RELATÓRIO FINAL DO PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA

Projeto e Construção de Turbo-Bomba Pressurizadora de Bi Propelente (Lox/Etanol) para Motor Foguete com 75 kN de Empuxo

José Carlos Villardi – Pesquisador
Email: jcvillardi@hotmail.com

Prof. Msc. Sergio Roberto Montoro – Orientador
Email: sergio.montoro@fatec.sp.gov.br

Outubro de 2015

RESUMO..... 03

1. INTRODUÇÃO.....03

2. CRONOGRAMA.....03

3. DESCRIÇÃO DAS ATIVIDADES REALIZADAS..... 04

4. DESCRIÇÃO DE TRABALHO DA TURBO BOMBA DO FOGUETE V2..... 05

5. PROJETO DE TURBO BOMBA PARA 150 kN DE EMPUXO.....13

6. A TURBINA.....15

7. OS ROTORES.....20

8. AS VEDAÇÕES.....21

9. CONCLUSÕES.....22

10. BIBLIOGRAFIA.....29

Resumo

Este relatório contém uma descrição das atividades realizadas ao longo do último ano de trabalho neste projeto de Iniciação Científica, enfocando a princípio, o cumprimento das atividades previstas no cronograma de execução originalmente estabelecido e posteriormente a reconsideração do projeto e sua modificação a medida que a pesquisa foi sendo desenvolvida e com isso foram surgindo novas variáveis. Além das atividades realizadas, este relatório contém descrições de aspectos teóricos e práticos referentes à própria confecção e montagem da turbo bomba.
Este relatório descreve, portanto, o que foi realizado neste projeto ao longo dos últimos 15 meses, isto é, de Julho de 2014 a Outubro de 2015.

1. Introdução

A próxima seção deste relatório recupera o cronograma de execução estabelecido no projeto original; a seguir, é descrito o cumprimento de cada uma das tarefas contidas no cronograma, e também a descrição em detalhes das variantes que impuseram uma alteração não só no cronograma como também na alteração no desenho da turbo bomba e na sua capacidade de trabalho.

2. Cronograma

1ª. Etapa – Revisão de Literatura
2ª. Etapa – Execução e Revisão da Memória de Cálculo
3ª. Etapa – Confecção de Croquis e Diagramas
4ª. Etapa – Elaboração de Desenhos de Componentes e da Lista de Materiais.
5ª. Etapa - Confecção das Peças do Protótipo
6ª. Etapa – Ajuste e Montagem do Protótipo
7ª. Etapa – Teste do Protótipo

A tabela a seguir resume as atividades programadas para serem realizadas durante o programa de pesquisa apresentado.

Meses de atividades	JUL	AGO	SET	OUT	NOV	DEZ	JAN	FEV	MAR	ABR	MAI	JUN	
1ª. Etapa	30												
2ª. Etapa		29											
3ª. Etapa			31										
4ª. Etapa					28								
5ª. Etapa									31				
6ª. Etapa											29		
7ª. Etapa												25	
Legenda:		Entrega do relatório parcial			Preparação para participação em congressos e simposio				Entrega relatório Final				

3. Descrição das atividades realizadas

Inicialmente, foram realizadas atividades de leitura da bibliografia descrita no resumo expandido do projeto original, para aquisição de mais conhecimentos teóricos sobre o desenvolvimento dos projetos de turbo bombas, através dos modelos de motores foguetes a propelente líquido que foram e também estão sendo desenvolvidos pelas agências espaciais na atualidade, inclusive pelo próprio IAE. Posteriormente foi agregada a bibliografia um número maior de referências para a leitura, como resultado da própria pesquisa.

Em seguida foram selecionadas as fórmulas para o cálculo e especificações técnicas baseadas em projetos executados com sucesso, necessárias, para estabelecer os parâmetros estruturais, estéticos, volumétricos, de potência gerada na turbina, de diâmetros nos rotores, proporção da vazão mássica dos propelentes, esforços nos rolamentos e eixos e vedações eficientes para todo conjunto.

Durante o início desta pesquisa foi elaborado o banner de apresentação para o VII Simpósio de tecnologia, onde até então estávamos nos referenciando pelo projeto em andamento do motor L 75, o qual incorpora uma turbo bomba par gerar essa capacidade de empuxo, conforme descrito no portfólio publicado pelo IAE [1], sendo os dados inseridos abaixo, Figura 1:

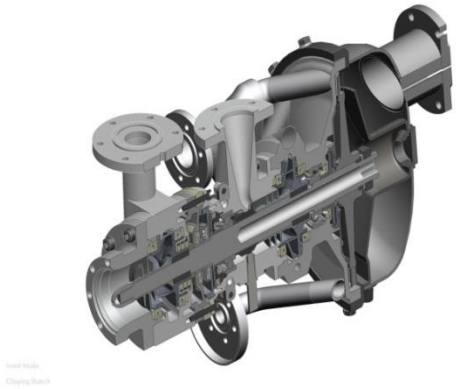


Figura 1. Turbo bomba L75

Principais Características da Turbobomba:

Bomba de oxidante, bomba de combustível e turbina em um mesmo eixo.
Rotação: 24.000 rpm

Turbina:
Potência: 400 kW
Pressão de entrada: 4,7 Mpa
Pressão de saída: 0,35 Mpa
Vazão de gás: 1,13 kg/s
Temperatura máxima nas pás: 900 K

Bomba de Oxidante:
Pressão de entrada: 0,4 Mpa
Pressão de saída: 7,6 Mpa
Temperatura de operação: 90 K
Vazão mássica: 14,0 kg/s

Bomba de Combustível:
Pressão de Entrada: 0,25 Mpa
Pressão de Saída: 10,6 Mpa
Temperatura de operação: 303 K
Vazão mássica: 9,5 kg/s

Mas ao se estudar atentamente o projeto L75 em desenvolvimento, foi observado o grau de dificuldade para incorporar um sistema de regeneração para manter o sistema pressurizado incluindo o grupo de periféricos para balancear a entrada de propelentes na câmara de combustão do motor foguete, além do fato que a turbo bomba seria de igual capacidade ao projeto apresentado para a Iniciação Científica. Sendo também levado em consideração o cronograma de trabalho do L75 [1] com o seu prazo de projeto e execução da turbo bomba, definido para finalização no primeiro semestre de 2016.

O projeto de pesquisa foi então reavaliado e a partir do mês de dezembro de 2014, começaram a ser refeitos os croquis e dimensões, utilizando-se dos parâmetros de trabalho da turbo bomba do foguete Aggregat 4, mais conhecido como V2, Figura 2.

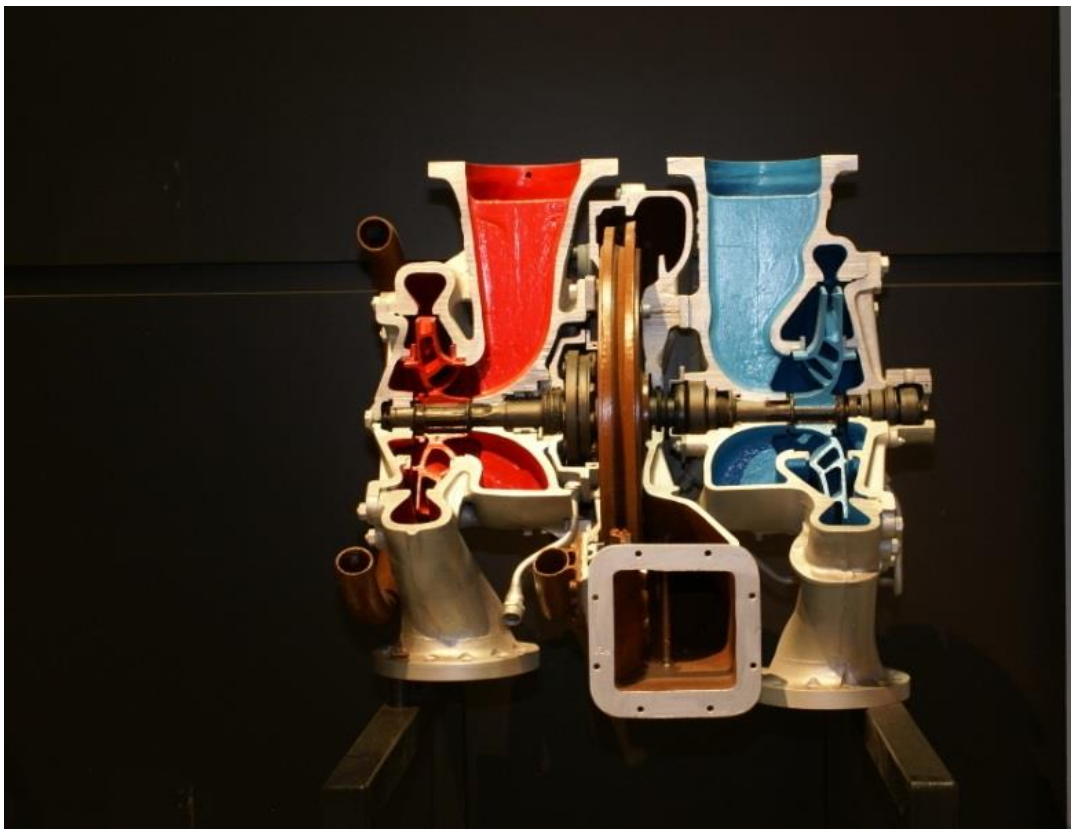


Figura 2. Turbo Bomba do Foguete V2

Neste caso foram utilizadas mais fontes de consulta [2] e [3], onde foram obtidas mais informações técnicas sobre o míssil V2, principalmente sobre as especificações da turbo bomba, o que nos permitiu elaborar o descritivo técnico de funcionamento da turbo bomba, conforme a seguir:

4. Descrição de trabalho da turbo bomba do foguete V2

Antes do lançamento, o V2 vazio pesava £ 10.000 (4.539 kg), os tanques do foguete eram preenchidos, cada um, com álcool como combustível e oxigênio líquido como oxidante, como gerador de vapor da turbina era utilizado peróxido de hidrogênio e permanganato de sódio

(catalisador). nitrogênio pressurizado (32 bar) pressionava o peróxido de hidrogênio em uma reação exotérmica com permanganato de sódio para dentro da carcaça da turbina que acionava as suas pás, gerando uma potência de 580 HP (432,5 kW), para que essa potência fosse alcançada era necessário que a turbina inicialmente girasse a uma velocidade de 3.800 rpm. Esta turbina movia duas bombas que injetavam o álcool, a uma pressão de 23 bar com uma vazão mássica de 58 kg / seg. e oxigênio líquido a uma pressão de 17,5 bar com uma vazão mássica de 72 kg / seg. em uma proporção de 1:1,4 para dentro da câmara de combustão do motor que operava a uma pressão de 23 bar, onde essa mistura era inflamada a uma temperatura de 2700º C, gerando um empuxo inicial de 55.000 lbf (244,65kN), que ia aumentando a medida que a velocidade se tornava crescente pela diminuição no peso do foguete e também pelo aumento da rotação da turbina, ocasionada pela diminuição de atrito dos eixos nas gaxetas, ao passo que as mesmas se desgastavam pelo trabalho de rotação e também cristalizavam devido a baixa temperatura do oxigênio líquido. Ao final dos 65 segundos de funcionamento da turbo bomba, o foguete atingia a sua velocidade máxima (1341m/s), a uma altitude de 85 Km, alcançando uma distância média de 330 Km, chegando a um empuxo de 160.000 lbf (711,72 kN), levando uma carga útil de 738 Kg de explosivo, com a velocidade rotacional da turbina a 5000 rpm, Figura 3.

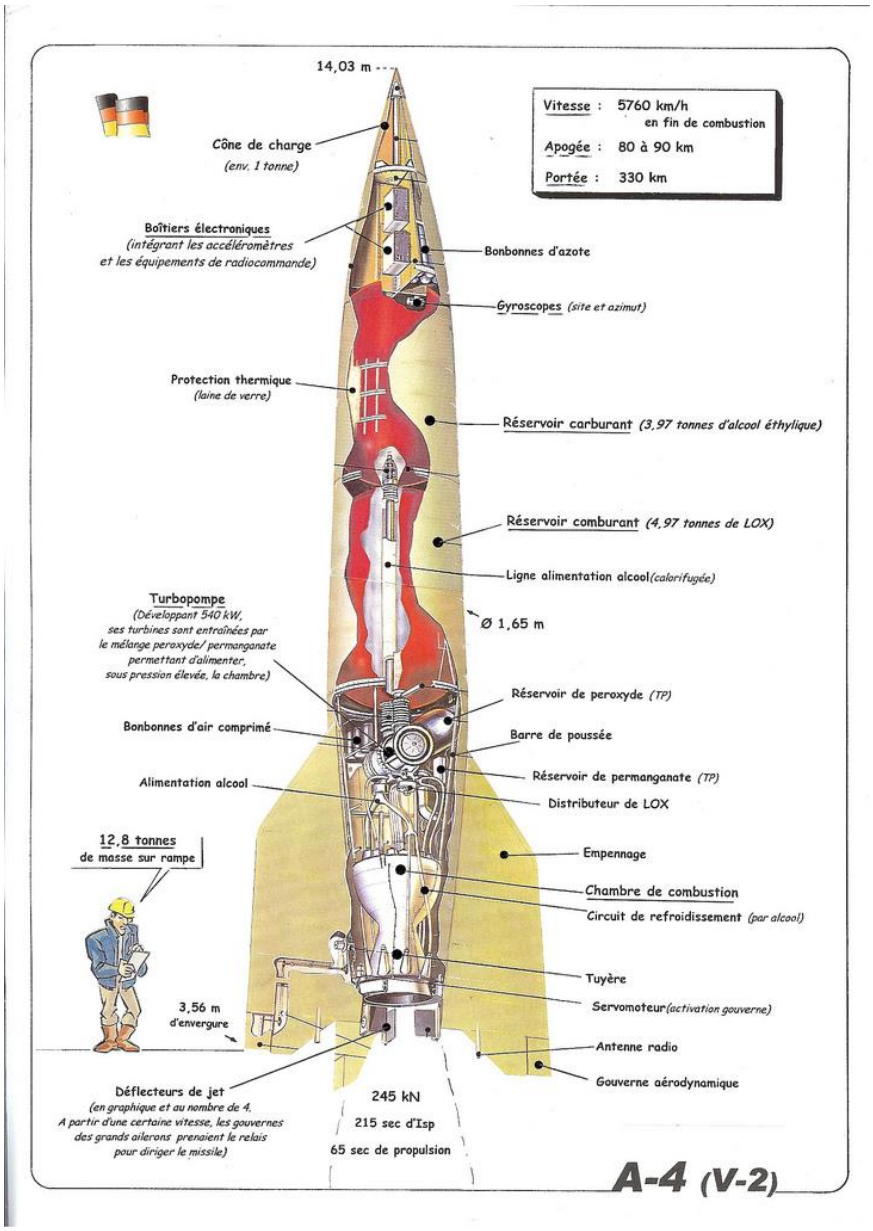


Figura 3. Especificações do foguete V2

O diagrama de conjunto do motor foguete, para tornar possível o desempenho do míssil V2, está detalhado na Figura 4.

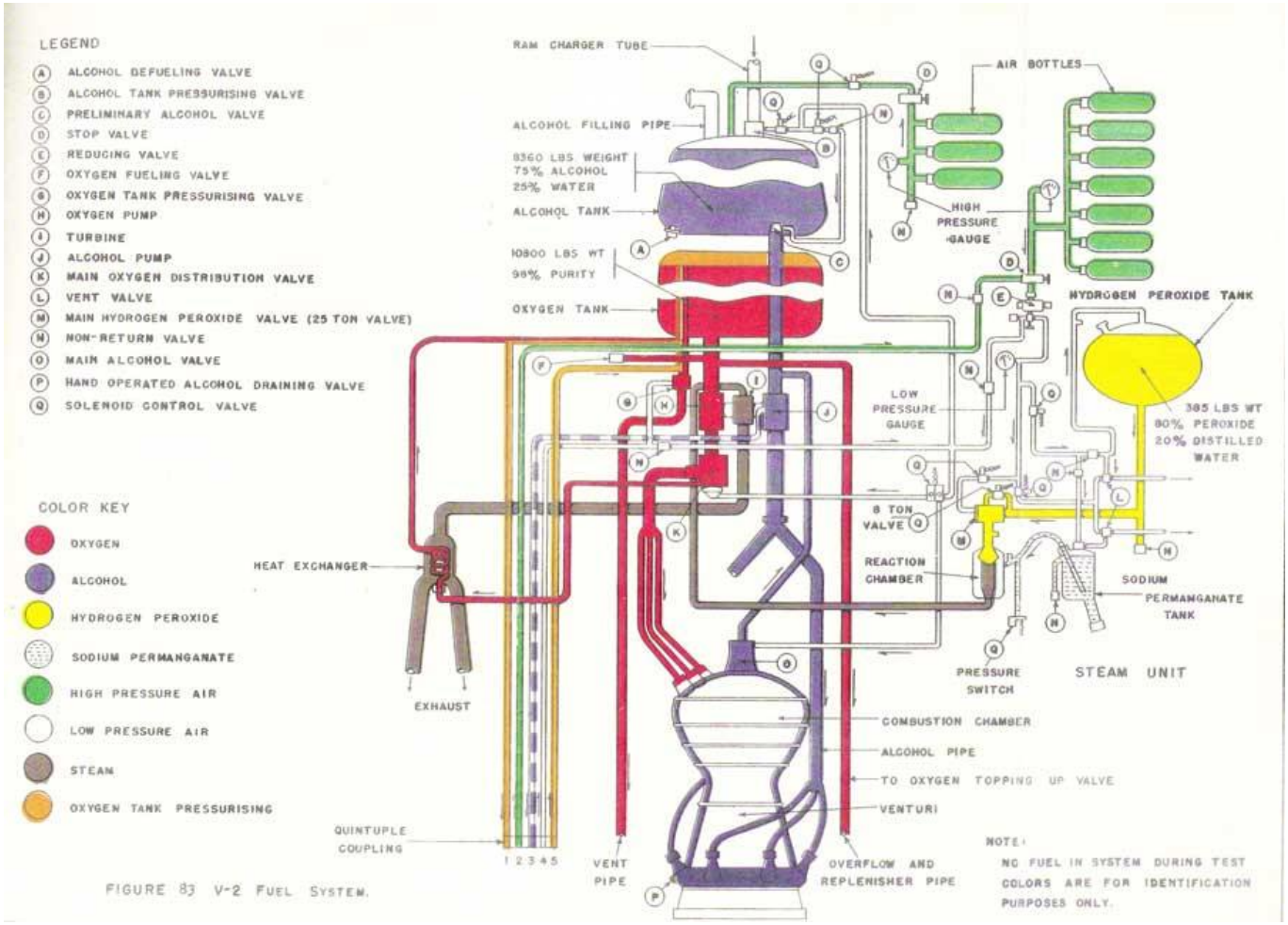


Figura 4. Diagrama de conjunto do motor foguete V2

Fazendo-se então uma comparação de desempenho da turbo bomba projetada para o L75, analisando inclusive o diagrama de conjunto do motor, Figura 5, com a turbo bomba do foguete V2, foi possível tirar conclusões que definiram os novos dimensionais da turbo bomba bem como os parâmetros de trabalho para o novo projeto.

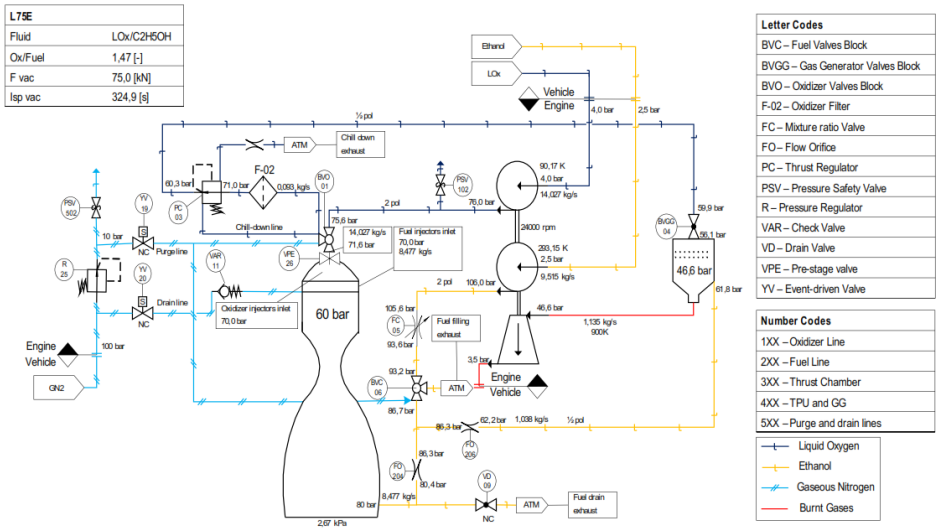


Figura 5. Diagrama do Conjunto L75

As dimensões da turbo bomba do L75, assim como os seus parâmetros de trabalho, são menores, não só pelo fato de que empuxo gerado é 1/3 do empuxo inicial da turbo bomba V2, mas também porque ela esta sendo projetada para trabalhar no vácuo, operando em um segundo estágio do foguete, sendo assim os esforços a que ela será submetida em sua estrutura são menores. Sendo assim antes de definir a capacidade e os parâmetros de trabalho da turbo bomba a ser projetada, foi necessário buscar uma outra fonte de referência [4], que servisse de comparativo, neste caso, a opção foi o conjunto A7 do foguete Redstone, no qual foi feito um trabalho de engenharia reversa do conjunto de propulsão do fogueteV2.

Temos na Figura 6, a tabela onde estão detalhados os parâmetros de trabalho do conjunto A7.

Table I. – Chief Features of Operational Turbopump Assemblies[1]

Engine				Turbopump Assembly				
Designation	Application	Thrust, lbf	Chamber pressure, psia	Arrangement	Efficiency, percent	Weight, lbm	Specific horsepower, hp/lbm	Start system
A-7	Redstone	78 000	318	Single shaft, turbine in middle	26.4	332	2.22	Liquid monopropellant start tank
MB-3	Thor	170 000	594	Geared turbine	46.0	562	5.40	Solid propellant start cartridge
LR87-AJ-3	Titan I, 1st stage	150 000	585	Geared turbine and pumps	45.8	720	5.11	Liquid propellant start tanks
LR91-AJ-3	Titan I, 2nd stage	80 000	682	Geared O_2 pump	34.0	204	7.25	Liquid propellant start tanks
H-1	Saturn IB	205 000	702	Geared turbine	47.0	520	7.98	Solid propellant start cartridge
MA-5 sustainer	Atlas	57 000	706	Geared turbine	35.0	229	7.27	Solid propellant start cartridge
MA-5 booster	Atlas	330 000[2]	577	Geared turbine	48.0	875	3.59	Solid propellant start cartridge
F-1	Saturn IC	1 522 000	1122	Single shaft, turbine on end	44.6	3150	16.6	Tank head
YLR81-BA-11	Agena	16 000	506	Geared turbine and pumps	20.0	60.5	5.81	Solid propellant start cartridge
YLR87-AJ-7	Gemini-Titan 1st stage	215 000	784	Geared turbine and pumps	38.1	484	10.70	Solid propellant start cartridge
YLR91-AJ-7	Gemini-Titan 2nd stage	100 000	804	Geared N_2O_4 pump	–	256	8.30	Solid propellant start cartridge
RL10A-3-3	Centaur	15 000	400	Geared O_2 pump	42.0	76.1	9.03	Tank head
J-2	Saturn S-II and S-IVB	230 000	787	Dual turbopump, series turbines	37.4 44.9	305 369	7.73 21.60	Pressurized-gas start tank
SSME (EPL*)[3] high pressure	Space Shuttle	512 300	3237	Dual turbopump, parallel turbines	56.5 58.5	555 701	50.0 108.9	Tank head

[1]Based on the best available data as of mid-1973. Numbers presented are those for a turbopump operational system.
[2]Two engines, each developing 165 000 hp.
[3]Not operational, but presented for comparative purposes. *Emergency power level.

Figura 6. Parâmetros operacionais do conjunto Motor/Turbo bomba A7

O motor A7 gera, sendo alimentado pela turbo bomba, um empuxo de 78.000 lbf (347 kN), com uma pressão na câmara de combustão de 318 psi (22 Bar). A turbo bomba pesa 332 lb (150,6 Kg), trabalhando com uma potência específica de 2,22 HP/lb o que faz com que a potência da turbina seja de 737 HP (549,6 kW), analisando também a tabela da Figura 7, foram conseguidas as informações dos seguintes parâmetros:

Table II. – Chief Features of Operational Turbopumps*

Engine designation	Propellant	Propellant density, lbm/ft³[1]	Pump type	Number of stages	Discharge pressure, psia	Rated inlet pressure, psia	Head rise, ft	Weight flowrate, lbm/sec	Volume flowrate, gpm	Rotational speed, rpm	$NPSH_{min}$, ft[2]	$NPSH_{crit}$, ft[3]	Efficiency, percent	Power, hp
A-7	Oxygen	71.4	Centrifugal	1	356	49.8	616	205	1 290	4 718	18	11	72.0	320
	Alcohol[4]	56.6			464	42.5	1 139	150	1 190	4 718	40	35	70.0	418
MB-3	Oxygen	71.4			867	53.0	1 651	456	2 870	6 303	55	–	79.0	1 830
	RJ-1	53.2			913	48.0	2 337	202	1 700	6 303	34	–	72.0	1 210
LR87-AJ-3	Oxygen	71.4			798	53.0	1 510	412.7	2 600	7 949	40	–	–	–
	RP-1	50.5			1034	22.0	2 881	183.3	1 630	8 780	30	–	–	–
LR91-AJ-3	Oxygen	71.4			819	35.0	1 613	175.6	1 100	8 945	31	–	–	–
	RP-1	50.5			1097	42.0	3 024	74.1	659	25 207	100	–	–	–
H-1	Oxygen	70.8			980	65.0	1 851	537	3 410	6 680	35	25	77.8	2 340
	RP-1	50.5			1020	57.0	2 719	240	2 130	6 680	35	28	71.8	1 670
MA-5 sustainer	Oxygen	71.4			982	53.0	1 879	193.2	1 200	10 160	30	14	64.2	1 018
	RP-1	50.5			996	77.0	2 616	91.6	745	10 160	85	60	64.5	620
MA-5 booster	Oxygen	71.4			877	50.0	1 679	458	2 862	6 314	40	–	74.3	1 800
	RP-1	50.5			839	73.0	2 184	211	1 867	6 314	33	–	73.6	1 151
F-1	Oxygen	71.4			1600	65.0	3 097	4070	25 200	5 488	65	60	74.6	30 200
	RP-1	50.5			1856	45.0	5 168	1715	15 250	5 488	70	55	72.6	22 100
YLR81-BA-11	IRFNA[5]	98.2			949	24.0	1 360	39.3	180	25 389	12	–	–	352
	UDMH[6]	49.4			749	24.0	2 110	15.3	139	14 410	34	–	–	352
YLR87-AJ-7	N_2O_4	90.3			1182	84.0	1 740	550	2 700	8 382	44	–	68.0	2 560
	A-50[7]	56.1			1363	33.5	3 381	274	2 180	9 209	43	–	68.0	2 480
YLR91-AJ-7	N_2O_4	90.3	Mixed Flow		1112	41.0	1 713	207	1 010	8 405	30	–	67.4	960
	A-50	56.1	Mixed Flow		1201	44.5	2 981	115	904	23 685	100	–	57.1	1 090
RL10A-3-3	Oxygen	68.8	Centrifugal		597	60.5	1 120	28.2	184	12 100	17	–	62.9	94
	Hydrogen	4.35	Centrifugal	2	990	30.0	31 800	5.6	581	30 250	132	–	55.0	592
J-2	Oxygen	70.8	Centrifugal	1	1114	39.0	2 185	460.4	2 920	8 753	25	18	80.0	2 358
	Hydrogen	4.4	Axial	7+ inducer stage	1238	30.0	38 000	83.6	8 530	27 130	130	75	73.0	7 977
SSME (EPL)** high pressure	Oxygen	70.4	Centrifugal	1/2[8]	5174/ 8491	379/ 4940	9640/ 7100	1137/ 120	7250/ 633	31 000	(9)	(9)	78.1/ 69.6	27 400
	Hydrogen	4.38	Centrifugal	3	6981	188	193 900	160.5	16 450	37 400	(9)	(9)	74.1	76 400

*Based on the best data as of mid-1973. Numbers presented are those for a turbopump operational system.
(1) At temperature specified by the application.
(2) Contractually specified pump NPSH, maximum acceptable.
(3) NPSH at a given drop in pump discharge pressure, generally 2 percent.
(4) 75 percent alcohol, 25 percent water.
(5) Inhibited red fuming nitric acid.
(6) Unsymmetrical dimethylhydrazine, $(CH_3)_2NNH_2$.
(7) 50 percent hydrazine and 50 percent UDMH.
(8) 10 percent of the flow goes through a second stage; numbers below slash are for second stage alone.
(9) Boost pump upstream.
**Not operational, but presented for comparative purposes.

Figura 7. Parâmetros de operação da turbo bomba A7

A pressão de trabalho na bomba de LOX é de 356 psi (24,5 Bar) e na bomba de Etanol hidratado é de 464 psi (32 Bar), a densidade do LOX é de 71,4 lb/ft^3 (1143,72 Kg/m^3), sendo que a do Etanol hidratado é de 56,6 lb/ft^3 (906,65 Kg/m^3). A vazão mássica do LOX na bomba é de 205 lb/sec (93 Kg/seg.) e a do Etanol hidratado é de 150 lb/sec. (68 Kg/seg.), o eixo da turbo bomba gira a uma rotação de 4718 rpm.

O diagrama do conjunto A7 do foguete Redstone, Figura 8, é mais simples e com menos informações, mas ainda assim é possível ser analisado e se tirar conclusões quanto ao seu desempenho. Com estes parâmetros foi montada uma tabela comparativa, que foi de grande valia na alteração da capacidade da turbo bomba do projeto de Iniciação Científica.

	Conjunto Motor/Turbo bomba V2		**Conjunto Motor/Turbo bomba A7**	
MOTOR FOGUETE	**Empuxo - kN**	**Pressão Câmara - Bar**	**Empuxo - kN**	**Pressão Câmara - Bar**
	244,7	23	347	22
TURBINA	**Potência - kW**	**Velocidade - rpm**	**Potência - kW**	**Velocidade - rpm**
	432,5	3800	549,6	4718
	Pressão na Saída - Bar	**Vazão mássica Kg/s**	**Pressão na Saída - Bar**	**Vazão mássica Kg/s**
BOMBA LOX	17,5	72	24,5	93,0
BOMBA ETANOL	23,0	58	32,0	68,0

Tabela comparativa de desempenho do conjunto Motor Foguete

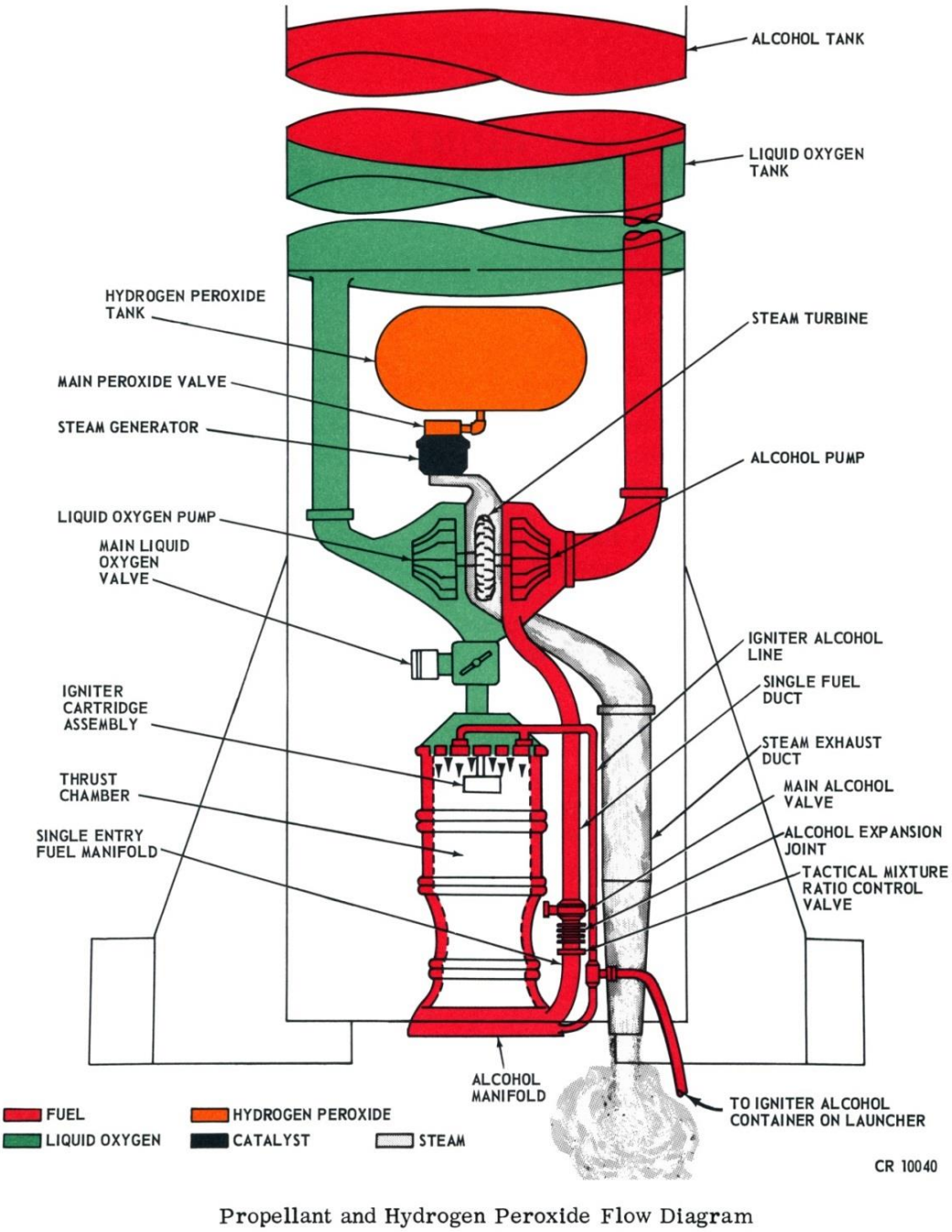


Figura 8. Diagrama do conjunto A7

Ao fazer a análise dos conjuntos de propulsão V2 e A7, chega-se a conclusão, que a Chrysler ao fazer a engenharia reversa do Conjunto V2, projetou o conjunto de propulsão A7 para o Míssil Redstone, com um incremento proporcional de 30%, sendo na capacidade de empuxo do motor foguete, nas vazões mássicas e pressões de descarga das bombas e também na potência e velocidade rotacional da turbina. O motor foguete manteve praticamente a mesma pressão de trabalho na câmara de combustão, pelo fato que o empuxo gerado pelo motor depende da geometria da câmara de combustão e também do cone de descarga, sendo necessário o cálculo dimensional do motor, através de fórmulas [5] [6].

Empuxo [kN], é a força total de saída quando a pressão de saída do bocal do motor é igual a pressão ambiente, fórmula:

$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2$, ver Figura 9.

Impulso Específico [m/s], que é a razão entre o empuxo e a vazão do propelente, para passar a unidade para segundos, divide-se pela aceleração da gravidade, fórmula:

$I_{sp} = a + b \cdot \ln(P_c) + c \cdot \ln(\chi) + d \cdot \ln(\chi^2)$, onde ***a, b, c, d,*** são as variáveis.

No dimensionamento da câmara de combustão temos a área da garganta, que é dada pela fórmula:

$$A_t = \frac{F}{C_f \cdot P_c \cdot \eta_{C_f}}$$

O diâmetro da garganta é dado pela fórmula;

$$D_t = \sqrt{4 \cdot \frac{A_t}{\pi}}$$

O volume da câmara de combustão é dado pela fórmula;

$$V_{câmara} = A_t \cdot L$$

Cabe ainda a informação de que as pressões dentro da câmara de combustão não são exercidas sobre as paredes, da mesma forma, criando um diferencial, que prejudica o volume de expansão do propelente [4], Figura 9, sendo que a câmara de combustão ideal teria de ser no formato esférico, O conjunto de propulsão do foguete V2, é o que mais se aproxima dessa forma.

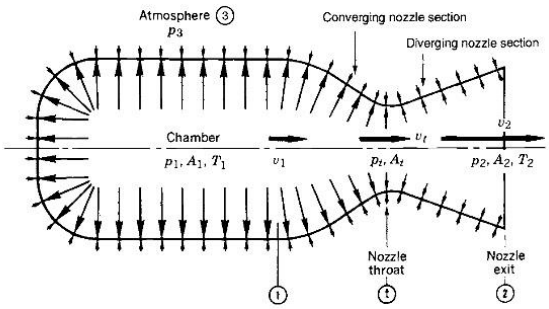


FIGURE 2–1. Pressure balance on chamber and nozzle interior walls is not uniform. The internal gas pressure (indicated by length of arrows) is highest in the chamber (p_1) and decreases steadily in the nozzle until it reaches the nozzle exit pressure p_2. The external or atmospheric pressure p_3 is uniform. At the throat the pressure is p_t. The four subscripts (shown inside circles) refer to the quantities A, v, T, and p at specific locations.

Figura 9. Pressões e velocidades na câmara de combustão

Com base nestes cálculos, está sendo desenvolvido um foguete com capacidade para 100 kN de empuxo, pela Copenhagen Suborbitals [6]. Entre os estudos realizados um deles contempla uma turbo bomba, para pressurizar LOX/Etanol, para dentro da câmara de combustão, na mesma proporção 1,3:1 conforme a Figura 11.

Com mais esta informação reunimos os dados necessários para definir a capacidade da turbo bomba, sendo o novo projeto o de uma *Turbo Bomba pressurizadora de bi propelente LOX/Etanol hidratado para motor foguete com 150 kN de empuxo.*

Sendo que foram definidos os parâmetros de trabalho do equipamento com base nos dados coletados, cálculados e então adaptados a desenho do projeto. Estes parâmetros de trabalho estão descritos abaixo:

Turbina:

Potência: 285 kW
Pressão de Entrada: 25 Bar
Vazão Mássica do Vapor: 1,0 Kg/s
Velocidade inicial: 3540 rpm
Velocidade final estimada: 5000 rpm

Bomba de LOX:

Pressão de Saída: 15 Bar
Vazão Mássica: 50 Kg/seg.

Bomba de Etanol:

Pressão de Saída: 19,5 Bar
Vazão Mássica: 35 Kg/seg.

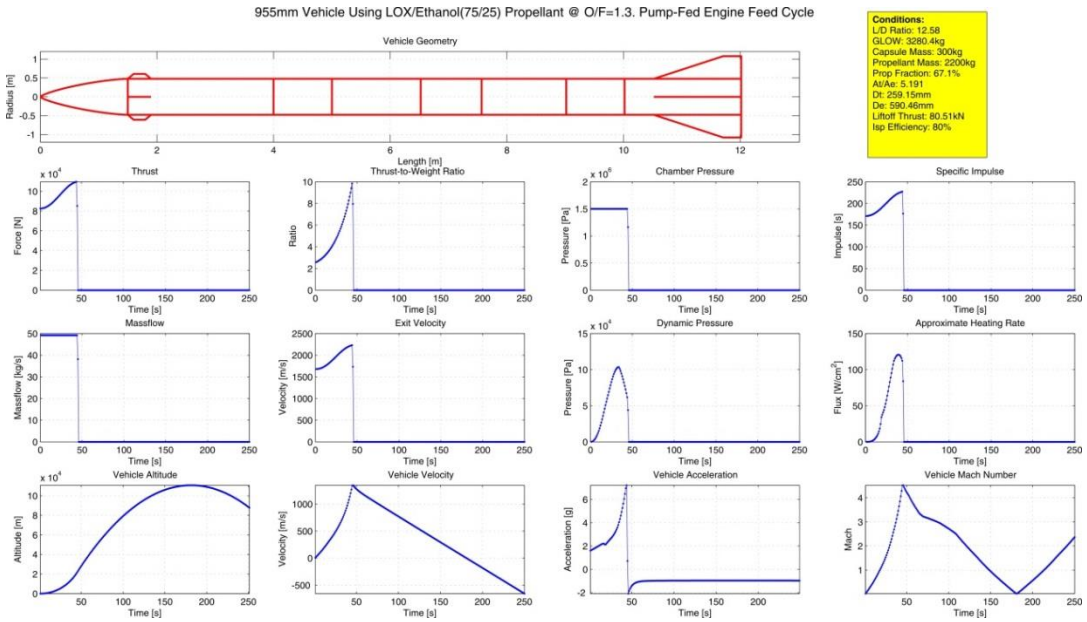


Figura 10. Estudo gráfico de um foguete com 100 kN de empuxo

5. Projeto de turbo bomba para 150 kN de empuxo

Em uma análise prática um rotor em movimento, parte da energia de rotação é convertida em movimentos transversais por imperfeições em sua estrutura, vibrações externas e um mínimo desalinhamento dos mancais, estas vibrações ocasionam o surgimento de um efeito chamado de giroscópio, que pode acarretar em uma ressonância em todo equipamento, prejudicando a sua eficiência em seu curto período de trabalho. Dentro dessa linha de raciocínio, houve uma preocupação durante a elaboração do projeto final, de garantir o mais preciso possível o alinhamento da árvore de eixos onde esta montado todo o sistema giratório da turbo bomba, minimizando com isso uma variação em seu balanceamento após a montagem da mesma. Conforme é possível observar, Figura 11, os afastamentos entre os mancais com rolamentos e as guias que fazem a sustentação da turbina e dos rotores montados nos eixos é o menor possível, levando-se em consideração, que determinados dimensionais têm de ser garantidos, para que os parâmetros estabelecidos para o funcionamento da turbo bomba sejam observados, garantindo assim o desempenho dentro dos padrões estimados para o equipamento. Foram também efetuados cálculos de carga nos rolamentos e eixos para definir os diâmetros para o conjunto montado, levando em consideração os esforços estáticos e dinâmicos.

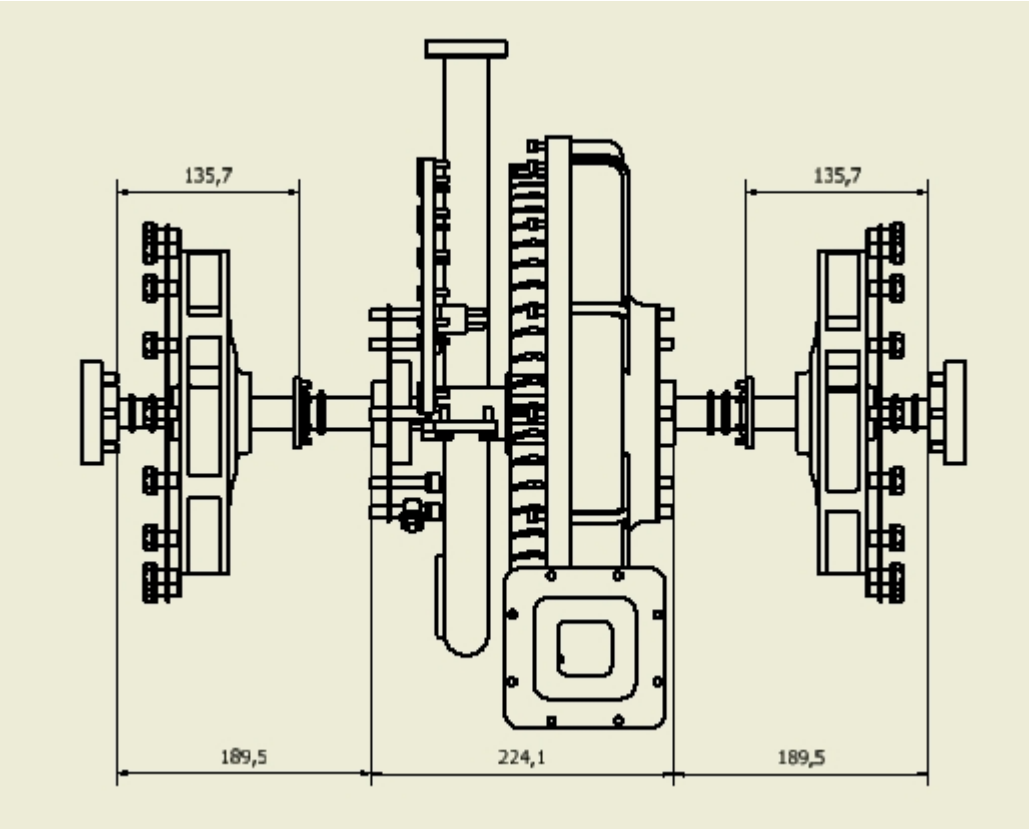


Figura 11. Sistema rotativo da turbo bomba

No caso para se definir, os menores diâmetros nos eixos, onde serão montados os rolamentos dos mancais que estão localizados nas tampas das carcaças. Foi efetuado o seguinte cálculo em uma das seções do eixo da turbo bomba, levando-se em consideração os valores das cotas entre os mancais.

Foi definido no menor diâmetro do eixo, montar o rolamento NKS 6004. Na tabela os valores para a relação de carga com 4000 RPM e 100 horas são de 2,88 e 9360 N, jogando na fórmula temos:

P = $\frac{9360\ N}{2{,}88}$ = 3250 N, onde P = 331,3 Kgf, onde cabem duas observações, o valor da carga no rolamento será bem menor que o valor de tabela e o equipamento funcionará, por no máximo 100 segundos.
A potência estimada na bomba de Etanol é 40% menor do que a bomba do V2 [3], ou seja, = 180 kW.

Inserindo este valor na fórmula de momento de torque, T = $\frac{30\ .\ H.10^3}{\pi\ .\ RPM}$, onde H é a potência em kW.
Temos que T = $\frac{30\ .180000}{\pi\ .4000}$ = 429,93 N.m = 43,82 Kgf.m = 43.826,3 Kgf.mm

O cálculo do momento fletor, M_f = F. d, ou seja M_f = 331,3 Kgf x ([130/2) -30) = 11.595,5 Kgf.mm
Pela tabela, Figura 12, a tensão admissível do aço inox = 48 Kgf/mm^2, temos então as fórmulas:
M_{id} = 0,35 x M_f + 0,65 x $\sqrt{Mf^2 + T^2}$, inserindo os valores, temos que M_{id} = 40.025,2 Kgf.mm

Inserindo este valor na fórmula, d = $\sqrt[3]{\frac{10\ x\ M_{id}}{\sigma_{adm}}}$, temos que o diâmetro = 19,1 mm, com o fator de segurança incluso.

Este era o local mais crítico do sistema de eixos e todos os outros diâmetros são maiores do que 20 mm

Inox 1

Composição Química(%)

C máx	Mn máx	Si máx	P máx	S máx	Cr	Ni
0,08	2,00	1,00	0,045	0,030	18,00	8,00
					20,00	10,50

Propriedades Mecânicas

Limite de Resistência (mínimo)	48 kgf/mm²
Limite de Escoamento (mínimo)	20 kgf/mm²
Alongamento (mínimo)	35 %
Redução de Área (mínimo)	
Dureza	130-200 HB

Figura 12. Tabela do Inox 304

Dando continuidade, foi feito a seguir os cálculos de vazão mássica das bombas, levando-se em consideração o volume de escorva, a rotação do eixo e as densidades do LOX e Etanol hidratado. Sendo assim temos para o oxidante e o combustível os seguintes valores:

LOX = $^{1141\ Kg}/_{m^3}$

Etanol Hidratado = $^{842\ Kg}/_{m^3}$

O volume útil no sistema rotor + câmara da bomba, levando-se em consideração uma possível, perda por retenção de ar dentro da câmara, Figura 13, no caso das bombas de LOX e Etanol hidratado é a soma do volume útil da voluta, descontado a região da descarga, com o volume útil do rotor, descontado o volume das palhetas, neste caso o valor estimado encontrado é de 0,75 dm^3 = 0,75 L.

1 - No Caso do LOX:

1141 kg = 1000 L , neste caso 0,75 L = 0,85 kg/Rotação

0,85 kg = 1 rotação, então para 50 kg é necessário 59 rotações por segundo, em 60 segundos, teremos 3540 rpm.

2 – No caso do Etanol hidratado:

842 kg = 1000L, neste caso 0,75 L = 0,63 kg/Rotação.

0,68 kg = 1 rotação, então para 35 kg é necessário 55,5 rotações por segundo, em 60 segundos teremos 3330 rpm.

A turbo bomba irá trabalhar com uma rotação inicial de 3540 rpm, sendo que esta rotação será crescente a medida que o sistemas de retenção e vedação dos fluídos diminuir o seu atrito radial, mantendo-se a potência gerada pela turbina. Como em todos os projetos similares analisados, neste também será necessária, a instalação no conjunto de propulsão, conforme é observado na Figura 4, de uma série de válvulas (principais, de abastecimento, de parada, de distribuição, direcionais, de via única, solenoide de controle de fluxo, de ventilação), todas elas monitoradas por um painel, para controlar o fluxo dos propelentes na proporção correta que no caso de projeto é de 1,3:1, tudo isso pra garantir o empuxo de 150 kN.

A pressão nas bombas de LOX/Etanol, são desiguais, na bomba de LOX, é menor, pelo fato de que o oxigênio líquido entra primeiro na câmara de combustão por injetores de pulverização do oxidante com um número maior do que os dos injetores de Etanol, para garantir uma atmosfera propícia à queima dos propelentes com a expansão necessária para gerar a pressão na câmara para o empuxo projetado. No caso do Etanol hidratado, o mesmo antes de entrar na câmara de combustão, faz o arrefecimento do motor para que não ocorra a fusão das paredes do equipamento, Figura 4, para que esse procedimento ocorra, o motor possui um casco duplo por onde o Etanol circula, nessa troca de calor ocorre o aquecimento e à expansão do propelente, inclusive pelo fato de ser hidratado, o que aumenta a sua pressão na linha de alimentação.

6. A Turbina

A turbina da turbo bomba é ativada pelo vapor gerado em uma reação exotérmica porque esses dois produtos não são compatíveis um com outro, pois um é agente oxidante e o outro um forte redutor e essa reação é a curtíssimo espaço de tempo (instantaneamente!), pois ocorre transferência de muitos elétrons. Lembrando que sempre quando se misturam uma base forte com ácido forte, redutor com oxidante, combustível com comburente, as reações tendem a ser violentas, vemos abaixo o balanceamento da reação:

$2KMnO_4 + H_2O_2 = 2KOH + MnO_2 + O_2$

O desenho da turbina foi feito com base nos projetos mais recentemente desenvolvidos, como exemplo temos o desenvolvido pela Space X, para o foguete Falcon com 267 kN de empuxo, conforme ilustrado na Figura 13.

Figura 13. Turbina e turbo bomba do foguete Falcon X

A perspectiva isométrica para termos de comparação com os projetos similares pode ser vista na Figura 14, deste relatório. Para chegarmos a esta configuração de turbina, foi observado também um teste estático de uma turbo bomba desenvolvida pela Copenhagen Suborbitails, mas serviu apenas como exemplo de desenho funcional para a peça que foi desenvolvida.

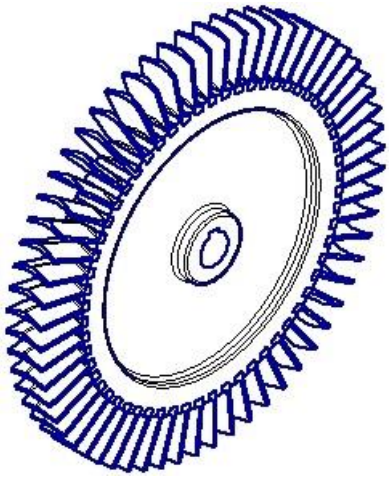


Figura 14. Perspectiva isométrica da turbina do conjunto da turbo bomba

A eficiência da geração de vapor é que irá definir os parâmetros de trabalho da turbo bomba e consequentemente de todo o conjunto de propulsão, para que isso aconteça é necessário que seja adaptado ao duto que leva a entrada da caixa de distribuição de vapor na carcaça lateral da turbina, um recipiente contendo pellets de permanganato de potássio ($KMnO_4$), Figura 15, acima do recipiente, ligado ao duto, encontra-se o reservatório de peróxido de hidrogênio (H_2O_2), este reservatório é mantido sobre pressão utilizando-se nitrogênio. Aberta as válvulas, a reação acontece a temperatura do processo é elevada até 370º C e o vapor sob pressão aciona as palhetas da turbina fazendo-a girar na velocidade desejada, gerando a potência estabelecida, pelo projeto.

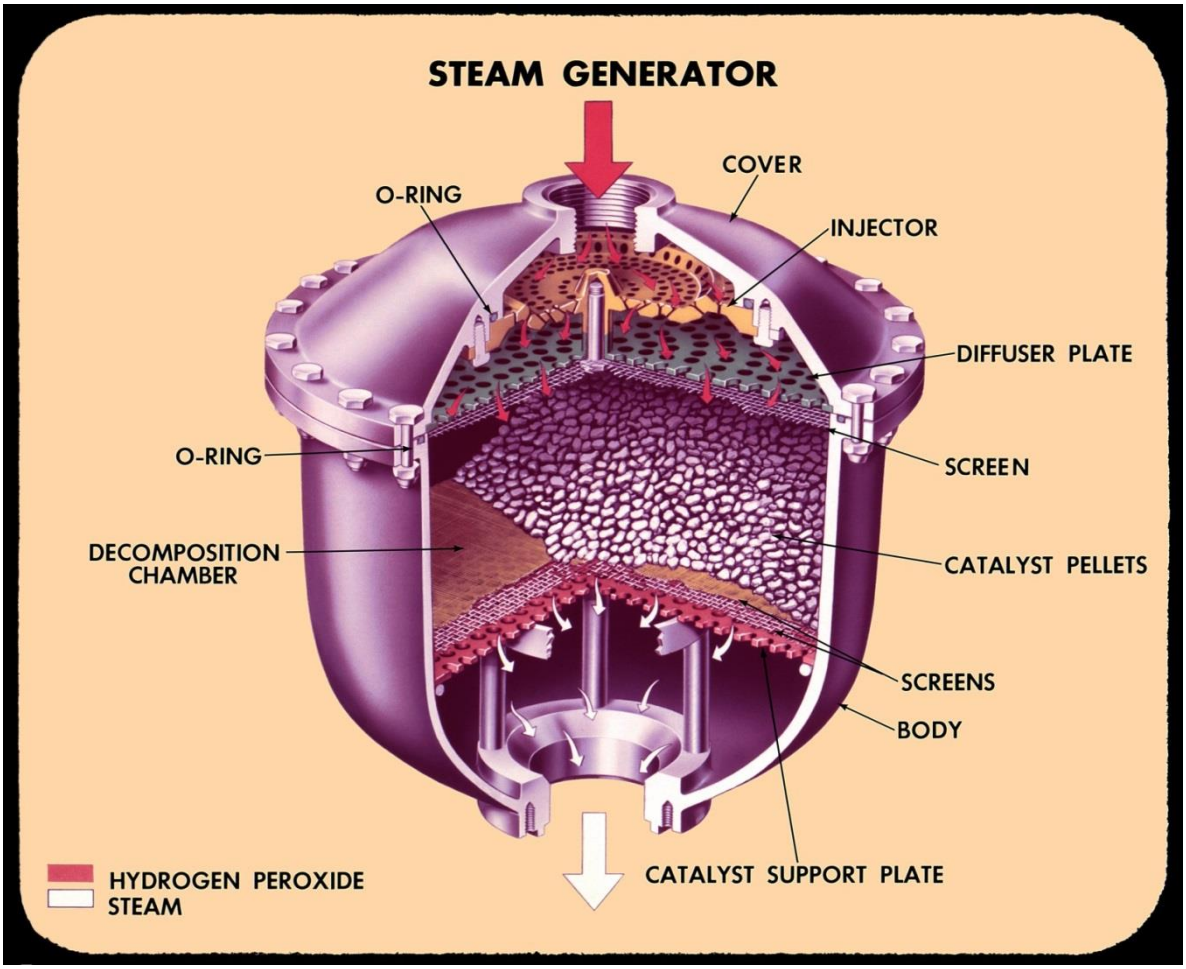


Figura 15. Gerador de vapor do conjunto A7

Para se chegar a potência de 285 kW e a velocidade de 3540 rpm e também a vazão mássica do vapor, atrelada ao seu processo de geração, é necessária a aplicação de fórmulas para o cálculo dos parâmetros de velocidade e pressão nos dutos e também a velocidade radial nas palhetas da turbina, para esclarecer melhor esse processo, são listadas as fórmulas e os cálculos que serão feitos com a aplicação das mesmas, conforme o descritivo que segue abaixo:

Os parâmetros de trabalho da turbina foram definidos com o uso da equação, potência em função da taxa de massa de vapor e da diferença de entalpia, multiplicado pelo índice de rendimento [7}, Gráfico 1. Neste caso a potência pode ser determinada utilizando-se a fórmula: W = $m.(h_1 - h_2)$.ή, onde m é a taxa de massa que atravessa o volume, ela é dada em kg/seg. E h é a entalpia de entrada e de saída, ela é dada em J/kg e ή o índice de rendimento do sistema. Neste caso pode-se inserir na fórmula dos valores tabelados de entalpia para vapor saturado [7] conforme o Gráfico 2.

Gráfico 1. Rendimento em função da taxa de vapor

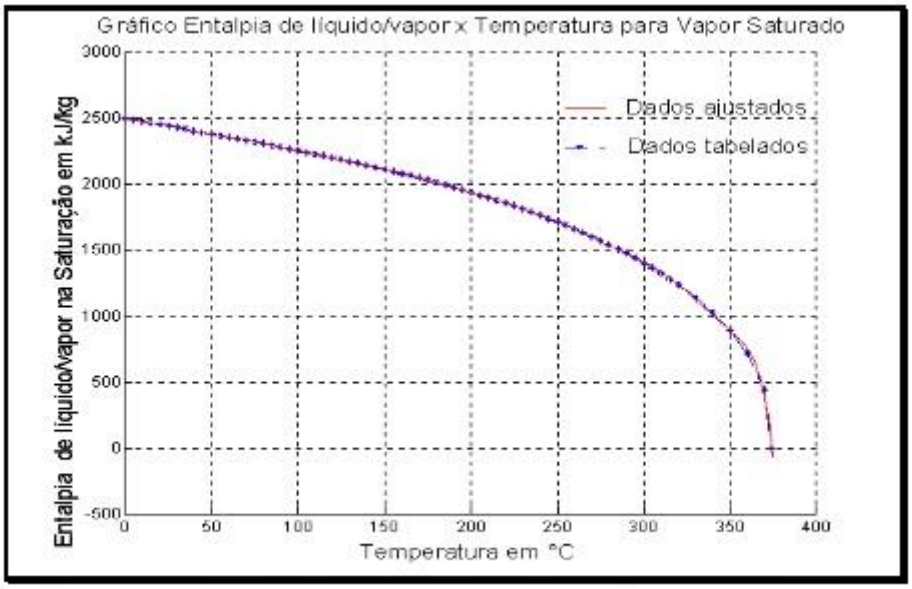


Fig. 3.2 – Curva ajustada de entalpia de liquido/vapor x temperatura para vapor saturado

Gráfico 2. Entalpia x Temperatura do Vapor Saturado

Inserindo os valores na fórmula temos: W = 1,0 $\frac{kg}{seg}$ **.** (3263,9 kJ/kg – 2957,3 kJ/kg) 0,75, efetuado o cálculo temos como resultado a Potência de 245 kW para um sistema de rotação livre, mas devido aos atritos produzidos pelo sistema de vedação radial do conjunto, foi feito um acréscimo de 15% na potência de trabalho da turbina, elevando-a para 285 kW, o que faz com que este valor de potência na turbina, fique proporcional as potências dos conjuntos até agora estudados.

O cálculo de velocidade tangencial da turbina é dado pela fórmula: V= $\frac{\pi.n.r}{30}$, onde o valores de rotação, e o raio da turbina, já são conhecidos, sendo assim inserindo os valores na fórmula, temos:

V=$\frac{3{,}14\ x\ 3450\ x\ 0{,}185}{30}$ então temos V= 66,8 m/seg.

Neste caso o vapor deverá entrar na caixa de distribuição, através do duto que está conectado ao gerador de vapor a uma velocidade, V > 67 m/seg. e com aceleração. Para isso o peróxido de hidrogênio deverá ser pressurizado antes de entrar na câmara do gerador e somado à pressão gerada pela expansão da reação com o permanganato de potássio. Os valores com relação ao dimensional do duto e do gerador de vapor são conhecidos, assim como a pressão de entrada na câmara da turbina, que é de 25 Bar, os dados são *empíricos*, o gerador pode ter um dimensional em seu diâmetro, menor que 10’’ (254 mm), que o do conjunto A7 e ainda assim gerar a potência de 285 kW e pelo duto é possível passar uma velocidade superior a 67 m/seg. com a pressão necessária para movimentar a turbina. Para validar estes parâmetros será necessário um teste estático, visto haver variáveis, tais como volume dentro da câmara do gerador, pressão gerada pela expansão exotérmica, relacionada ao peróxido de hidrogênio com 200 volumes, velocidade e pressão conjugadas dentro do duto. Segue anexo ao relatório impresso, um vídeo com um exemplo de teste estático de uma turbo bomba, onde as pressões geradas foram menores, mas as rotações e pressões estabelecidas pelo projeto foram alcançadas, embora a estrutura seja menos robusta do que a do projeto de pesquisa. Na foto da Figura 16, vemos o conjunto A7 totalmente montado, com o tanque de peróxido de hidrogênio pressurizado, o gerador de vapor, a turbo bomba, o motor foguete e seus periféricos de controle.

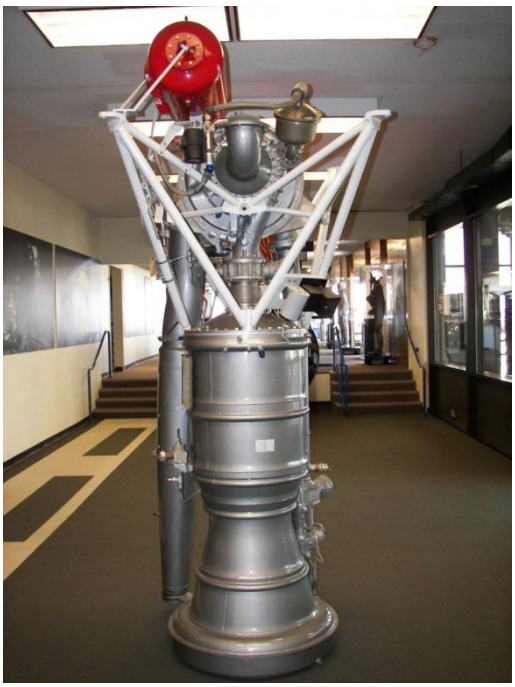


Figura 16. Conjunto A7 do foguete Redstone montado

7. Os Rotores

O desenho dos rotores foi baseado nas referencias disponíveis [3] [5], sendo que a própria eficiência do rotor é tabelada com base em testes práticos, Figura 17.

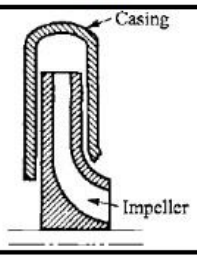
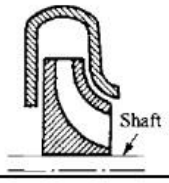
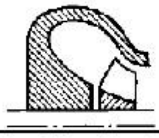
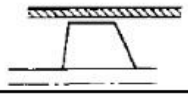
	Radial	Francis	Mixed flow	Near axial	Axial
Basic shape (half section)					
Specific speed N_s (SI units)	0.2-0.3	0.4	0.6-0.8	1.0-2.0	above 2.5
Efficiency %	50-80	60-90	70-92	76-88	75-82

Figura 17. Perfil e eficiência de rotores para turbo bombas

O perfil radial é o mais adequado par a o projeto, sendo que o seu dimensional foi estabelecido de acordo om a vazão mássica necessária para cada um dos propelentes, conforme já foi descrito no tópico de projeto da turbo bomba, página 15, que não é diferente da estética dos utilizados no projeto V2, Figura 2, página 5.

Quanto ao material, foi levado em consideração o peso total do conjunto montado e a opção foi por duralumínio fundido, sendo que o material tem que possuir características de impermeabilidade, bom acabamento de fundição, baixa porosidade e boa usinabilidade, além de suportar baixas temperaturas, neste caso a composição química escolhida é a do alumínio que é utilizado em criogenia, conforme as características técnicas descritas no portfólio da Figura 18.

Alumínio Cast C330R

As características do alumínio permitem que ele tenha uma diversa gama de aplicações. Por isso, o metal é um dos mais utilizados no mundo todo. Material leve, durável e bonito, o alumínio mostra uma excelente performance e propriedades superiores na maioria das aplicações. Produtos que utilizam o alumínio ganham também competitividade, em função dos inúmeros atributos que este metal incorpora, como pode ser conferido a seguir:

Leveza
Condutibilidade elétrica e térmica
Impermeabilidade e opacidade
Alta relação resistência/ peso
Beleza
Durabilidade
Moldabilidade e soldabilidade
Resistência à corrosão
Resistência e dureza
Possibilidade de muitos acabamentos
Reciclabilidade

Cast C330R é uma liga de alumínio fundido de qualidade excepcional para a fabricação de moldes, especialmente produzido para a construção de moldes para a transformação de plástico.

Cast C330R resumi-se em peças fundidas, cortadas e tratadas termicamente, sua liga EN-AW-7xxx (AlZnMgCu), em espessuras de até 625mm (24 ") com a possibilidade de cortá-lo na espessura requerida. Esta liga é produzida em composição normalizada e específica, com uma sensibilidade a temperaturas extremamente baixa, mediante ao um sistema de fabricação simples, porém rigorosamente controlado.

Figura 18. Características técnicas do alumínio Cast C330R

8. As Vedações

Vedar de forma eficiente um sistema rotativo é um grande desafio, o sistema de gaxetas para um processo convencional de bombeamento pode ter um bom desempenho, ainda assim, em médio prazo apresenta vazamentos. Sendo assim os retentores para o projeto saíram do convencional, pois um vazamento durante o curto período de tempo de funcionamento do conjunto poderia acarretar em uma explosão com consequências trágicas, como base utilizamos um catálogo de fabricante [8], onde o mesmo, em seus produtos, trabalha com uma diversidade de materiais e modelos. Sendo que a preocupação maior era vedar oxigênio líquido a uma temperatura de -183º C. Na busca pelo material ideal, foi selecionado o polímero termoplástico PTFE, mais popularmente conhecido como Teflon, sendo que em sua composição ele tem de estar isento de carga mineral, para evitar um processo de cristalização devido às baixas temperaturas, conforme o portfólio da Figura 20.

PLÁSTICOS DE POLITETRAFLUORCARBONO (PTFE)

Nome Comercial:
Teflon.....E.I. du Pont de Nemours

Designação A.S.T.M. 01418: Sem designação no momento desta publicação.

Cor Standard: Branco

Descrição: Ptfe tem na sua composição o fluorcarbono; isto explica suas valiosas propriedades químicas e físicas de resistência. Suas excepcionais condições de resistência não são encontradas em nenhum outro plástico. Muitas vezes, o Ptfe é o único caminho para a solução de um problema de material, desde que se adapte à forma construtiva da peça do material. Suas prioridades principais são:

– alta durabilidade;
– grande estabilidade térmica;
– inércia aos produtos químicos;
– ação isolante;
– excepcionais propriedades de deslizamento;
– impermeabilidade a gases.

A matéria-prima é obtida através do aquecimento (1000ºC) do difluor-monoclorometano. Após as passagens de transformação, é polimerizado para formar politetrafluoretileno; daí a sigla P.T.F.E.

Limites de Temperatura: -200ºC até 260ºC

Dureza (Shore 0): Variando de 57 a 68 pontos segundo as cargas recebidas.

Limitações: Este material não é resistente à radiação, especialmente na presença de oxigênio, ocorrendo forte desintegração derivada da energia absorvida no processo de radiação.

Figura 20. Características técnicas do PTFE

As vedações utilizadas no sistema de bombeamento do Etanol hidratado são em borracha nitrílica, c os modelos de retentores e anéis O'ring, foram retirados de catálogo [8] e estão descritos na lista de materiais dos desenhos de conjunto e da vista explodida do projeto.

No caso das vedações do conjunto da turbina, estas são especiais e terão de ser fabricadas, pois acompanha o desenho das carcaças e da caixa de distribuição do vapor, estes desenhos já existem com o seu dimensional estabelecido, o material a principio terá como base resina fenólica em uma fina lâmina, que terá uma similaridade com a junta de cabeçote de motor, sendo que os estudos sobre este sistema de vedação ainda continuam em fase de pesquisa, devido ao fato de que as temperaturas e pressões envolvidas neste sistema são altas e não existe um sistema de refrigeração para fazer o arrefecimento da carcaça, no curto período em que o conjunto irá funcionar.

9. Conclusões

Projetar um equipamento como este, que possui uma série de variáveis em seu processo de funcionamento, tendo também que ser inserido em um conjunto, que ainda não foi projetado, pois o norteamento para a execução da pesquisa era baseado em descritivos e cálculos de desempenho em projetos já executados e que tiveram sucesso após inúmeras correções. Tornou-se então uma tarefa, que em termos de prazo, foi subestimada, o cronograma saiu completamente da expectativa inicial, principalmente quando o projeto de pesquisa foi totalmente revisto devido às conclusões que foram descritas no início do relatório e que tirariam a originalidade proposta do resumo expandido.

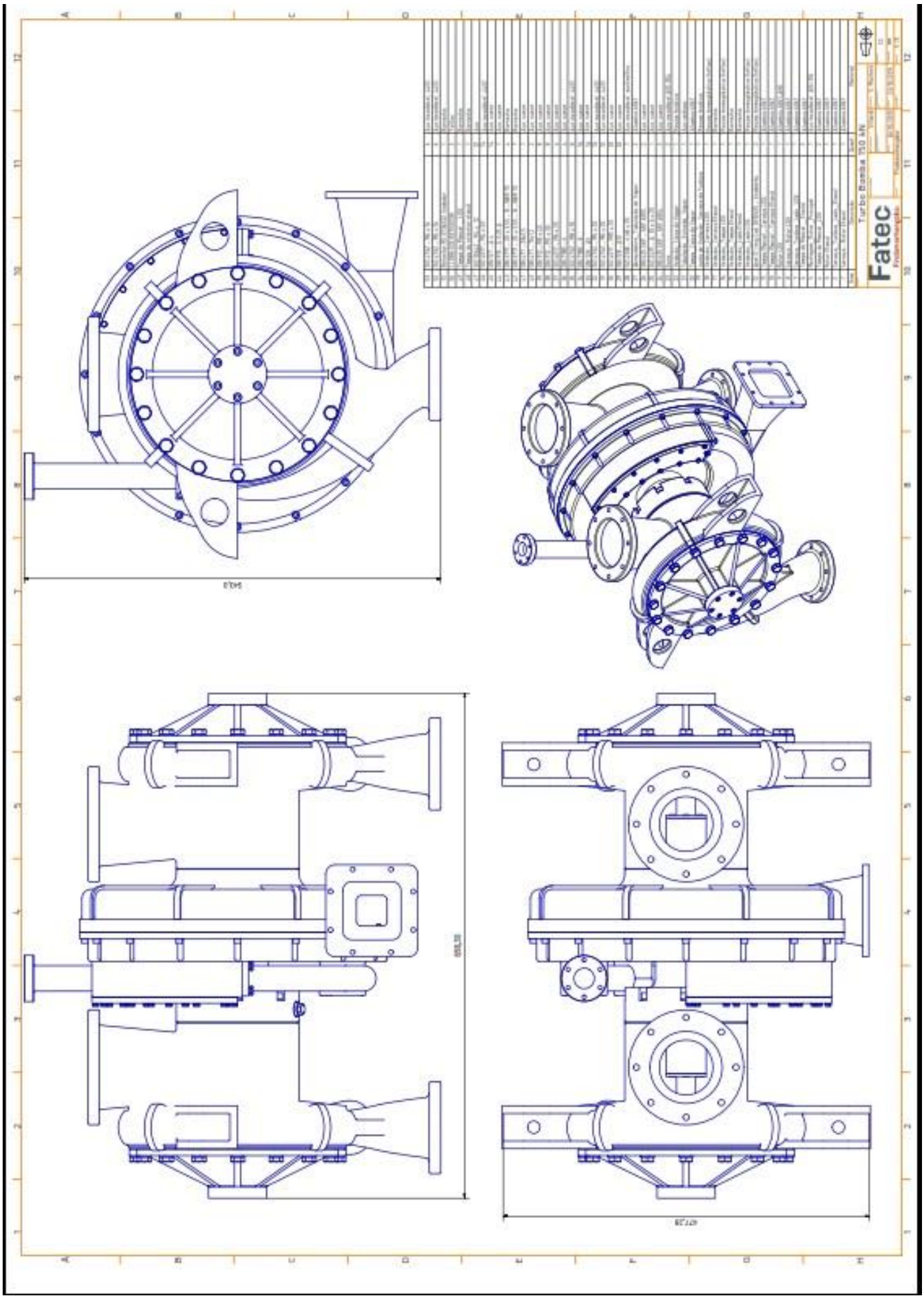
A turbo bomba para motor foguete de 150 kN de empuxo, está projetada até o ultimo parafuso com arruela, encontra-se com todos os seus componentes gerados em sólidos e com os dimensionais de funcional, os desenhos em 2D para a fabricação das peças e montagem do equipamento, ainda encontram-se em fase de produção, alguns deles estão anexos a este relatório e fazem parte das próximas páginas, foram também elaborados vídeos didáticos para se entender a montagem e o funcionamento do equipamento. O projeto entra agora em uma segunda fase, mesmo após a entrega deste relatório final.

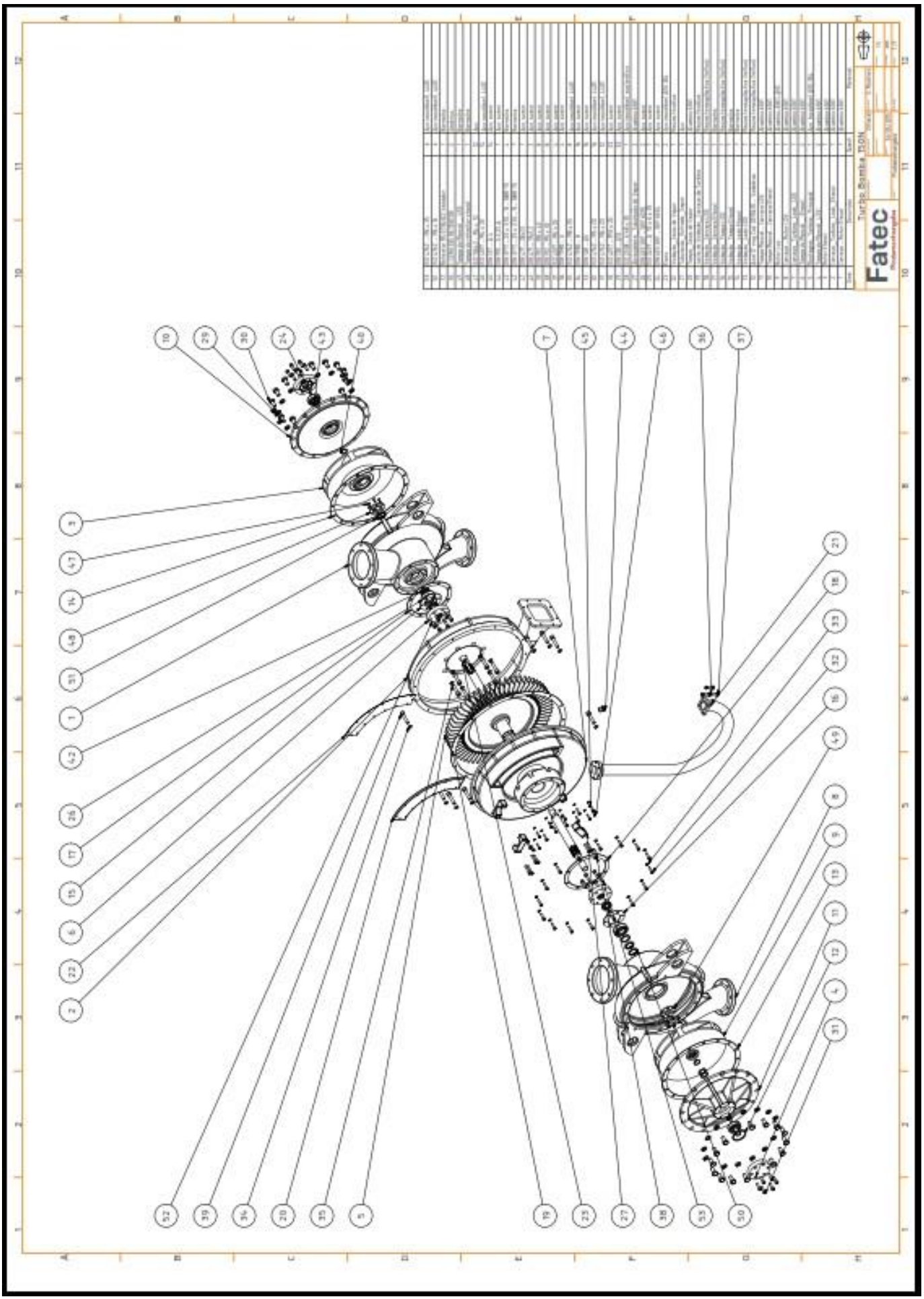
Terão de serem terminados os desenhos das peças que serão fundidas e usinadas e também o projeto dos modelos e caixa de machos para a fundição das carcaças e dos rotores com suas tampas de mancais. Devido a isso foi dada entrada em uma nova apresentação de pesquisa, onde já está descrito como um projeto de uma Turbo Bomba para um motor foguete para 150 kN de empuxo e também tem um novo cronograma.Com a fabricação dos componentes, a intenção é deixar o projeto do equipamento pronto ao ponto de ser totalmente executado.

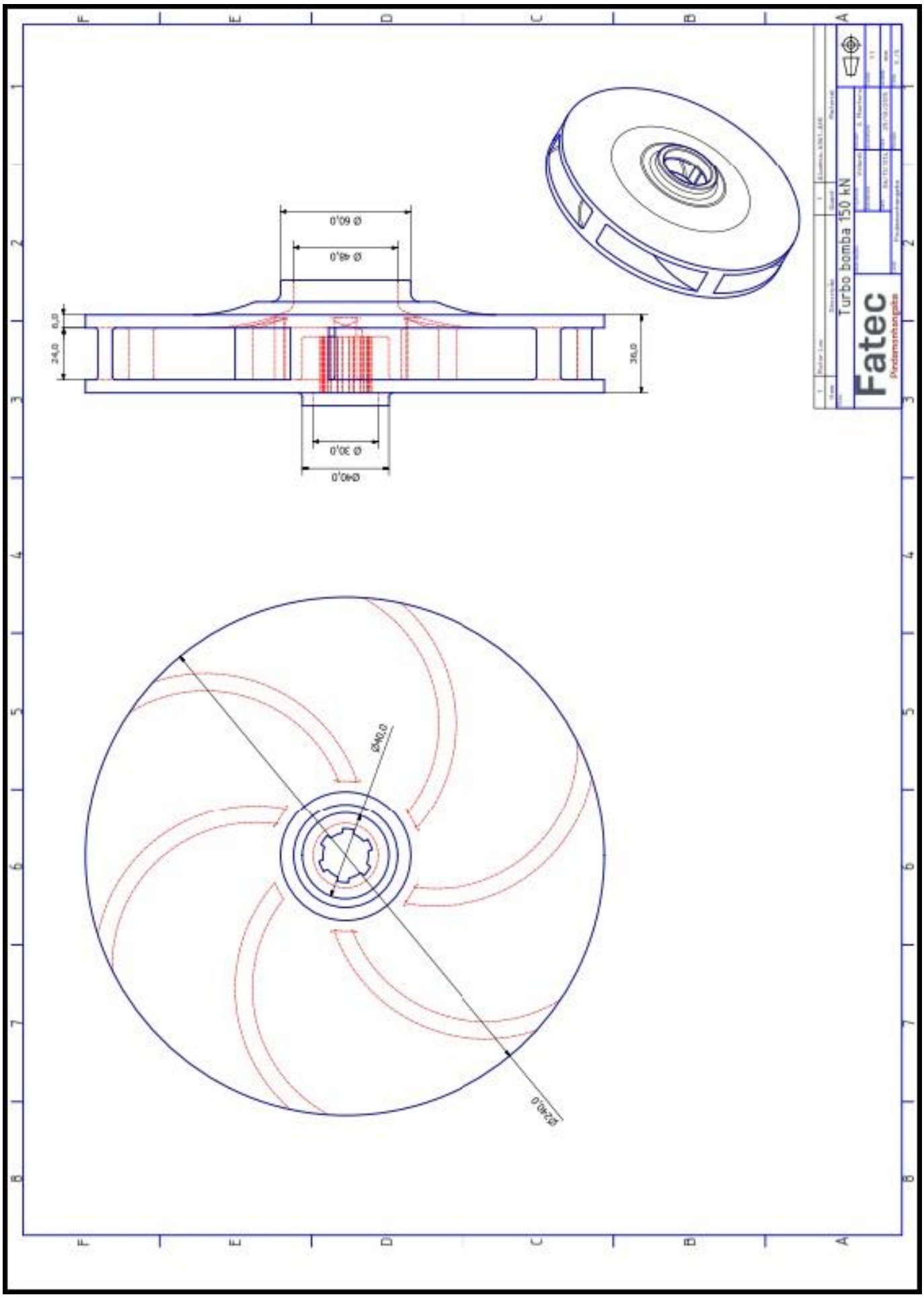
Algumas peças serão usinadas no mês de novembro/2015 em paralelo será dada continuidade no que falta. Terão também que ser elaborados, gabaritos para montagem e calibres para verificação indireta dos dimensionais, o processo de usinagem de algumas peças terá que ser elaborado com ficha de controle, pois terão que ser balanceadas e colocadas no esquadro, observando a cilindricidade das mesmas.

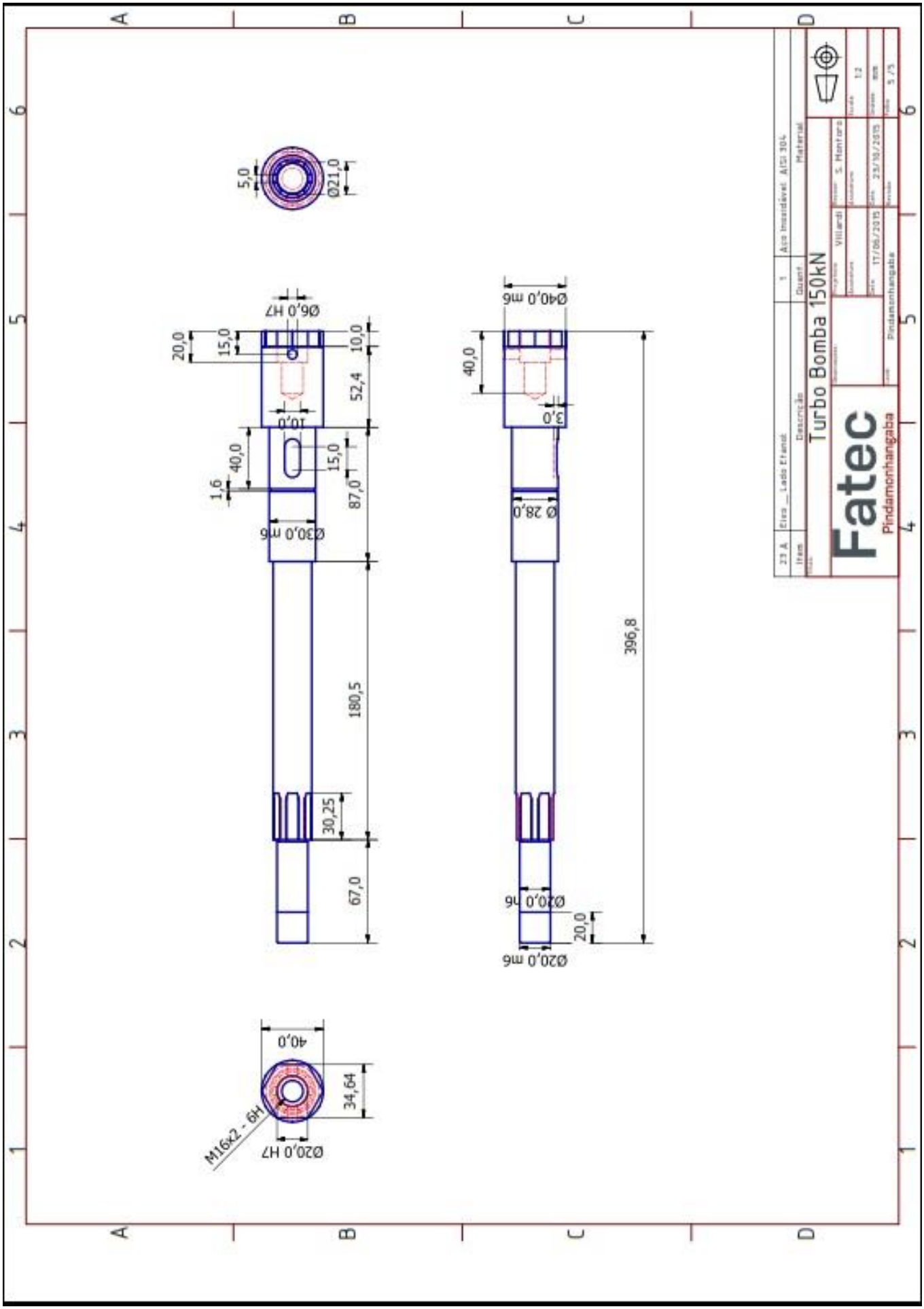
Os desenhos que fazem parte desse relatório estão nas próximas páginas, alguns deles já estão em sua versão final, outros poderão ainda sofrer uma revisão antes de entrar em processo de fabricação. No relatório impresso será anexada uma página suplementar onde está afixado um CD, com os vídeos mencionados, eles são muito pesados para serem enviados por e-mail.

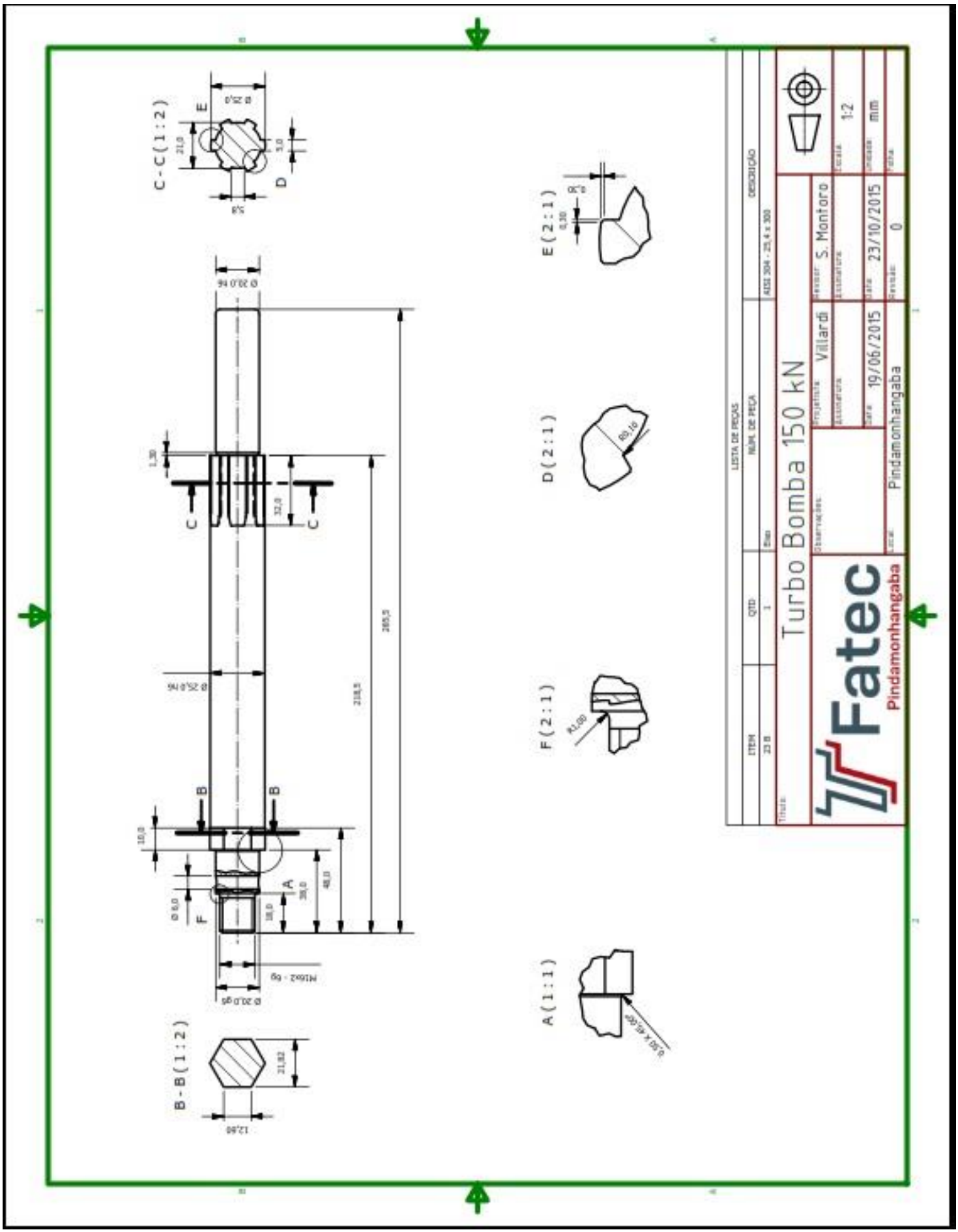
Com os resultados desta pesquisa e o seu desenvolvimento em nível de protótipo operacional, espera-se uma contribuição significativa para o avanço tecnológico no campo de veículos lançadores de satélites a propulsão líquida e é possível acreditar que seja em um prazo bem menor do que o atualmente projetado pelo PEB, Programa Espacial Brasileiro.

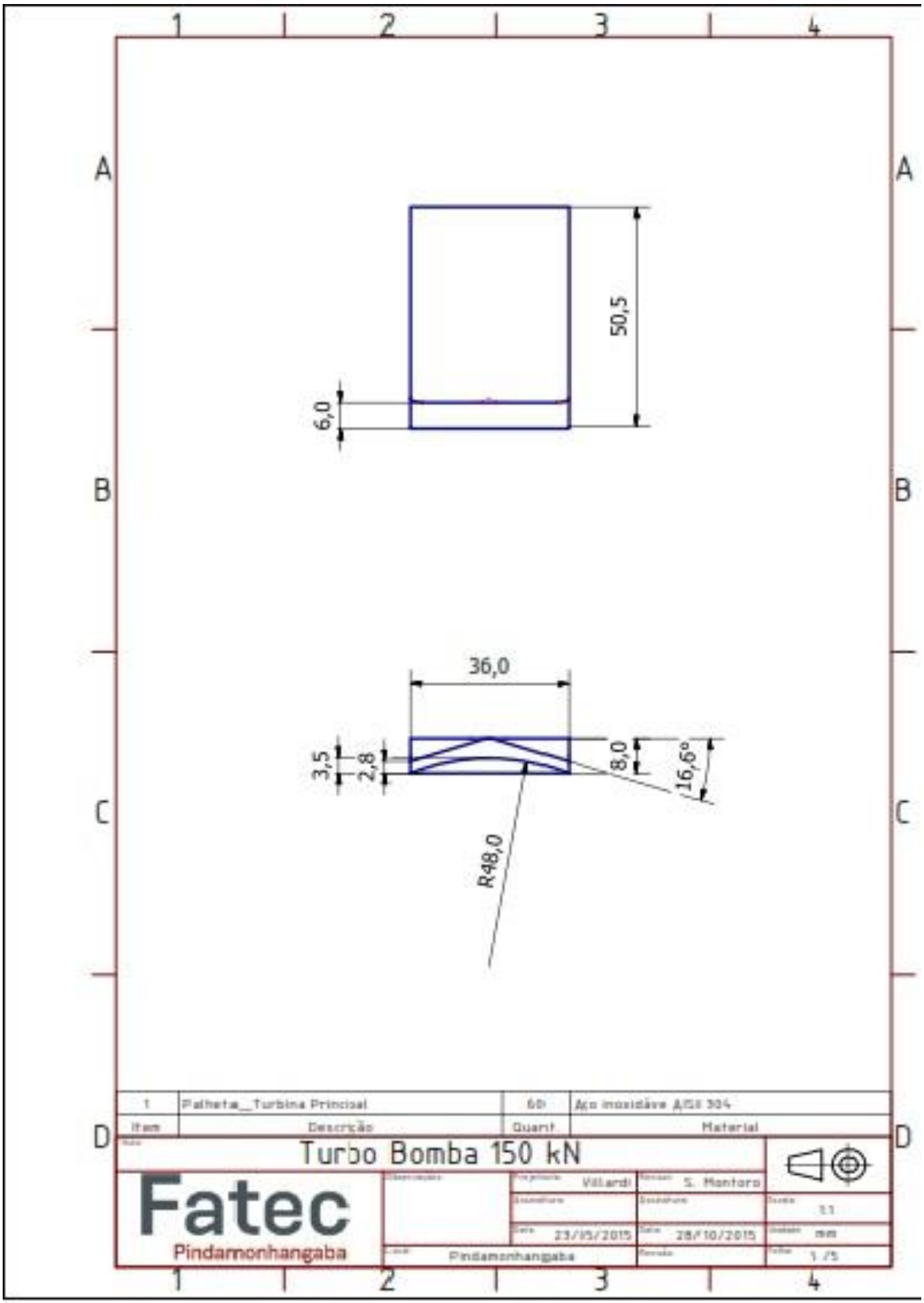

Fatec
Turbo Bomba 150 kN


Fatec
Turbo Bomba 70ON


Ø 60,0
Ø 48,0
6,0
24,0
36,0
Ø 30,0
Ø40,0
Ø40,0
Ø240,0
Turbo bomba 150 kN
Fatec
Pindamonhangaba


Turbo Bomba 150kN
Fatec
Pindamonhangaba
Aço Inoxidável AISI 304
Material
Quant
Descrição
Item
Lado Eixo
Villardi
S. Montoro
17/06/2015
23/10/2015
1:2
5/5
Ø6,0 H7
Ø30,0 m6
Ø40,0 m6
Ø28,0
Ø20,0 m6
Ø20,0 H7
Ø21,0
M16x2 - 6H
20,0
15,0
10,0
52,4
40,0
1,6
87,0
180,5
30,25
67,0
3,0
396,8
5,0
34,64


LISTA DE PEÇAS
ITEM
QTD
NOME DE PEÇA
DESCRIÇÃO
23 B
1
Eixo
AISI 304 - 25,4 x 300
Turbo Bomba 150 kN
Projetista
Villardi
S. Montoro
19/06/2015
23/10/2015
1:2
mm
0
Fatec
Pindamonhangaba
C - C (1 : 2)
B - B (1 : 2)
A (1 : 1)
D (2 : 1)
E (2 : 1)
F (2 : 1)


50,5
6,0
36,0
3,5
2,8
8,0
16,6°
R48,0
1
Palheta_Turbina Principal
60
Aço inoxidável AISI 304
Item
Descrição
Quant.
Material
Turbo Bomba 150 kN
Fatec
Pindamonhangaba
Villardi
S. Montoro
23/05/2015
28/10/2015
1:1
mm
Pindamonhangaba
1 /5

10. BIBLIOGRAFIA

[1] ALMEIDA, DANIEL SOARES DE, - **Motor Foguete a Propelente Líquido L75 –** 7º SEP P&D – IAE - 2013.

[2] SCHULZE, H.A. – **Technical Data on the Development of the A4_V2**. – George C. Marshall Space Flight Center – NASA – 1965

[3] BURIAN, R, HETEM, A AND MIRAGLIA. J. - **Parametric Design of Rocket Engine Turbopumps with Genetic Algorithms** – 2010

[4] NASA SP 0107 – **Turbopump Systems for Liquid Rocket Engines -** Office of Technology Utilization – NASA – Washington, D. C. - 1974

[5] SUTTON, GEORGE P. AND BLIBARZ, OSCAR – **Rocket Propulsion Elements** – John Wiley & Sons, Inc. – 2001

[6] VASQUES, BRUNNO B. – **Projeto de Motor Foguete Bipropelente Líquido** – PIBIC/CNPq/INPE – 2008

[7] PAZ, AGIS E. C. - **Simulação de Sistemas Térmicos de Potência** – Universidade Federal do Rio Grande do Sul - 2002

[8] VEDABRAS – **Manual Prático de Vedação** – 5ª Edição – www.vedabras.com.br