>. Acesso em: 18 jan. 2021.

AMBROZIN, A., KURI, S., MONTEIRO, M. R. **CORROSÃO METÁLICA ASSOCIADA AO USO DE COMBUSTÍVEIS MINERAIS E BIOCUMBUSTÍVEIS**. Departamento de Engenharia de Materiais, Universidade Federal de São Carlos, São Carlos - SP, Brasil. 2009.

ANDERSON, E. K., et al. **Experimental Study of a Pre-Chamber Jet Igniter in a Turbocharged Rotax 914 Aircraft Engine**. SAE Paper 2013-01-1629. 2013

ANAC – **Você conhece a aviação experimental?** ANAC, 2016. Acesso em 09/nov/2020. Disponível em: <http://www2.anac.gov.br/dicasanac/pdf/novos/certificacao_dicas/certificacao/certificacao_ok.pdf>.

ANP – AGÊNCIA NACIONAL DO PETRÓLEO E BIOCMBUSTÍVEIS. **FATORES DE CONVERSÃO, DENSIDADES E PODERES CALORÍFICOS INFERIORES**. Acesso em 21/mai/2021. Disponível em: <http://www.anp.gov.br/images/central-de-conteudo/publicacoes/anuario-estatistico/2018/anuario-2018-fatores-convencoes.pdf>

AOPA – Piston Engine Basics, **AOPA, 2021**. Acesso em 10/fev/2021. Disponível em <https://www.aopa.org/training-and-safety/students/solo/special/piston-engine-basics>.

ATTARD, W. P., **A Turbulent Jet Ignition Pre-Chamber Combustion System for Large Fuel Economy Improvements in a Modern Vehicle Powertrain**. SAE Paper 2010-01-1457. 2010

AUSTRO ENGINE. **AE300**. 2021. Disponível em: <<https://www.austroengine.at/en/products>>. Acesso em: 21 jan. 2021.

_____. **AE330**. 2021. Disponível em: <<https://www.austroengine.at/en/products>>. Acesso em: 17 jan. 2021.

AUTO PSRU. **LS-3 Chevrolet**. Disponível em: <<https://autopsrus.com/ls3-fwf-packages>>. Acesso em: 25 jan. 2021.

_____. **2.5L Subaru**. Disponível em: <<https://autopsrus.com/subaru-fwf-kits/>>. Acesso em: 16 jan. 2021.

_____. **3.0L Subaru**. Disponível em: <<https://autopsrus.com/subaru-fwf-kits>>. Acesso em: 13 fev. 2021.

_____. **Mazda 13B**. Disponível em: <<https://autopsrus.com/mazda-fwf-kits/>>. Acesso em: 13 mar. 2021.

_____. **Mazda 13B Turbo**. Disponível em: <<https://autopsrus.com/mazda-fwf-kits/>>. Acesso em: 20 mar. 2021.

AVIATORS HOT LINE. **Rotax 912 iS Powerplant**. Disponível em: <https://www.aviatorshotline.com/content/rotax-912-powerplant>. Acesso em 22/jun/2021.

AVIREX Rotax Aircraft Engines. **CRANKCASE, ROTARY VALVE DRIVE**. Disponível em: https://avirex.fr/shop/engines/ROTAX_912ULS/33/75. Acesso em 15 jun 2021.

AZALEA AVIATION. **Spyder 100 IFB**. 2013. Disponível em: <<http://www.azaleaaviation.com/products/Spyderengines.html>>. Acesso em: 26 fev. 2021.

_____. **Spyder 125 IFB**. 2013. Disponível em: <<http://www.azaleaaviation.com/products/Spyderengines.html>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

BACK, N. **Metodologia de projeto de produtos industriais**. Rio de Janeiro: Guanabara Dois, 1983. 389 p.

BASCUNANA, J. L. **Divided Combustion Chamber Gasoline Engines A Review for Emissions and Efficiency**. Journal of the Air Pollution Control Association, p. 674-679,. 2012.

Blair, Gordon P. 1996. **Design and Simulation of Two-Stroke Engines**. Edited by SAE International.

BRITANNICA. **Poppet Valve**. Disponível em: <<https://www.britannica.com/technology/poppet-valve>>. Acesso em: 02 ago 2021.

BRP ROTAX. **912 UL**. Disponível em: <<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-ul-a-f.html>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

_____. **912 ULS**. Disponível em: <<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html>>. Acesso em: 16 fev. 2021.

_____. **912 iS**. Disponível em: <<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-is-isc-sport-2.html>>. Acesso em: 15 jan. 2021.

_____. **914 UL**. Disponível em: <<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-914-ul-f.html>>. Acesso em: 20 mar. 2021.

_____. **915 iS**. Disponível em: <<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-915-is-limited-edition.html>>. Acesso em: 23 jan. 2021.

_____. ROTAX 915 IS: **BRP UNVEILS A NEW TURBOCHARGED ROTAX AIRCRAFT ENGINE**. Disponível em: <https://www.rotax.com/en/news/latest/detail/rotax-915-is-brp-stellt-neuen-turbogeladenen-flugmotor-vor-kopie.html>. Acesso em 22/jun/2021.

_____. **582UL**. Disponível em: <<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-582-ul.html>>. Acesso em: 16 jan. 2021.

CABANGU, **Pai da Aviação**. Disponível em http://www.cabangu.com.br/pai_da_aviacao/5-demois/pg05.htm, acesso em 05/nov/2020.

CZARNIGOWSKI, J.; SKIBA, K. **Electric energy balance of the Rotax 912 with fuel injection**. Journal of KONES, [S. l.], v. 24, n. 1, p. 317–323, 2017.

CLASSIC AERO MACHINING SERVICE. **Gnome monosoupape**. 2019. Disponível em: <<https://cams.net.nz/gnome-monosoupape-100hp-engine/>>. Acesso em: 10 mar. 2021.

CONTINENTAL AERO. **CD-135. 2021**. Disponível em: <http://www.continental.aero/uploadedFiles/Content/Engines/Diesel_Engines/CD100-SpecSheet.pdf>. Acesso em: 23 fev. 2021.

_____. **CD-155. 2021**. Disponível em: <http://www.continental.aero/uploadedFiles/Content/Engines/Diesel_Engines/CD100-SpecSheet.pdf>. Acesso em: 20 jan. 2021.

_____. **CD-170. 2021**. Disponível em: <http://www.continental.aero/uploadedFiles/Content/Engines/Diesel_Engines/CD100-SpecSheet.pdf>. Acesso em: 21 jan. 2021.

_____. **CD-265. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/diesel/engines/cd200.aspx>>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **CD-230. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/diesel/engines/cd200.aspx>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

CONTINENTAL/TITAN. **OX-320. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x320.aspx>>. Acesso em: 28 mar. 2021.

_____. **IOX-320. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x320.aspx>>. Acesso em: 25 mar. 2021.

_____. **OX-340. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x340.aspx>>. Acesso em: 21 mar. 2021.

_____. **IOX-340. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x340.aspx>>. Acesso em: 27 fev. 2021.

_____. **OX-360. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x360.aspx>>. Acesso em: 23 jan. 2021.

_____. **IOX-360. 2021**. Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x360.aspx>>. Acesso em: 23 jan. 2021.

_____. **OX-370. 2021.** Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x370/>>. Acesso em: 10 fev. 2021.

_____. **IOX-370. 2021.** Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x370/>>. Acesso em: 13 fev. 2021.

_____. **OX-370*. 2021.** Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x370/>>. Acesso em: 15 mar. 2021.

_____. **IOX-370*. 2021.** Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x370/>>. Acesso em: 12 fev. 2021.

_____. **OX-540*. 2021.** Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x540.aspx>>. Acesso em: 14 jan. 2021.

_____. **IOX-540*. 2021.** Disponível em: <<http://www.continental.aero/titan/engines/x540.aspx>>. Acesso em: 27 jan. 2021.

DELTA HAWK. **DH-180-A4. 2021.** Disponível em: <<https://pdf.aeroexpo.online/pdf/deltahawk-engines-inc/v4-engines-lightweight-180-hp-heavy-fuel-engines/185036-9396.html>>. Acesso em: 18 fev. 2021.

DIESELBOB LLC, Diesel Fuel System and Engine Consulting. **Basic Opposed Piston Engine Diagram.** Acesso em 17/mai/2021. Disponível em: <https://dieselbobllc.com/2018/09/17/opposed-piston-engines/basic-opposed-piston-engine-diagram/>.

DIESELJET. **TDA CR 2.0 16V. 2012.** Disponível em: <https://dieseljet.com/wp-content/uploads/Brochure_TDA_CR_2.0_16V_web.pdf>. Acesso em: 17 fev. 2021.

D-MOTOR. **LF-26.** Disponível em: <<https://www.d-motor.eu/lf-26>>. Acesso em: 11 mar. 2021.

_____. **LF-39.** Disponível em: <<https://www.d-motor.eu/lf-39>>. Acesso em: 14 jan. 2021.

EAA – Experimental Aircraft Association. **Aviation Words – FADEC.** 2015. Disponível em: <<https://www.eaa.org/eaanews-and-publications/eaanews-and-aviation-news/bits-and-pieces-newsletter/10-2015-aviation-words---fadec>>. Acesso em 22 ago. 2022.

ENGINE BUYER'S GUIDE, 2020. **KitPlanes Magazine**, 2019. Acesso em 06/set/2020. Disponível em <https://www.kitplanes.com/2020-engine-buyers-guide/>.

EXPERIMENTAL AIRCRAFT INFO, **Motorav Industria**. Acesso em 09 jul 2021. Disponível em: <https://www.experimentalaircraft.info/homebuilt-aircraft/motorav-aircraft-engines.php>

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION – FAA. **Handbooks and Manuals, FAA 2016**. Acesso em 12/mar/2021. Disponível em https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/

_____. **Accepted ASTM Consensus Standards – LSA**. Disponível em: https://www.faa.gov/aircraft/gen_av/light_sport/media/StandardsChart.pdf. Acesso em 05 mai 2021.

FIREWAL FORWARD AERO ENGINES. **CAM-100**. 2018. Disponível em: [<https://firewall.ca/index.php/cam-100/>](https://firewall.ca/index.php/cam-100/). Acesso em: 18 mar. 2021.

_____. **CAM-125**. 2018. Disponível em: [<https://firewall.ca/index.php/cam-125/>](https://firewall.ca/index.php/cam-125/). Acesso em: 25 jan. 2021.

Flight Literacy, **Ignition System**. 2021. Acesso em 18/jun/2021. Disponível em: <https://www.flightliteracy.com/ignition-system/>.

_____. **Fuel Grades**, 2021. Acesso em 18/jun/2021. Disponível em: <https://www.flightliteracy.com/aircraft-fuel-systems-part-one/>

FLIGHT MECHANICS, **Reciprocating Engines Lubrication System**, 2021. Acesso em 15/mar/2021. Disponível em: <https://www.flight-mechanic.com/reciprocating-engine-lubrication-systems/>

_____. **Reciprocating Engine Lubrication Systems: Dry sump lubrication system operation**. 2021. Acesso em 15/mar/2021. Disponível em: <https://www.flight-mechanic.com/reciprocating-engine-lubrication-systems/>

_____. **Aircraft Electrical Systems – Small Single Engine Aircraft (Part One)**. 2021. Acesso em 18/jun/2021. Disponível em: <https://www.flight-mechanic.com/aircraft-electrical-systems-small-single-engine-aircraft-part-one/>

FLY CORVAIR. **Corvair conversion parts**. 2021. Disponível em: [<https://flycorvair.net/product-category/corvair-conversion-parts/>](https://flycorvair.net/product-category/corvair-conversion-parts/). Acesso em: 17 jan. 2021.

FLYING MAGAZINE. Piston Engine Aircraft Technology. 2012. Disponível em: <https://www.flyingmag.com/aircraft-pistons-piston-engine-technology/>. Acesso em 25 jul 2022.

FLYGAS ENGINEERING. **Supercharger Rotax® 912/14 140HP**. 2020. Acesso em 20 jul 2021. Disponível em: <https://www.flygas.info/supercharger-rotax-91214/>.

Força Aérea Brasileira - MUSAL, **Demoiselle**. 2020. Acesso em 05/nov/2020. Disponível em: <https://www2.fab.mil.br/musal/index.php/aeronaves-em-exposicao/55-avioes/143-demoiselle>.

FRANKLIN ENGINES. **4A-235-B3**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/4-cylinder-engines-4a-235-b3/>. Acesso em: 27 jan. 2021.

_____. **4A-235-B31**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/4-cylinder-engines-4a-235-b31/>. Acesso em: 23 fev. 2021.

_____. **4A-235-B4**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/4-cylinder-engines-4a-235-b4/>. Acesso em: 27 jan. 2021.

_____. **4A-235-I**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/4-cylinder-engines-4a-235-i/>. Acesso em: 22 jan. 2021.

_____. **6A-350-C1**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/6-cylinder-engines-6a-350-c1/>. Acesso em: 19 jan. 2021.

_____. **6A-350-C1R**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/6-cylinder-engines-6a-350-c1r/>. Acesso em: 12 jan. 2021.

_____. **6A-350-C1L**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/6-cylinder-engines-6a-350-c1l/>. Acesso em: 28 mar. 2021.

_____. **6A-350-I**. Disponível em: <https://www.franklin-engines.com/en/6-cylinder-engines-6a-350-i/>. Acesso em: 16 jan. 2021.

GAOKIN. **800 Aircraft**. 2006. Disponível em: <https://www.gk-engine.com/gaokin-power/aircraft-engine/gaokin-800-aircraft.html>. Acesso em: 13 jan. 2021.

GAS ENGINE MAGAZINE. **Two stroke cycle**. 2023. Disponível em: <https://www.gasenginemagazine.com/gas-engines/2-stroke-cycle-zm0z19djzhur/>. Acesso em: 10 out 2023.

GENTILI, R. et. al. **Experimental Study on ATAC (Active Thermo-Atmosphere Combustion) in a Two-Stroke Gasoline Engine**. SAE Technical Paper Series. International Congress & Exposition Detroit, Michigan, February 24-27, 1997.

GOMES, L. V. N. **Criatividade**: projeto, desenho, produto. Santa Maria: sCHDs,2001. 122 p.

GREAT PLAINS AIRCRAFT SUPPLY. **Catalog**. 2021. Disponível em: <<http://www.greatplainsas.com/catalog.aspx>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design**: applied methods and procedures. Butterworth-Heinemann, 2014. 1034p.

HAUSEN, R. B. **Sistematização de conhecimento para o projeto de motor a etanol para aeronave agrícola**. 167 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Agrícola) – Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, 2011.

HEYWOOD, J. B. **Internal combustion engines fundamentals**. 2. ed., New York: McGraw-Hill, 2018. 1714 p.

HEYWOOD, J. B. **The two-stroke cycle**: its development, operation and design./ John B. Heywood, Eran Sher. 1st. ed., New York: Taylor and Francis, 1989. 451p.

HIGH POWER MEDIA. **Reed valves for two-stroke engines**. Disponível em: <https://www.highpowermedia.com/Archive/reed-valves-for-two-stroke-induction>. Acesso em 15 jun 2021.

HIRTH. **F-23**. 2018. Disponível em: <<https://hirthengines.com/2-stroke-engines/23-series/>>. Acesso em: 26 mar. 2021.

_____. **3202**. 2018. Disponível em: <<https://hirthengines.com/2-stroke-engines/32-series/>>. Acesso em: 21 mar. 2021.

_____. **3503**. 2018. Disponível em: <<https://hirthengines.com/2-stroke-engines/35-series/>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

HKS COMPANY. **700E Twin**. Disponível em: <<http://hksengines.com/technical-info>>. Acesso em: 19 mar. 2021.

Horvath, A.L. 1974. **Redlich-Kwong Equation of State: Review for Chemical Engineering Calculations**. In Chemical Engineering Science, 29:1334–40. [https://doi.org/10.1016/0009-2509\(74\)80147-8](https://doi.org/10.1016/0009-2509(74)80147-8).

HUMMEL ENGINES. **28HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 20 jan. 2021.

_____. **32HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 20 fev. 2021.

_____. **37HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 26 jan. 2021.

_____. **45HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 17 mar. 2021.

_____. **50HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

_____. **60HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 20 fev. 2021.

_____. **70HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **80HP**. 2015. Disponível em: <<https://www.hummelengines.com/price-list>>. Acesso em: 16 fev. 2021.

JABIRU. **2200**. 2021. Disponível em: <<https://jabiru.net.au/wp-content/uploads/2018/05/2200-Aero-Engine-Flyer.compressed.pdf>>. Acesso em: 17 mar. 2021.

_____. **3300**. 2021. Disponível em: <<https://jabiru.net.au/wp-content/uploads/2018/05/2200-Aero-Engine-Flyer.compressed.pdf>>. Acesso em: 26 fev. 2021.

ICAO - International Civil Aviation Organization. **Sustainable Aviation Fuel (SAF)**. Disponível em: <<https://www.icao.int/environmental-protection/pages/SAF.aspx>>. Acesso em 23 ago 2022.

JAJCEVIC D., et. al., **CFD study of spray design for a GDI high performance 2-stroke engine**, SAE Paper 2010-32-0014. 2010.

K. Hoag and B. Dondlinger, **Vehicular Engine Design In Powertrain**. Vienna: Springer Vienna, 2016. doi: 10.1007/978-3-7091-1859-7

Kolchin, A. I., Demidov, V. P., P. Zabolotnyi. **Design of automotive engines** . Moscow : Mir. 1984. 429 p.

LIMBACH FLUGMOTOREN. **L 275 E**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-15kw-40kw.php>>. Acesso em: 17 jan. 2021.

_____. **L 275 EF**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-15kw-40kw.php>>. Acesso em: 24 jan. 2021.

_____. **L 550 EF**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-15kw-40kw.php>>. Acesso em: 10 fev. 2021.

_____. **L 550 E**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-15kw-40kw.php>>. Acesso em: 15 fev. 2021.

_____. **L 1700 EA**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-41kw-55kw.php>>. Acesso em: 27 mar. 2021.

_____. **L 2000 EA**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-41kw-55kw.php>>. Acesso em: 26 jan. 2021.

_____. **L1700 E0/EC**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-41kw-55kw.php>>. Acesso em: 25 mar. 2021.

_____. **L 2000 E0/EC**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-41kw-55kw.php>>. Acesso em: 14 fev. 2021.

_____. **L2000 EB**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-56kw-75kw.php>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

_____. **L2400 EB**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-56kw-75kw.php>>. Acesso em: 26 jan. 2021.

_____. **L 2400 DF/EF**. Disponível em: <<http://limflug.de/en/products/engines-56kw-75kw.php>>. Acesso em: 26 mar. 2021.

LIQUID COOLED AIR POWER. **Products**. 2011. Acesso em 12/mar/2021. Disponível em: <http://www.liquidcooledairpower.com/cj-overview.shtml>.

LYCOMING. **O-235-EXP**. 2007. Disponível em: <http://limflug.de/downloads/datasheets/L2400-DF_EF-datasheet-en.pdf>. Acesso em: 10 jan. 2021.

_____. **O-320-D1A**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/O-320%20Operator%20Manual%2060297-30.pdf>>. Acesso em: 18 jan. 2021.

_____. **IO-320-D1A**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/IO-320%20Operator%20Manual%2060297-31.pdf>>. Acesso em: 20 jan. 2021.

_____. **O-320-D2G**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/IO-320%20Operator%20Manual%2060297-31.pdf>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

_____. **O-360-A1A**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/O-HO-IO-HIO-AIO%20%26%20TIO-360%20Oper%20Manual%2060297-12.pdf>>. Acesso em: 15 fev. 2021.

_____. **O-360-A4M**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/O-HO-IO-HIO-AIO%20%26%20TIO-360%20Oper%20Manual%2060297-12.pdf>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

_____. **IO-360-M1B**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/O-HO-IO-HIO-AIO%20%26%20TIO-360%20Oper%20Manual%2060297-12.pdf>>. Acesso em: 16 fev. 2021.

_____. **IO-360-A1B6**. 2007. Disponível em:
<<https://www.lycoming.com/sites/default/files/O-HO-IO-HIO-AIO%20%26%20TIO-360%20Oper%20Manual%2060297-12.pdf>>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **IO-390-A3B6**. 2007. Disponível em:
<<https://www.lycoming.com/sites/default/files/IO-390-A%20Op%20%26%20Install%20Manual%2060297-34.pdf>>. Acesso em: 23 mar. 2021.

_____. **IO-390-EXP**. 2007. Disponível em:
<<https://www.lycoming.com/sites/default/files/60297-29.pdf>>. Acesso em: 14 jan. 2021.

_____. **IO-540-D4A5**. 2007. Disponível em:
<<https://www.lycoming.com/sites/default/files/O%20%26%20IO-540%20Oper%20Manual%2060297-10.pdf>>. Acesso em: 14 mar. 2021.

_____. **IO-380-B1A**. 2007. Disponível em: <<https://www.lycoming.com/sites/default/files/IO-580-B1A%20Oper%20%26%20Install%20Manual%2060297-28.pdf>>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **IO-380-B1A - Thunderbolt**. 2007. Disponível em:
<<https://www.lycoming.com/sites/default/files/IO-580-B1A%20Oper%20%26%20Install%20Manual%2060297-28.pdf>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

Ma, Jun, Hua Zhao, P. E. Freeland, Martyn Hawley and Jun Xia. **Numerical analysis of a downsized 2-stroke uniflow engine**. SAE International journal of engines 7 (2014): 2035-2044.

MANNING, J. **Internal Combustion Engine Design**. United Kingdom: CPI Group (UK) Ltd. 2012. 719 p.

Mattarelli E, Caprioli S, [...] Caso P. **Numerical optimization of supercharging and combustion on a two-stroke compression ignition aircraft engine**. International Journal of Engine Research (2023) 24(6) 2352-2368

MITIANIEC, W., BOGUSZ, A. **Theoretical and experimental study of gas flow through reed valve in a two-stroke engine**. SAE Technical Papers, [S. l.], n. August, 1996.

MODEL ENGINEERING AND MODEL IC ENGINE PROJECTS. **Model engine development part 5**. 2013. Acesso em 11/abril/2021. Disponível em: <http://modelengineneeds.org/cornell/p5.html>

MOHAMED, Y.E. S., **Effect of engine parameters and gaseous fuel type on the cyclic variability of dual fuel engines**, Fuel, Volume 84, Issues 7–8, 2005, Pages 961-971, ISSN 016-2361, <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2004.11.023>.

MORAES, A. B., JACOBI, L. F., ZANINI, R. R. **Estatística**. Santa Maria: UFSM, CCNE, Departamento de Estatística, Núcleo de Estatística Aplicada, 2011. 152 p. : il. ; 29 cm. – (Série Naturais & Exatas)

MOTORAV AIRCRAFT ENGINES. **100HP**. 20212. Disponível em: http://www.motorav.com/panfleto_2018.pdf. Acesso em: 18 jan. 2021.

MOTORSTAR NA. **M14-P**. Disponível em: <http://motorstarna.com/m14p-engines/technical-information/76-specifications>. Acesso em: 21 jan. 2021.

_____. **M14-PF**. Disponível em: <http://www.termikas.com/engines/M-14PF.html>. Acesso em: 26 jan. 2021.

MW FLY. **B22D-L-100**. Disponível em: http://www.mwfly.it/datasheet_B22D%20V17.3.pdf. Acesso em: 23 fev. 2021.

_____. **B22D-R-100**. Disponível em: http://www.mwfly.it/datasheet_B22D%20V17.3.pdf. Acesso em: 14 fev. 2021.

_____. **B25D-L-115**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B25D%20V17.3.pdf>. Acesso em: 16 jan. 2021.

_____. **B25D-R-115**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B25D%20V17.3.pdf>. Acesso em: 14 jan. 2021.

_____. **B22G-L122-A**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 27 jan. 2021.

_____. **B22G-R122-A**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 28 jan. 2021.

_____. **B22G-L-135-B**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 18 jan. 2021.

_____. **B22G-R-135-B**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 20 jan. 2021.

_____. **B25G-L-140-A**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 23 mar. 2021.

_____. **B25G-R-140-A**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 18 jan. 2021.

_____. **B25G-L-155-B**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 27 fev. 2021.

_____. **B25G-R-155-B**. Disponível em: <http://www.mwfly.it/datasheet_B22G%20V17.3.pdf>. Acesso em: 18 mar. 2021.

NASA - National Aeronautics and Space Administration. **Technology Readiness Level**, 2021. Acesso em 03/mai/2021. Disponível em: https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/engineering/technology/technology_readiness_level.

ORBIT. **Orbit**. 2021. Acesso em 16/dez/2020. Disponível em: <https://www.orbit.com/>.

O'Rourke, P.J., and A. A. Amsden. 1996. **A Particle Numerical Model for Wall Film Dynamics in Port-Injected Engines**. In . <https://doi.org/10.4271/961961>.

PEGASUS MOTOR. **DP-1**. 2021. Disponível em: <<http://flypegasuspower.com/wp/>>. Acesso em: 24 fev. 2021.

Polaris Market Research. **Aircraft Manufacturing Market Share, Size, Trends, Industry Analysis Report, By Product (Gliders, Helicopters, Ultra-Light Aircraft, Passenger Aircraft, Unmanned Aerial Vehicle & Drones, Blimps); By Application; By Region; Segment Forecast, 2022 – 2030**. 2023. Disponível em: <<https://www.polarismarketresearch.com/industry-analysis/aircraft-manufacturing-market/>>. Acesso em 20/mar/2022.

POPE, S. **Discover the latest in Piston Engine Aircraft technology**, Flying Magazine. 2012. Disponível em: <<https://www.flyingmag.com/aircraft/pistons/piston-engine-technology/>>. Acesso em 04/mar/2021.

Ra, Youngchul, and Rolf D. Reitz. 2011. **A Combustion Model for IC Engine Combustion Simulations with Multi-Component Fuels**. *Combustion and Flame* 158 (1): 69–90. <https://doi.org/10.1016/J.COMBUSTFLAME.2010.07.019>.

REVMASER AVIATION LLC. **R-2300**. 2010. Disponível em: <<http://revmasteraviation.com/?p=308>>. Acesso em: 18 fev. 2021.

ROBINSON V-8 POWER. **LS 2 (Corvette)**. 2021. Disponível em: <<https://gmauthority.com/blog/gm/gm-engines/ls2>>. Acesso em: 12 fev. 2021.

_____. **LS 7 (Corvette)**. 2021. Disponível em: <<https://gmauthority.com/blog/gm/gm-engines/ls7>>. Acesso em: 15 jan. 2021.

ROMANO, L. N. **Modelo de Referência para o Processo de Desenvolvimento de Máquinas Agrícolas**. 266 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2003.

ROTEC AEROSPORT PTY. **R-2800**. 2017. Disponível em: <https://fb8dfb41-cf2d-4d3a-aca8-903f3c8e809a.filesusr.com/ugd/ef523b_cad71e078ddf483195daf43a05a0b5f2.pdf>. Acesso em: 22 jan. 2021.

_____. **R-3600**. 2017. Disponível em: <https://fb8dfb41-cf2d-4d3a-aca8-903f3c8e809a.filesusr.com/ugd/ef523b_cad71e078ddf483195daf43a05a0b5f2.pdf>. Acesso em: 17 jan. 2021.

ROTAX – OWNER. **Rotax Installation Manual**. 2021. Disponível em: <<https://www.rotax-owner.com/en/support-topmenu/engine-manuals>>. Acesso em 22 abr. 2021.

Roso, V. R. **Análise de desempenho e emissões de um motor do ciclo otto com sistema de ignição com pré-câmaras em condições de operação veicular**. 196f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2019.

SANTOS, D. **UMA CONTRIBUIÇÃO PARA A AVALIAÇÃO DO NÚMERO DE OCTANO DE MISTURAS DE HIDROCARBONETOS**. Tese de Doutorado - Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e de Materiais. Curitiba, Paraná, 2018. 184 p.

SHAH, A., TUNESTAL, P., JOHANSSON, B., **Effect of Relative Mixture Strength on Performance of Divided Chamber ‘Avalanche Activated Combustion’ Ignition Technique in a Heavy Duty Natural Gas Engine**. SAE Technical Paper 2014-01-1327, 2014, doi:10.4271/2014-01-1327.

SIGNOR, F. **ESTUDO E ANÁLISE DO PROCESSO DE CERTIFICAÇÃO DE AERONAVE LEVE ESPORTIVA**. 2019. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica), Universidade Federal de Santa Maria, Santa Maria, RS, 2019.

SIMONINI. **VICTOR 2 SUPER**. Disponível em: <<https://www.simonini-flying.com/en/home/127-victor-2.html>>. Acesso em: 18 jan. 2021.

SPORT PERFORMANCE AVIATION. **2275**. 2021. Disponível em: <<https://flywithspa.com/product/corvair-engine-box/>>. Acesso em: 22 mar. 2021.

_____. **3.0L**. 2021. Disponível em: <<https://flywithspa.com/product/corvair-engine-box/>>. Acesso em: 17 mar. 2021.

_____. **3.3L**. 2021. Disponível em: <<https://flywithspa.com/product/corvair-engine-box/>>. Acesso em: 16 jan. 2021.

SUPERIOR AIR PARTS. **XP-O-320-A1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/xp-series-engine/engine-models/>>. Acesso em: 20 jan. 2021.

_____. **XP-IO-320-A1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/xp-series-engine/engine-models/>>. Acesso em: 26 fev. 2021.

_____. **XP-O-360-A1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/downloads/vantageengine/SVIOM01.pdf>>. Acesso em: 26 jan. 2021.

_____. **XP-IO-360-A1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/downloads/vantageengine/SVIOM01.pdf>>. Acesso em: 24 fev. 2021.

_____. **XP-O-320-B1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/xp-series-engine/engine-models/>>. Acesso em: 20 mar. 2021.

_____. **XP-IO-320-B1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/xp-series-engine/engine-models/>>. Acesso em: 23 jan. 2021.

_____. **XP-O-360-B1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/downloads/vantageengine/SVIOM01.pdf>>. Acesso em: 19 mar. 2021.

_____. **XP-IO-360-B1AC2**. 2013. Disponível em: <<https://www.superiorairparts.com/downloads/vantageengine/SVIOM01.pdf>>. Acesso em: 13 mar. 2021.

_____. **Millenium Cylinders**. 2013. Disponível em: <https://www.superiorairparts.com/>. Acesso em 12/dez/2020.

THE MOTORHOOD. **The history of Ford's iconic flathead engine**. 2015. Disponível em: <https://themotorhood.com/themotorhood/2015/9/22/the-history-of-fords-iconic-flathead-engine>. Acesso em 26/set/2020.

ULPOWER. **UL260i**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul260/ul260i>>. Acesso em: 13 jan. 2021.

_____. **UL260iS**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul260/ul260is>>. Acesso em: 27 mar. 2021.

_____. **UL350i**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul350/ul350i>>. Acesso em: 14 fev. 2021.

_____. **UL350iS**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul350/ul350is>>. Acesso em: 17 mar. 2021.

_____. **UL390i**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul390/ul390i>>. Acesso em: 26 fev. 2021.

_____. **UL390iS**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul390/ul390is>>. Acesso em: 15 fev. 2021.

_____. **UL520i**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul520/ul520i>>. Acesso em: 11 jan. 2021.

_____. **UL520is**. 2015. Disponível em: <<https://ulpower.com/en/engines/ul520/ul520is>>. Acesso em: 27 jan. 2021.

VERNER MOTOR. **Scarlet 3VL**. 2020. Disponível em: <<http://www.vernermotor.com/page1.html#features18-1y>>. Acesso em: 27 jan. 2021.

_____. **Scarlet 5VL**. 2020. Disponível em: <<http://www.vernermotor.com/page1.html#features18-1y>>. Acesso em: 19 jan. 2021.

_____. **Scarlet 5S**. 2020. Disponível em: <<http://www.vernermotor.com/page1.html#features18-1y>>. Acesso em: 27 fev. 2021.

_____. **Scarlet 7U**. 2020. Disponível em: <<http://www.vernermotor.com/page1.html#features18-1y>>. Acesso em: 21 jan. 2021.

_____. **Scarlet 9S**. 2020. Disponível em: <<http://www.vernermotor.com/page1.html#features18-1y>>. Acesso em: 27 fev. 2021.

VIKING AIRCRAFT ENGINES. **V-90**. Disponível em: <<https://www.vikingaircraftengines.com/engine-options>>. Acesso em: 22 jan. 2021.

_____. **V-130**. Disponível em: <<https://www.vikingaircraftengines.com/engine-options>>. Acesso em: 23 mar. 2021.

_____. **V-170**. Disponível em: <<https://www.vikingaircraftengines.com/engine-options>>. Acesso em: 10 jan. 2021.

Wang, Xinyan, Jun Ma, and Hua Zhao. 2017. **Analysis of Mixture Formation Process in a Two-Stroke Boosted Uniflow Scavenged Direct Injection Gasoline Engine**. <https://doi.org/10.1177/1468087417736451> 19 (9): 927–40.
<https://doi.org/10.1177/1468087417736451>.

WANG, Yushu. **Introduction to engine valvetrains**. SAE international, 2006.

WATERHOUSE, J. R. **AERONAVES LEVES MOVIDAS A ETANOL, UMA CONTRIBUIÇÃO PARA SUA VIABILIZAÇÃO**. 2010, 164 p. Tese de Doutorado (Escola de Engenharia de São Carlos) da Universidade de São Paulo, São Carlos 2010.

WIPO – World Intellectual Property Organization. **WIPO**, 2021. Disponível em: <https://www.wipo.int/classifications/ipc/en/>. Acesso em 18/dez/2020.

Yakhot, V., S. A. Orszag, S. Thangam, T. B. Gatski, and C. G. Speziale. 1992. **Development of Turbulence Models for Shear Flows by a Double Expansion Technique**. Physics of Fluids A: Fluid Dynamics, July 1992. <https://doi.org/10.1063/1.858424>.

ZHANG, Y. et al. **Effect of the piston top contour on the tumble flow and combustion features of a GDI engine with a CMCV: a CFD study**. Engineering Applied Computational Fluid Mechanics. 2016.

_____. **2-Stroke CAI Combustion Operation in a GDI Engine with Poppet Valves**. SAE International, 2012.

_____. **2-Stroke CAI Operation on a Poppet Valve DI Engine Fuelled with Gasoline and its Blends with Ethanol**. SAE International 2013.

ZHANG, S. et al. **Experimental and numerical study the effect of combustion chamber shapes on combustion and emissions characteristics in a heavy-duty lean burn SI natural gas engine coupled with detail combustion mechanism**. Fuel - The Science and Technology of Fuel and Energy, 2019.

ANEXO A – TABELA COM RELAÇÕES DE HP/KG E R\$/HP

Tabela 2 - Fabricante, modelo, relação HP/kg, Relação US\$/HP e preço.

Fabricante	Modelo	HP/kg	US\$/HP	Preço [USD]	Preço em R\$
AC Corporation	Swift FL150 J	1.72	217.39	\$25,000.00	R\$ 121,250.00
AC Corporation	Swift FL150 G	1.93	192.31	\$25,000.00	R\$ 121,250.00
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1	1.10	95.00	\$7,600.00	R\$ 36,860.00
AeroConversions (Sonex)	AeroVee 2.1 T	1.19	119.95	\$11,995.00	R\$ 58,175.75
AeroMomentum	AM10	1.35	99.94	\$8,495.00	R\$ 41,200.75
AeroMomentum	AM13u	1.30	89.95	\$8,995.00	R\$ 43,625.75
AeroMomentum	AM13h	1.30	109.95	\$10,995.00	R\$ 53,325.75
AeroMomentum	AM15u	1.39	89.70	\$10,495.00	R\$ 50,900.75
AeroMomentum	AM15h	1.39	106.79	\$12,495.00	R\$ 60,600.75
Azalea Aviation	Spyder 100 IFB	ND	105.00	\$10,500.00	R\$ 50,925.00
Azalea Aviation	Spyder 125 IFB	ND	107.50	\$12,900.00	R\$ 62,565.00
BRP Rotax	912 UL	1.36	206.29	\$16,503.00	R\$ 80,039.55
BRP Rotax	912 ULS	1.61	197.01	\$19,701.00	R\$ 95,549.85
BRP Rotax	912 iS	1.42	232.84	\$23,284.00	R\$ 112,927.40
BRP Rotax	914 UL	1.64	274.25	\$31,539.00	R\$ 152,964.15
Classic Aero Machining Service	Gnome monosoupape	0.94	516.67	\$62,000.00	R\$ 300,700.00
Continental Aero	CD-135	1.01	ND	ND	ND
D-Motor	LF26	1.48	191.74	\$17,640.00	R\$ 85,554.00
D-Motor	LF-39	1.50	243.43	\$30,429.00	R\$ 147,580.65
Firewal Forward Aero Engines	CAM-100	0.98	167.90	\$16,790.00	R\$ 81,431.50
Firewal Forward Aero Engines	CAM-125	1.12	149.16	\$18,645.00	R\$ 90,428.25
Fly Corvair		ND	137.77	\$16,395.00	R\$ 79,515.75
Franklin Engines	4A-235-B3	1.18	ND	ND	ND
Franklin Engines	4A-235-B31	1.13	ND	ND	ND
Franklin Engines	4A-235-B4	1.13	ND	ND	ND
Franklin Engines	4A-235-I	1.13	127.20	\$15,900.00	R\$ 77,115.00
Gaokin	800 Aircraft	2.88	ND	ND	ND
Great Plains Aviation Supply	2276 cc	1.07	88.38	\$7,070.00	R\$ 34,289.50
Great Plains Aviation Supply	1915 cc	1.06	79.60	\$6,766.00	R\$ 32,815.10
Great Plains Aviation Supply	2180 cc reduction	1.26	60.47	\$6,228.00	R\$ 30,205.80
Great Plains Aviation Supply	2276 cc reduction	1.28	59.31	\$6,228.00	R\$ 30,205.80
Great Plains Aviation Supply	2276 cc flywheel	1.11	77.85	\$6,228.00	R\$ 30,205.80
Hummel Engines	80HP	1.27	70.88	\$6,025.00	R\$ 29,221.25
Jabiru	2200	1.38	175.29	\$14,900.00	R\$ 72,265.00
Jabiru	3300	1.44	157.50	\$18,900.00	R\$ 91,665.00
Limbach Flugmotoren	L 2000 EA	1.10	ND	ND	ND
Limbach Flugmotoren	L 2000 E0/EC	1.08	ND	ND	ND

Limbach Flugmotoren	L2000 EB	1.05	ND	ND	ND
Limbach Flugmotoren	L2400 EB	1.06	ND	ND	ND
Limbach Flugmotoren	L 2400 DF/EF	1.32	ND	ND	ND
Lycoming	O-235-EXP	1.01	258.26	\$29,700.00	R\$ 144,045.00
Motorav Aircraft Engines	100HP	1.17	129.00	\$12,900.00	\$62,565.00
MW Fly	B22D-L-100	1.25	202.90	\$20,290.00	R\$ 98,406.50
MW Fly	B22D-R-100	1.25	195.50	\$19,550.00	R\$ 94,817.50
MW Fly	B25D-L-115	1.44	197.83	\$22,750.00	R\$ 110,337.50
MW Fly	B25D-R-115	1.44	191.39	\$22,010.00	R\$ 106,748.50
MW Fly	B22G-L122-A	1.45	185.41	\$22,620.00	R\$ 109,707.00
MW Fly	B22G-R122-A	1.45	190.49	\$23,240.00	R\$ 112,714.00
MW Fly	B22G-L-135-B	1.61	176.67	\$23,850.00	R\$ 115,672.50
MW Fly	B22G-R-135-B	1.61	181.26	\$24,470.00	R\$ 118,679.50
Revmaster Aviation LLC	R-2300	1.10	110.59	\$9,400.00	R\$ 45,590.00
Rotec Aerosport Pty	R-2800	1.10	204.55	\$22,500.00	R\$ 109,125.00
Simonini	VICTOR 2 SUPER	1.92	108.05	\$10,805.00	R\$ 52,404.25
Sport Performance Aviation	2275	1.03	122.14	\$12,825.00	R\$ 62,201.25
Sport Performance Aviation	3.0L	1.13	120.83	\$13,895.00	R\$ 67,390.75
Sport Performance Aviation	3.3L	1.18	142.71	\$17,125.00	R\$ 83,056.25
ULPower	UL260i	1.34	206.19	\$20,000.00	R\$ 97,000.00
ULPower	UL260iS	1.48	196.26	\$21,000.00	R\$ 101,850.00
ULPower	UL350i	1.50	194.92	\$23,000.00	R\$ 111,550.00
ULPower	UL350iS	1.66	184.62	\$24,000.00	R\$ 116,400.00
Verner Motor	Scarlet 5S	1.20	176.75	\$14,670.00	R\$ 71,149.50
Verner Motor	Scarlet 7U	1.49	155.34	\$19,262.00	R\$ 93,420.70
Viking Aircraft Engines	V-90	1.24	111.06	\$9,995.00	R\$ 48,475.75
Viking Aircraft Engines	V-130	1.33	84.58	\$10,995.00	R\$ 53,325.75

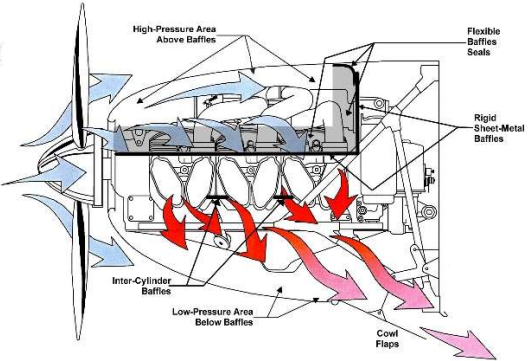
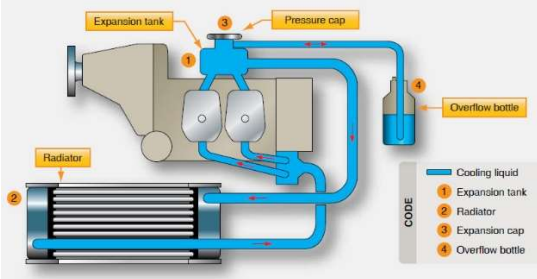
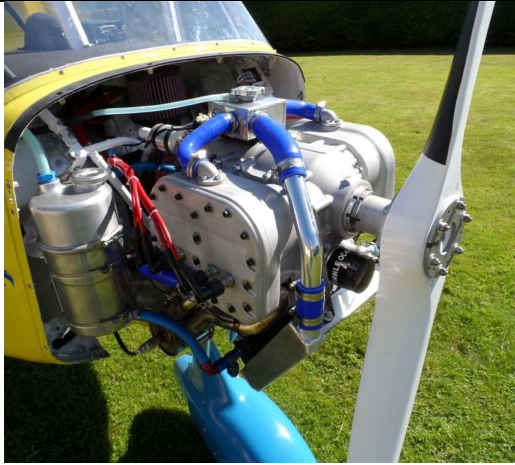
ND = Não divulgado

Fonte: o autor

APÊNDICE A - SISTEMAS DE EXAUSTÃO EM MOTORES AERONÁUTICOS

Arranjo	Descrição	Imagem	Fonte
Dutos independentes de saída.	sistema de exaustão de motor 4 cilindros opostos com cada cilindro tendo uma tubulação de exaustão independente		Fonte: Kitplanes (https://www.kitplanes.com/engine-theory-4/)
Dutos interligados na forma 4 em 2	sistema de exaustão conhecido com 4 em 2, porém, com arranjos de coletores e dutos de forma cruzada.		Fonte: Kitplanes (https://www.kitplanes.com/engine-theory-4/)
Dutos interligados na forma 4 em 2	sistema de exaustão conhecido com 4 em 2, porém, com arranjos de coletores e dutos de forma alinhada.		Fonte: Kitplanes (https://www.kitplanes.com/engine-theory-4/)
Dutos interligados na forma 4 em 1	configuração com quatro dutos de escapamento sendo unidos em uma única saída, o denominado 4 em 1		Fonte: Kitplanes (https://www.kitplanes.com/engine-theory-4/)
Dutos interligados na forma 4 em 1 com <i>muffler</i>	configuração com quatro dutos de escapamento sendo unidos em uma única saída, o denominado 4 em 1, porém com um <i>muffler</i>		Fonte: Kitplanes https://www.kitplanes.com/2019-engine-buyers-guide/
Dutos interligados em motor radia.	Todos os cilindros são interligados em um <i>muffler</i> com uma única saída		Fonte: Kitplanes (https://www.kitplanes.com/engine-theory-4/)

APÊNDICE B - SISTEMA DE ARREFECIMENTO EM MOTORES AERONÁUTICOS

Sistema de arrefecimento	Ilustração do sistema	Descrição
<p>Arrefecimento a ar</p>	 <p>AOPA, 2021 (https://blog.aopa.org/aopa/2017/03/29/its-baffling/)</p>	<p>Sistema simples e de baixa complexidade. Utiliza o deslocamento de ar para realizar o arrefecimento</p>
<p>Cabeçote arrefecido com líquido e cilindro a ar</p>	 <p>Flight Mechanics, 2021 (https://www.flight-mechanic.com/opposed-light-sport-experimental-and-certified-engines-part-one/)</p>	<p>Sistema de média complexidade. Utiliza deslocamento de ar para arrefecimento do cilindro e sistema líquido para arrefecimento do cabeçote. Há necessidade de radiador, bomba de água, tubulação e reservatório de expansão</p>
<p>Totalmente arrefecido com líquido</p>	 <p>D-Motor Canada (https://d-motor-canada.com/index.php/installations/hanuman-hawk-4/)</p>	<p>Sistema mais complexo. Há necessidade de arrefecimento líquido completo do motor, sistema composto por radiador, bomba de água, tubulação e reservatório de expansão</p>

APÊNDICE C – PESQUISA DE PATENTES REALIZADA SOBRE MOTORES DE 2 TEMPOS E SEUS SISTEMAS

Foi realizada uma pesquisa de propriedade intelectual referente ao assunto: *TWO STROKE ENGINE*, ou seja, MOTOR DE DOIS TEMPOS, como forma de verificar a existência de algum motor similar ao que está sendo proposto nesta tese.

Estas palavras chave foram utilizadas no banco de dados ORBIT (acesso em 16 de dezembro de 2020) para levantamento das patentes existentes a nível mundial com o referido assunto.

Antes de prosseguir com a apresentação dos resultados obtidos sobre as patentes pesquisadas, importante descrever o sistema de registro de propriedade intelectual a nível mundial, o IPC – *International Patent Classification*, em português, Classificação Internacional de Patentes.

Importante definir como as propriedades industriais são classificadas e estruturadas. O sistema de classificação de propriedade industrial, a nível mundial, teve início em 1971 pelo acordo de Strassburgo. Anualmente uma nova versão é atualizada e lançada a público pelo WIPO – *World Intellectual Property Organization* (Organização Mundial de Propriedade Intelectual). Esta organização possui 193 membros e atua em políticas, serviços, cooperação e informações sobre propriedade industrial, desde 1967.

Basicamente o sistema classifica hierarquicamente, através de símbolos alfanuméricos as patentes e modelos de utilidade de acordo com diferentes áreas de desenvolvimento e tecnologia, conforme WIPO (2021).

A seguir estão apresentadas as classes de patentes conforme a classificação IPC:

- A – Necessidades humanas;
- B – Transporte e operações;
- C – Química e metalurgia;
- D – Têxtil e papel;
- E – Construções fixas;

- F – Engenharia mecânica, iluminação, aquecimento, armamento e explosivos;
- G – Física;
- H – Eletricidade.

Das classes apresentadas, seleciona-se a B e a F para proceder com a pesquisa, dentro do que melhor se enquadra no projeto do motor.

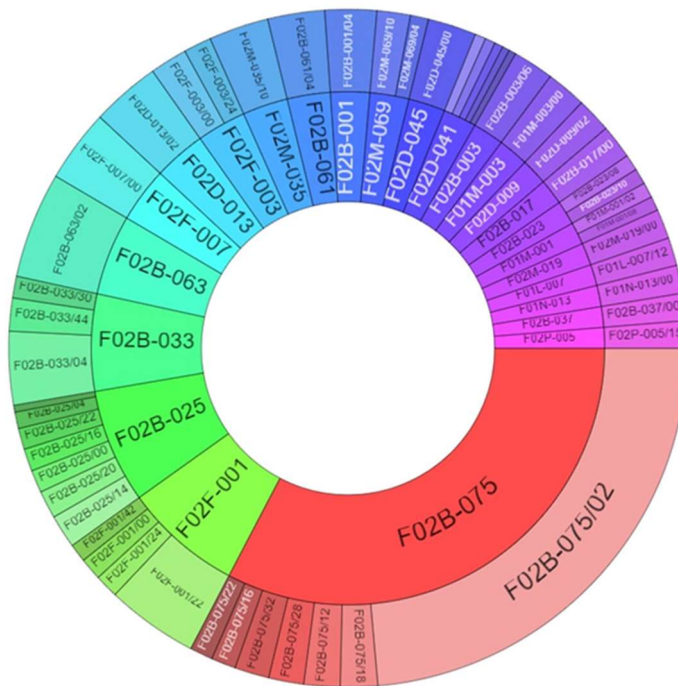
As subclasses estão apresentadas abaixo, conforme cada assunto a ser tratado:

- B – Transporte e operações;
 - B64 – Aeronaves, aviação e cosmonáutica;
- F – Engenharia mecânica, iluminação, aquecimento, armamento e explosivos;
 - F01B – Máquinas ou motores em geral ou de deslocamento positivo;
 - F02 – Motores de combustão, plantas de motores de gás quente ou produtos de combustão;
 - F02B – Motores de combustão interna a pistão e motores em geral;
 - F02D – Controles em motores de combustão;
 - F02F – Cilindros, pistões ou blocos de motores, arranjos e vedações em motores de combustão;
 - F02M – Fornecimento de combustível em motores de combustão, misturas de combustíveis e suas derivações e componentes;
 - F23K – Alimentação de combustível para motores de combustão.

As palavras-chave que foram utilizadas na pesquisa é: *TWO STROKE ENGINE*. Houve retorno de 2064 patentes, entre ativas e inativas envolvendo o assunto referenciado.

Todas as 2064 patentes pertencem a Classe F e Subclasse F02, como mostra a Figura 181.

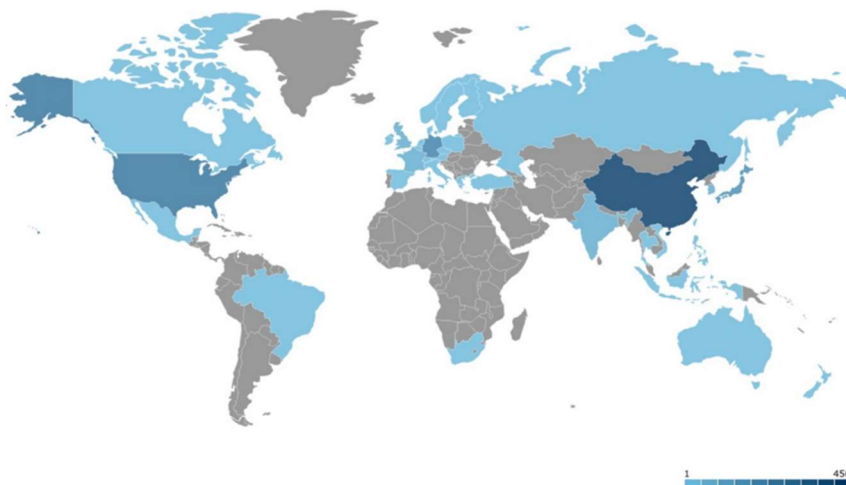
Figura 181: Enquadramento das patentes pesquisadas em termos de classe e sub-classe.



Fonte: Orbit (2021).

A Figura 182: Países com registros de patentes com a palavra-chave pesquisada. Figura 182 apresenta os países onde as patentes foram encontradas no banco de dados da WIPO. A classificação é de azul mais escuro (maior número de patentes) até azul mais claro (menor número de patentes). Países que aparecem na cor cinza não apresentam registros.

Figura 182: Países com registros de patentes com a palavra-chave pesquisada.



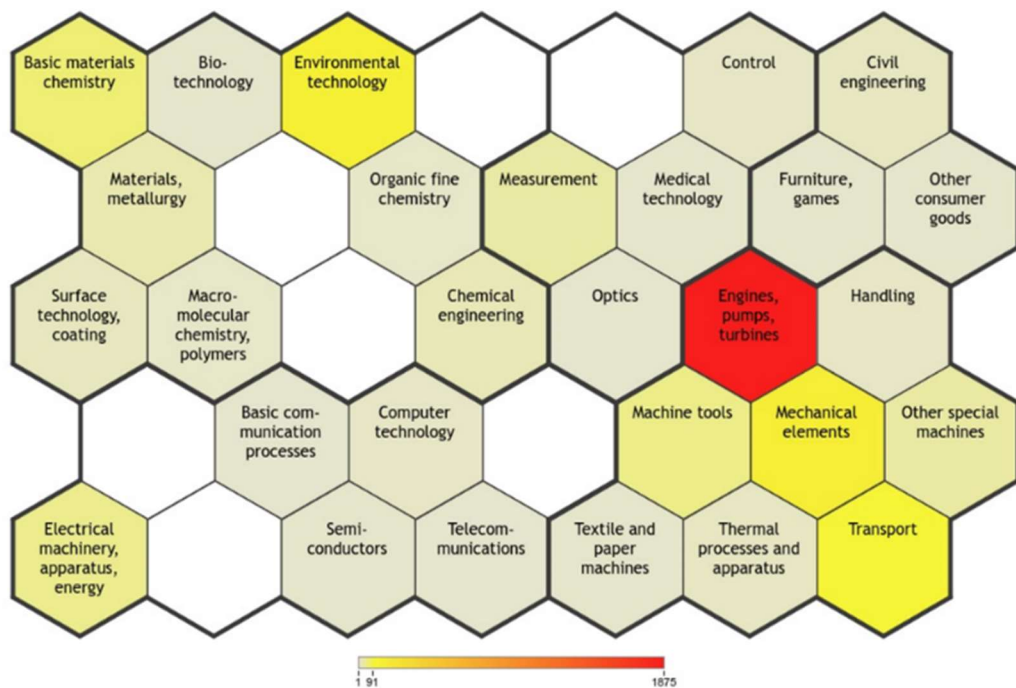
Fonte: Orbit (2021).

A Figura 183 apresenta a quantidade de patentes por assunto, verificar que a maior quantidade, em vermelho, é diretamente relacionada ao assunto motor, com uma quantidade de 1875 patentes registradas.

Há uma planilha em *software* Excel® que foi elaborada contendo todas as patentes e inúmeras informações. Esta planilha possui 2064 linhas, uma para cada patente relacionada e foi avaliada uma a uma para investigar a possibilidade de algum registro conter o tema deste estudo.

A planilha foi preparada para ser avaliada e os dados poderem ser apresentados de forma didática. Foram elencados assuntos relacionados ao projeto e incluída uma coluna, na planilha, para relacionar ao tipo de assunto ao objeto da patente, com isso, posteriormente realizar a avaliação.

Figura 183: Quantidade de patentes por assunto/sub-classe.



Fonte: Orbit (2021).

Os assuntos das patentes relacionados ao projeto encontram-se abaixo e foram estabelecidos em acordo com a equipe de projeto:

1. *Scavenging* (limpeza do cilindro);
2. *Head valve* (válvula no cabeçote);

3. *Flathead* (cabeça plana);
4. *Fuel Supply/Fuel Injection/Direct injection/electronic injection* (alimentação de combustível, injeção de combustível, injeção direta, injeção eletrônica);
5. *Stratified charge* (carga estratificada);
6. *Supercharged/boosted* (sobrealimentado);
7. *Airplane application* (aplicação em aeronáutica);
8. *Other* (outros).

Escolheu-se nomenclatura em inglês devido à planilha estar nesta língua, facilitando a busca e identificação de informações.

Conforme anteriormente informado, a pesquisa de patentes retornou um total de 2064 registros, os quais foram avaliados um a um seu Resumo e o Objeto da Invenção. Em alguns casos onde se salientou uma possível convergência com o assunto da Tese, foram baixados os documentos originais, imagens originais e avaliadas mais detalhadamente.

Do total de 2064 registros obtidos, apenas 1779 foram utilizados no estudo, os demais, após avaliação, foram descartados por não ser objeto do estudo, por exemplo, motores dois tempos montados em motocicletas. Esse fato ocorreu devido às palavras chaves retornarem todos os assuntos ligados a motores 2 tempos, não diferenciando se era diretamente relacionado ao projeto ou invenção deste ou a utilização destes (motores) em outros aparatos como motocicletas, cortadores de grama, moto aquática entre outros.

A Tabela 3 mostra o número de registros ativos, inativos e o total de registros, após a avaliação, diretamente relacionados ao assunto do estudo.

Tabela 3 - Registros diretamente relacionados ao estudo

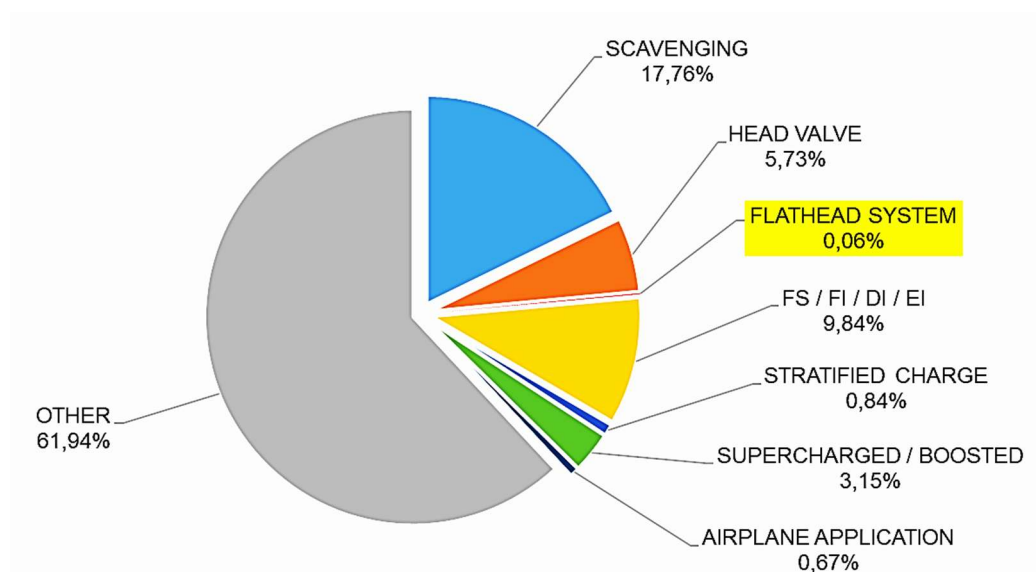
Tipo	Quantidade
Ativas	594
Expiradas	1185
Total	1779

Fonte: o autor

Em termos percentuais, 39% das patentes pesquisadas encontram-se ativas e 61% inativas (expiradas).

A Figura 184 apresenta dados referentes a cada assunto escolhido e seus respectivos registros. Observa-se uma quantidade percentual de 0,06% relacionado ao assunto *Flathead design*, o que representa uma patente registrada relacionada a este assunto específico, a partir desta informação, este registro será na sequência para apresentar a que se refere.

Figura 184: Gráfico de porcentagem por assunto dos registros avaliados



Fonte: o autor

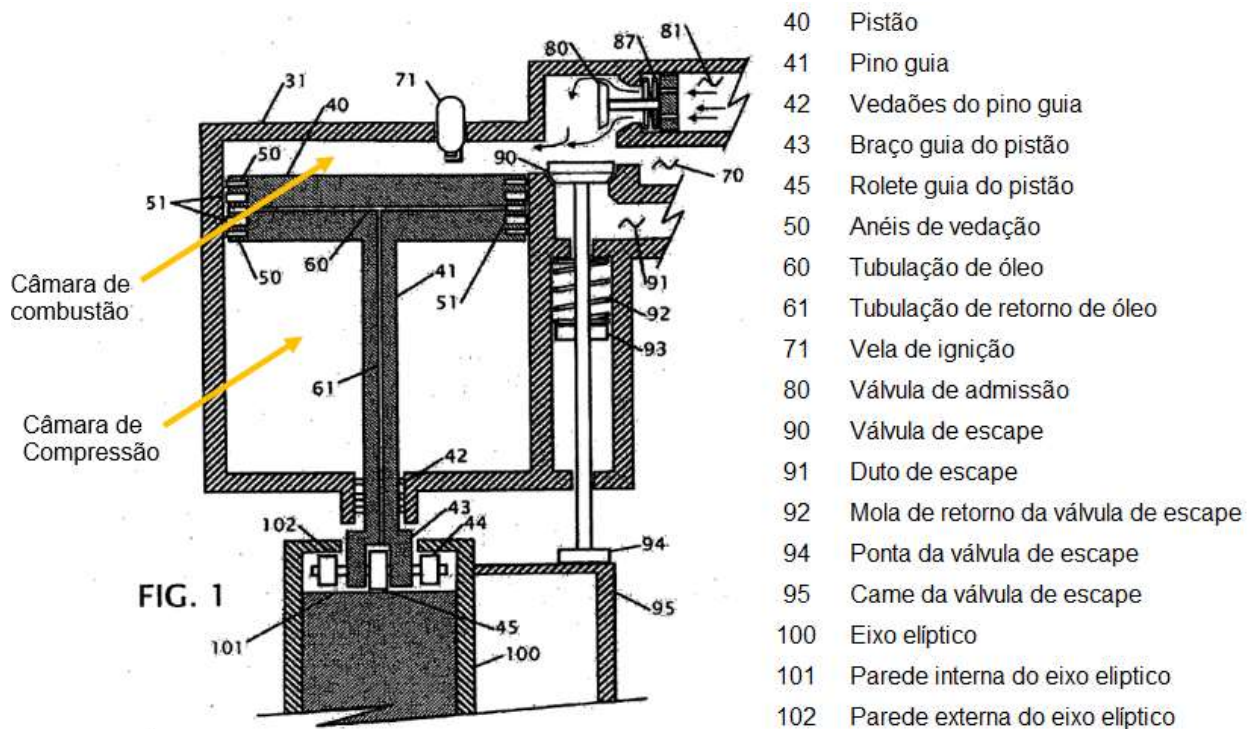
O registro relacionado ao sistema *Flathead* de motor dois tempos, com Registro Internacional sob número WO 2010/036229 A1, foi avaliado mais detalhadamente refere-se a um motor com uma câmara de combustão e uma câmara auxiliar, onde não ocorre combustão, sob o pistão, onde apresenta válvulas para admissão (nº 80) e escape (nº 90) de gases. O pistão (nº 40) apresenta um pino fixo (nº 41) a ele, similar uma a biela, porém, não possui movimento relativo entre si.

O virabrequim é um eixo onde há uma peça elíptica (nº 101) em que essa “biela” desliza sobre ele apoiada num rolete (nº 45). Segundo o autor da propriedade intelectual o motor apresenta menor peso por não possuir um virabrequim clássico, pinos, biela e compressor externo, podendo inclusive ser utilizado em aeronaves.

O próprio motor possui uma câmara inferior ao pistão que serve de absorvedor de impacto da combustão e, segundo o autor, faria com que o motor trabalhasse com vibrações menores, de maneira mais suave. Essa câmara também serviria, em outra configuração apresentada na solicitação de propriedade industrial, como um compressor, similar ao que acontece em motores de 2 tempos clássicos por compressão pelo cárter, porém, para motores de 4 tempos.

A Figura 185 representa um corte longitudinal do motor (ou compressor como o autor também classifica) mostrando as duas câmaras e demais peças relacionadas.

Figura 185: Corte longitudinal do motor mostrando partes internas.



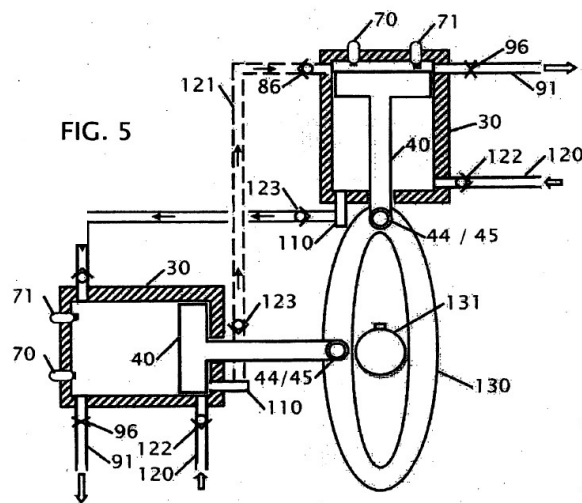
Fonte: Adaptado de ORBIT (2021).

A Figura 186 apresenta uma vista frontal do motor/compressor mostrando o virabrequim com a elipse (nº 130) utilizada para transmissão de potência gerada pela combustão.

Nesta figura, o autor menciona que é um desenho esquemático de motor de 2 tempos e dois cilindros onde a câmara inferior ao pistão é utilizada como sobrealimentador de ar para o pistão subsequente.

O arranjo de válvulas permitiria o sequenciamento da exaustão e alimentação de ar (válvulas com números 86, 96, 122 e 123). Nesta figura aparece o injetor (nº 70) diretamente para alimentação de combustível dentro da câmara, injeção direta.

Figura 186: Desenho esquemático do motor de 2 tempos e 2 cilindros da PI.

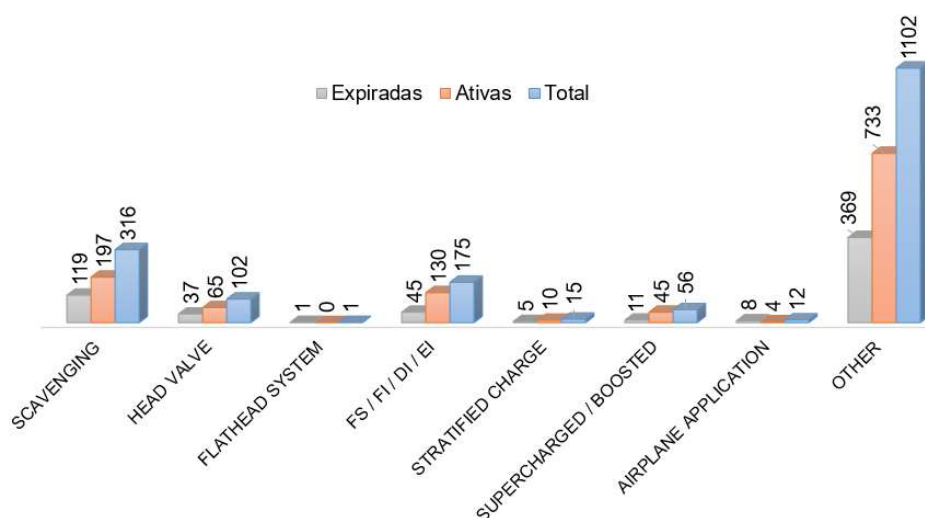


Fonte: Adaptado de ORBIT (2021).

O motor apresentado na propriedade industrial foi considerado como diferente do que está sendo proposto nesta tese, por se tratar de um arranjo fisicamente e funcionalmente distinto. Portanto, a patente foi considerada como não tendo interferência no estudo. O estado atual da PI é como finalizado (*dead*) e a situação é informada como revogada, conforme retorno da pesquisa efetuada no sistema Orbit.

Ainda, foi avaliado a validade dos registros, se ativos ou inativos, por assunto e estão apresentados na Figura 187.

Figura 187: Status dos registros de patentes avaliados



Fonte: Fonte: Adaptado de ORBIT (2021).

Conforme verificado, das 1779 patentes avaliadas, 316 patentes são relativas a criações para melhoria do sistema de limpeza do cilindro, das quais 197 ainda estão ativas, perfazendo 17,76% do total. Juntamente com o assunto *scavenging* está a inclusão de válvulas no motor para aumentar a eficiência da troca gasosa. Válvulas no cabeçote são uma parte das invenções e solicitação de patentes verificadas. Tem-se, do total de 1779 patentes, uma quantidade de 102 patentes depositadas sobre válvula no cabeçote, destas, 65 ainda apresentam validade, perfazendo 5,73% do total de patentes avaliadas. Com isso, mais de 23% das patentes avaliadas referem-se a algum sistema que melhore ou aperfeiçoe a troca gasosa.

Com a avaliação concluída, identificou-se que o assunto do estudo, ou seja, motor de dois tempos com válvula do tipo *flathead* não foi registrado, abrindo-se chance para efetuar o registro e dar prosseguimento ao projeto.

APÊNDICE D - ESTRUTURA DE PRODUTO DO MOTOR FUTSE

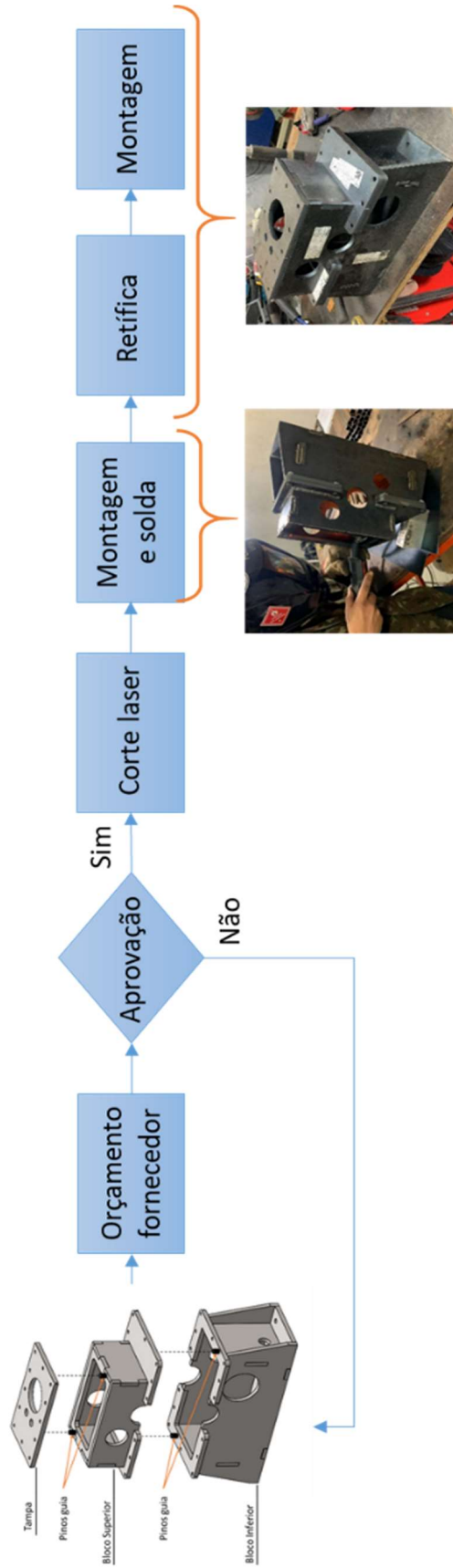
Posição	Item	Qtd	Tipo	Material	Processo
1	Flathead Uniflow Two Stroke Engine	1	Fabricado		
1.1	Cj. Bloco Superior	1	Fabricado		
1.1.1	Chapa lateral bloco superior	2	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.1.2	Tampa lateral bloco superior	2	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.1.3	Flange união bloco	1	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.1.4	Flange união bloco - alongada	1	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.1.5	Reforço bloco superior	1	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.1.6	Tampa superior	1	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.1.7	Cj. Comando válvula	1	Fabricado		
1.1.7.1	Comando de válvula	1	Fabricado	SAE 1045	Usinagem CNC
1.1.7.2	Rolamento do comando	2	Adquirido		
1.1.7.3	Tampa suporte do rolamento	2	Fabricado	SAE 1045	Torneamento convencional
1.1.7.4	Parafuso fixação tampa do comando	12	Adquirido		
1.1.7.5	Tucho de válvula	2	Fabricado	Parafuso M22 8.8	Torneamento convencional
1.1.7.6	Guia do tucho de válvula	2	Fabricado	Bronze grafitado	Torneamento convencional
1.1.7.7	Parafuso de ajuste do tucho de válvula	2	Fabricado	Parafuso M8 8.8	Torneamento convencional
1.1.7.8	Engrenagem acionamento comando	1	Fabricado	SAE 1045	Madrilamento
1.1.2	Motor de arranque	1	Adquirido		
1.1.3	Cj. Cilindro	1	Fabricado		
1.1.3.1	Cilindro usinado	1	Fabricado	AL 6061 T6	Usinagem CNC
1.1.3.1.1	Chapa fechamento camisa água	1	Fabricado	AL 5052 T 351	Corte manual
1.1.3.1.2	Conexão entrada/saída de água	2	Adquirido	AL 3000	Torneamento convencional
1.1.3.1.3	Parafusos de fixação cilindro/bloco	4	Adquirido	Parafuso M8 8.8	
1.1.3.1.4	Chapa sup/inf fechamento caracol	2	Fabricado	AL 3000	Torneamento convencional
1.1.3.1.5	Chapa lateral fechamento caracol	1	Fabricado	AL 3000	Torneamento convencional
1.1.3.1.6	Flange união duto admissão	1	Adquirido	AL 5052 T 351	Corte laser
1.1.3.1.7	Chapa fixação flauta do injetor	2	Fabricado	AL 5052 T 351	Corte laser
1.1.3.1.8	Assentamento válvula metal duro	2	Adquirido		
1.1.3.1.9	Guia válvula	2	Adquirido		
1.1.3.1.10	Válvula exaustão	2	Adquirido		Adaptação comprimento
1.1.3.1.11	Mola retorno válvula exaustão	2	Adquirido		
1.1.3.1.12	Apoio mola válvula exaustão	2	Adquirido		
1.1.3.1.13	Retentor válvula exaustão	2	Adquirido		
1.1.4	Cj. Admissão	1	Fabricado		
1.1.4.1	Coletor de admissão	1	Fabricado	AL 5052 T 352	
1.1.4.1.1	Tubo coletor admissão	1	Fabricado	AL 5052 T 353	
1.1.4.1.2	Chapa superior e inferior	2	Fabricado	AL 5052 T 354	
1.1.4.1.3	Chapa lateral menor	1	Fabricado	AL 5052 T 355	
1.1.4.1.4	chapa lateral maior	1	Fabricado	AL 5052 T 356	
1.1.4.2	Duto admissão	1	Fabricado		
1.1.4.2.1	Tubo duto admissão	3	Adquirido	AL 6061 T6	Corte manual
1.1.4.2.2	Suporte bico injetor	1	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
1.1.4.2.3	Flange fixação flauta	1	Adquirido	AL 5052 T 352	Corte laser
1.1.4.3	Faluta combustível	1	Fabricado		
1.1.4.3.1	Tubo flauta	1	Adquirido	AL 6061 T6	Corte manual
1.1.4.3.2	Conexão de fechamento flauta	2	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
1.1.4.3.3	Tubo guia	2	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
1.1.4.3.4	Suporte bico injetor	1	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
1.1.4.3.5	Barra roscada fixação	2	Adquirido		
1.1.4.4	Cj. Plenum	1	Fabricado		
1.1.4.4.1	Tampa plenum	2	Adquirido	AL 5052 T 351	Corte laser
	Cilindro plenum	1	Adquirido	AL 5052 T 352	Corte laser
	Parafusos fixação tampa	32	Adquirido	Parafuso M4 5.8	
	Flange plenum	2	Adquirido	AL 5052 T 352	Corte laser
	Tubo de ligação	2	Adquirido		
	Chapa base fixação corpo borboleta	1	Adquirido	AL 5052 T 352	Corte laser
	Corpo de borboleta	1	Adquirido		
	Parafusos fixação corpo borboleta	2	Adquirido	Parafuso M6 8.8	

(Continua)

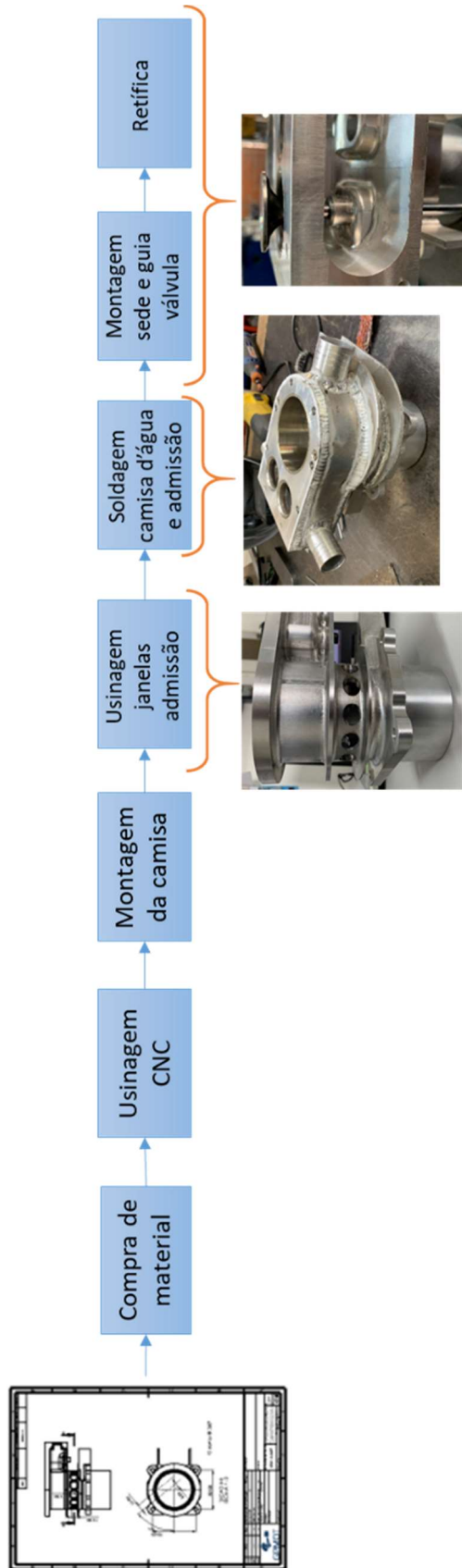
(Conclusão)

1.1.5	Cj. Exaustão	1	Fabricado		
	Flange coletor exaustão	1	Fabricado	AISI 304	Corte laser
	Coletor de exaustão	1	Fabricado	AISI 304	Corte + Soldagem TIG
	Tubo exaustão	1	Adquirido	AISI 304	
	parafusos fixação exaustão	4	Adquirido	Parafuso M6 8.8	
1.1.6	Cj cabeçote	1	Fabricado		
	Cabeçote	1	Fabricado	AL 6061 T6	Usinagem CNC
1.1.7	Cj. Tampa do cabeçote	1	Adquirido		
	Tampa alumínio	1	Adquirido	AL 5052 T 351	Corte laser
	Suporte das conexões água	2	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
	Conexões de água	2	Adquirido		
	Vela ignição	1	Adquirido		
	Parafusos de fixação cabeçote	8	Adquirido	Parafuso M8 8.8	
1.1.8	Cj. Virabrequim	1	Fabricado		
1.1.8.1	Cj. Viabrequim	1	Fabricado		
	Virabrequim	1	Adquirido		
	Pino virabrequim	1	Adquirido		
	Engrenagem acionamento comando	1	Fabricado	SAE 1045	Mandrilamento
	Engrenagem acionamento bomba de óleo	1	Fabricado	SAE 1045	Corte laser
	Rolamento virabrequim	2	Adquirido		
	Suporte do rolamento fechado	2	Fabricado	SAE 1045	Torneamento convencional
	Suporte do rolamento aberto	2	Fabricado	SAE 1045	Torneamento convencional
	Prafusos de fixação suportes dos rolamentos	12	Adquirido	Parafuso M6 8.8	
1.1.8.2	Cj. Biela	1	Fabricado		
	Biela	1	Fabricado	AL 6061 T6	Usinagem CNC
	Rolamento SKF RNA 4905	1	Adquirido		
	Pino da biela	1	Adquirido		
1.2	Cj. Bloco Inferior				
	Base bloco inferior	1	Adquirido	SAE 1020	Corte laser
	Chapa lateral bloco inferior - bomba	1	Adquirido	SAE 1020	Corte laser
	Chapa lateral bloco inferior - mancal	1	Adquirido	SAE 1020	Corte laser
	Tampa lateral bloco inferior	2	Adquirido	SAE 1020	Corte laser
	Flange união bloco	2	Adquirido	SAE 1020	Corte laser
1.2.1	Cj. Marcador nível óleo				
	Tubo 01 nível óleo	1	Fabricado	SAE 1020	Corte manual e solda TIG
	Vareta nível óleo	1	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
	Flange marcador nível óleo	1	Fabricado	SAE 1020	Corte laser
1.2.2	Cj. Bomba óleo	1	Fabricado		
1.2.2.1	Cj. Bomba óleo VW	1	Adquirido		
	Engrenagem da bomba	2	Adquirido		
	Tampa da bomba óleo	1	Fabricado	AL 6061 T6	Fresamento convencional
	Parafusos de fixação	4	Adquirido	Parafuso M8 8.8	
	Conexão de saída óleo	1	Adquirido		
	Pescador	1	Fabricado	AL 3000	Corte e dobra manual
	Eixo de acionamento	1	Fabricado	AL 6061 T6	Torneamento convencional
	Engrenagem de acionamento	1	Fabricado	SAE 1045	Corte laser
1.2.3	Cj. Volante	1	Fabricado		
	Volante	1	Fabricado	SAE 1020	Corte laser + furação
	Cremalheira	1	Adquirido	VW Fusca 1500cc	Adaptado ao volante
	Flange de acoplamento	1	Fabricado	SAE 1045	Torneamento convencional
	Parafuso fixação volante	6	Adquirido	Parafuso M10 8.8	
	Porca fixação volante	6	Adquirido		
	Prafusos fixação cremalheira	6	Adquirido	Parafuso M8 8.8	

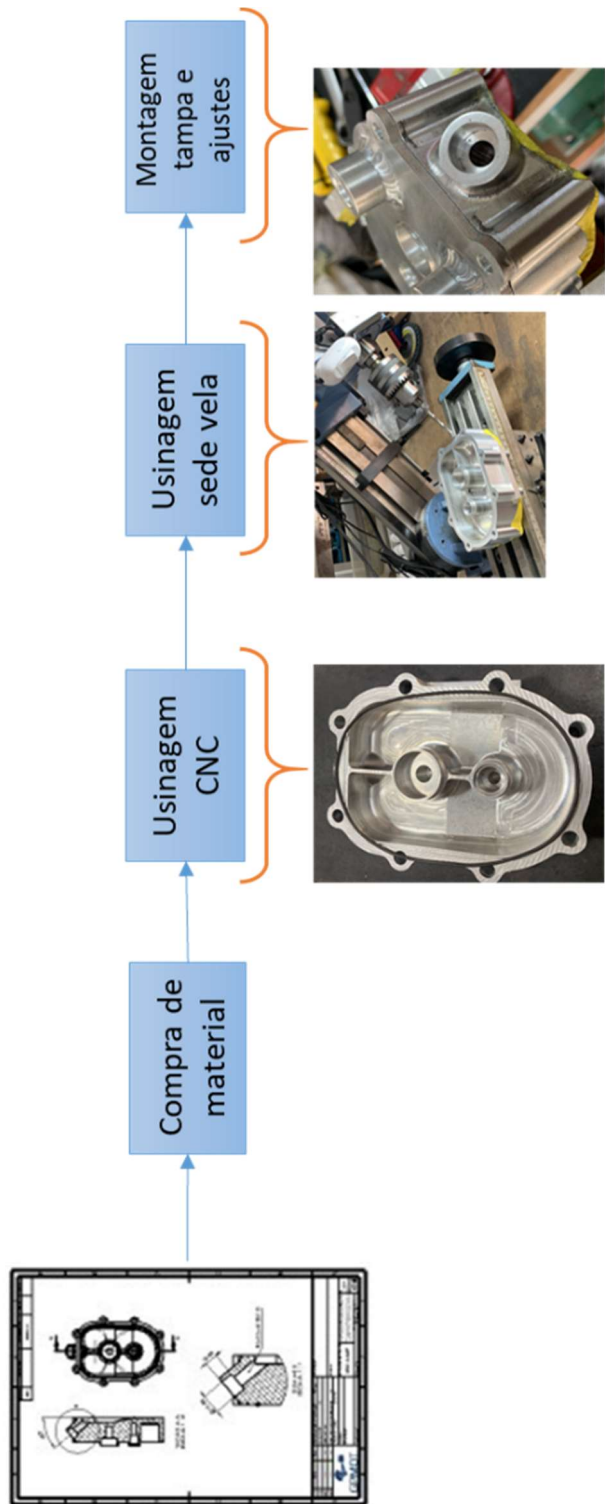
APÊNDICE E - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO BLOCO



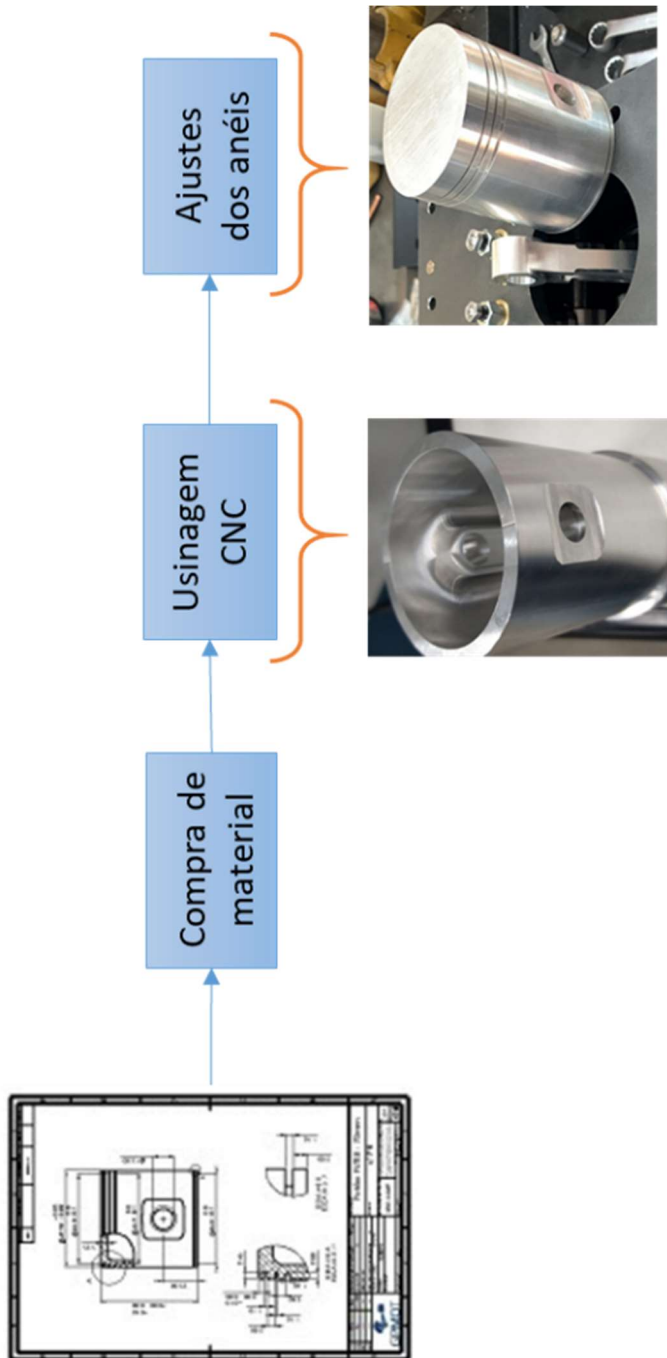
APÊNDICE F - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO CILINDRO



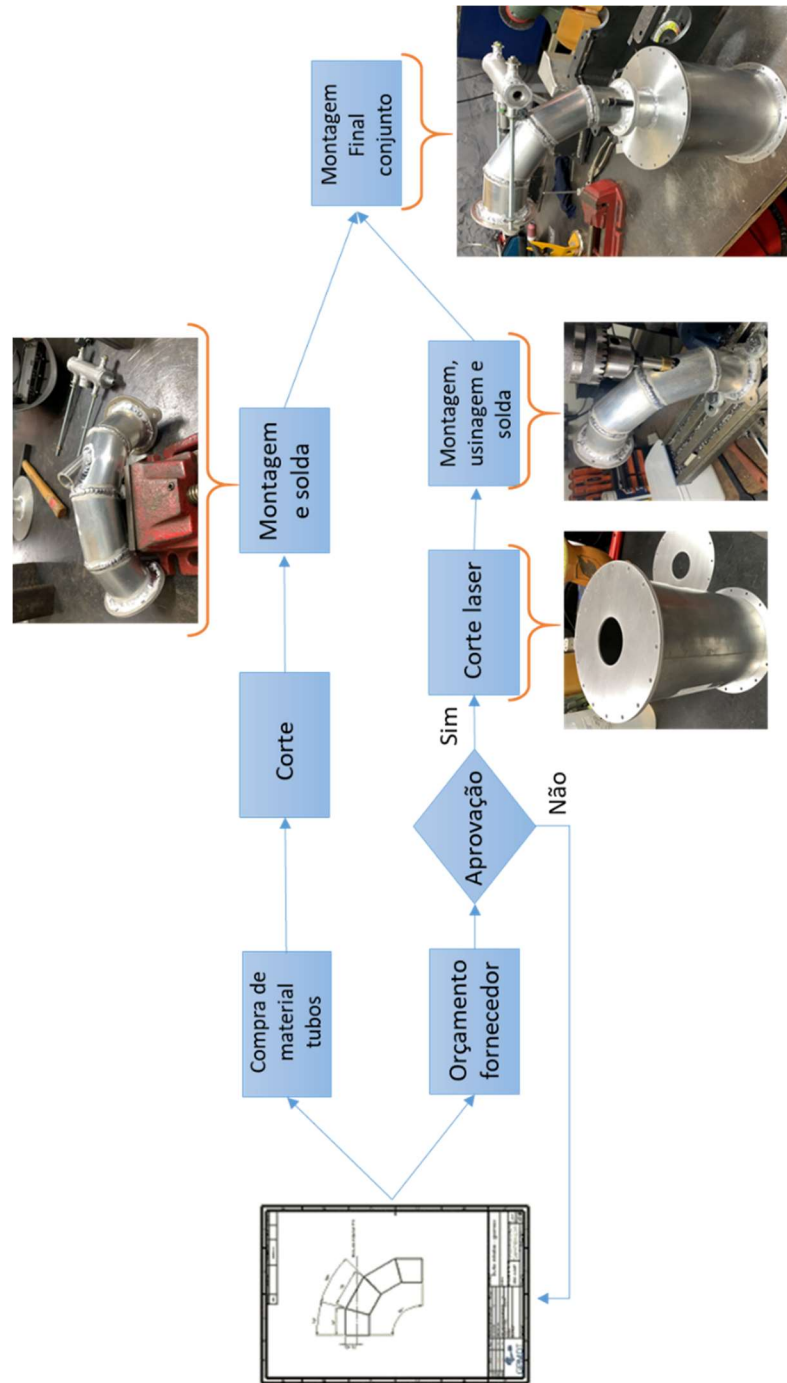
APÊNDICE G - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO CABEÇOTE FLATHEAD



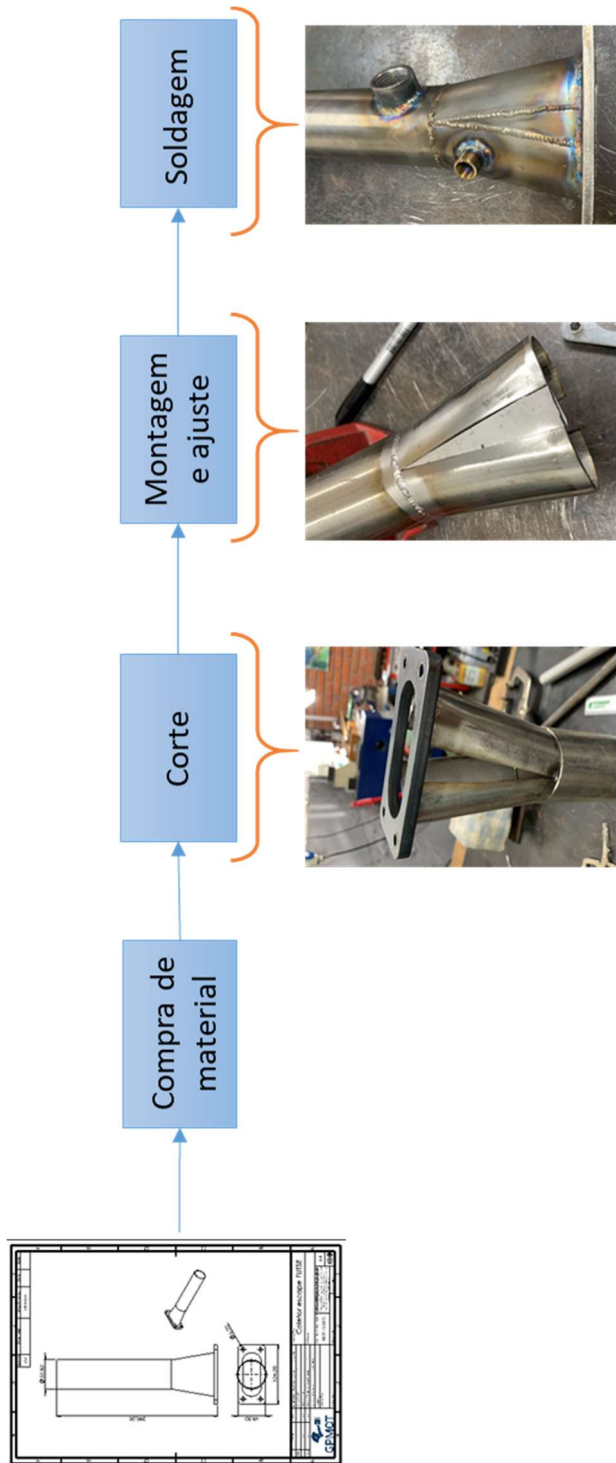
APÊNDICE H - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO PISTÃO



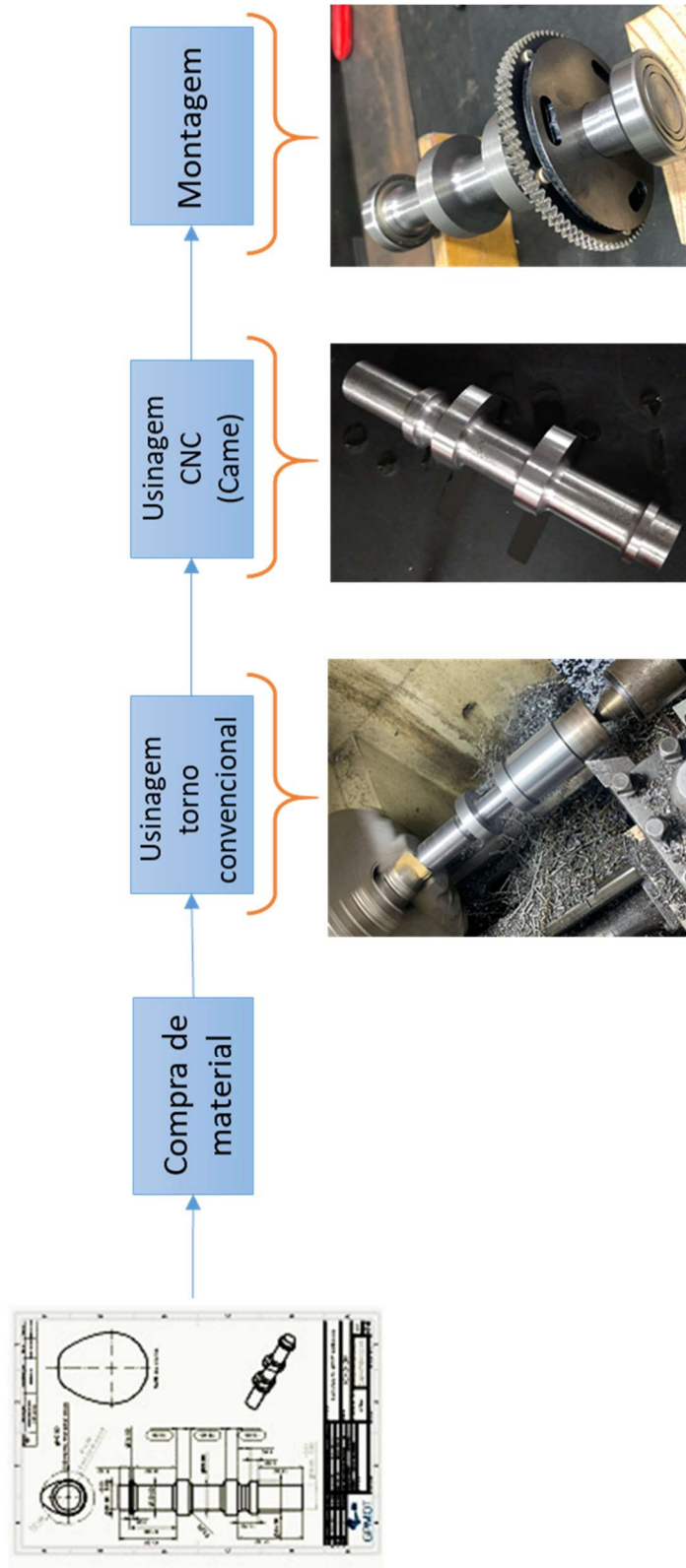
APÊNDICE I - FLUXOGRAMA SIMPLIFICADO DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO SISTEMA DE ADMISSÃO



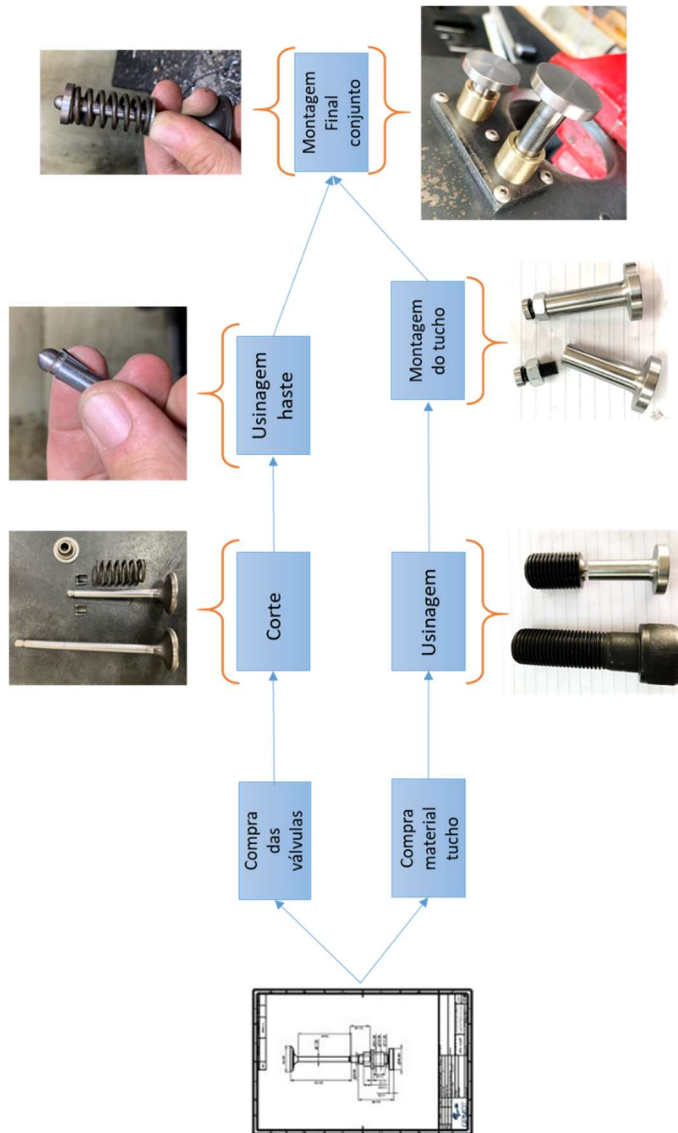
APÊNDICE J - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DA EXAUSTÃO



APÊNDICE K - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DO COMANDO DE VÁLVULAS



APÊNDICE L - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE FABRICAÇÃO DOS TUCHOS E VALVULAS



APÊNDICE M - FLUXOGRAMA DO PROCESSO DE MONTAGEM FINAL DO MOTOR E DO APARATO EXPERIMENTAL

