

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
CURSO DE ENGENHARIA AERONÁUTICA

KIMBERLLY COSTA CARVALHO

**SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO NA SEÇÃO DE
EXAUSTÃO DO MOTOR PT6A-34**

UBERLÂNDIA

MINAS GERAIS - BRASIL

MAIO, 2018

KIMBERLLY COSTA CARVALHO

**SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO NA SEÇÃO DE
EXAUSTÃO DO MOTOR PT6A-34**

Trabalho de conclusão de curso
apresentado à Universidade Federal
de Uberlândia, como parte das
exigências do Curso de Graduação
em Engenharia Aeronáutica para
obtenção do título de Bacharel em
Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof. Dr. João Marcelo Vedovoto

UBERLÂNDIA

MINAS GERAIS - BRASIL

MAIO, 2018

KIMBERLLY COSTA CARVALHO

**SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO NA SEÇÃO DE
EXAUSTÃO DO MOTOR PT6A-34**

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Universidade Federal de Uberlândia, como parte das exigências do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Aprovado pela Banca Examinadora em 28 de Junho de 2018.

Prof. Dr. João Marcelo Vedovoto

Dra. Karina Mayumi Tsuruta

Dr. Marcelo Maia Ribeiro Damasceno

UBERLÂNDIA

MINAS GERAIS- BRASIL

MAIO, 2018

AGRADECIMENTOS

*Agradeço a todos que contribuíram
no decorrer desta jornada, em
especialmente:*

À Deus, a quem devo minha vida.

*À minha família que sempre me
apoiou nos estudos e nas escolhas
tomadas.*

*À Prísla por sempre me incentivar
e compreender nos momentos
difíceis.*

*Ao orientador Prof. Dr. João Marcelo
Vedovoto que teve papel
fundamental na elaboração deste
trabalho.*

*À professora Karina Mayumi
Tsuruta pelas horas e horas gastas
me auxiliando na execução dos
desenhos e texto deste trabalho.*

*Aos professores Giuliano
Gardolinski Venson e Priscila
Barbosa de Sousa, que me
auxiliaram no decorrer deste
trabalho.*

*Aos meus colegas pelo
companheirismo e disponibilidade
para me auxiliar em vários
momentos*

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	iii
LISTA DE TABELAS	vi
RESUMO	vii
ABSTRACT	viii
1. INTRODUÇÃO.....	9
2. REVISÃO TEÓRICA	9
2.1. HISTÓRICO DA PROPULSÃO	10
2.2. MOTORES BASEADOS EM TURBINA A GÁS	12
2.2.1. MOTOR TURBO-JATO.....	12
2.2.2. MOTOR TURBO-FAN	12
2.2.3. MOTOR TURBO-EIXO.....	13
2.2.4. MOTOR TURBOPROPULSOR (TURBO-HÉLICE).....	14
2.3. PROPULSÃO E COMBUSTÃO	16
2.4. TURBULÊNCIA.....	16
2.5. ANÁLISE DE DESEMPENHO.....	17
2.5.1. MOTOR TURBOJATO.....	17
2.5.2. MOTOR TURBOPROPULSOR.....	22
2.6. COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS	26
3. METODOLOGIA.....	27
3.1. BOCAL DE EXAUSTÃO DO MOTOR TURBOPROPULSOR PT6A-34.....	27
3.2. Fluids3D.....	29
3.2.1. MODELAGEM MATEMÁTICA E COMPUTACIONAL	29
3.2.2. MODELO NUMÉRICO	31
4. RESULTADOS	31
4.1. CONFIGURAÇÃO BOCAL DE EXAUSTÃO 1	33
4.2. CONFIGURAÇÃO BOCAL DE EXAUSTÃO 2	36
4.3. CONFIGURAÇÃO BOCAL DE EXAUSTÃO 3	38
4.4. COMPARATIVO ENTRE AS CONFIGURAÇÕES 2 E 3 DO BOCAL DE EXAUSTÃO	42
5. CONCLUSÕES.....	43
6. REFERÊNCIAS	44
7. ANEXOS.....	52
7.1. CÓDIGO MATLAB 1	52

7.2.	CÓDIGO MATLAB 2	53
7.3.	DESENHOS TÉCNICOS	54

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Desenhos da patente do motor a jato de Sir Frank Whittle. Fonte: Farokhi (2014).	10
Figura 2 - O padrão de montagem e fluxo no motor a jato Whittle. Fonte: Farokhi (2014).	11
Figura 3 - Componentes principais de um motor a jato Turbo-Jato. Fonte: Venson (2012).	12
Figura 4 - Componentes principais de um motor a jato Turbo-Fan. Fonte: Venson (2012).	13
Figura 5 - Componentes principais de um motor de potência Turbo-Eixo. Fonte: Venson (2012).	13
Figura 6 - Diagrama de um motor turbopropulsor. Fonte: Aprendizagem de Voo (2017).	14
Figura 7 - Motor turbopropulsor de fluxo reverso. Fonte: Kullabs (2017).	15
Figura 8 - Motor PT6A-34 vista cortada. Fonte: Autoral.	15
Figura 9 - Origem das estruturas de Kelvin-Helmholtz. (a) napa cisalhante sujeita a duas velocidades diferentes, $U1$ e $U2$; (b) ondulação devido à diferença de velocidade; (c) aumento da amplitude com o tempo; (d) origem de recirculação; (e) estrutura de Kelvin-Helmholtz. Fonte: Vedovoto (2016).	17
Figura 10 - Desenho esquemático de um motor turbojato. Fonte: Farokhi (2014).	17
Figura 11 - Ciclo ideal de um Turbo-jato. Fonte: Adaptado de Wikibooks (2018).	18
Figura 12 - Diagrama T-s de um turbojato. Fonte: Adaptado de Hill e Peterson (1992).	19
Figura 13 - Diagrama entalpia-entropia para análise da turbina de potência e do bocal de exaustão. Δh é a queda de entalpia disponível em uma turbina de potência e bocal de exaustão ideais (isentrópicos). α é a fração de Δh que seria usada por uma turbina isentrópica tendo a razão de pressão de estagnação real. η_{pt}, η_n são, respectivamente, as eficiências adiabáticas da turbina de potência e do bocal de exaustão. η_g, η_{pr} são, respectivamente, as eficiências da caixa de engrenagens e da hélice. Fonte: Adaptado de Hill e Peterson (1992).	22
Figura 14 - Desenho esquemático de um motor turbopropulsor com números de estação identificados. Fonte: Farokhi (2014).	22
Figura 15 - Diagrama com vista cortada do motor PT6A-34 com fluxo de ar. Fonte: Laboratório de Engenharia Aeronáutica – UFU.	27
Figura 16 - Vista em corte da configuração 1 do conjunto de exaustão do motor, mostrando o fluxo dos gases. Fonte: Autoral.	28
Figura 17 - Vista em corte da configuração 2 do conjunto de exaustão do motor, mostrando o fluxo dos gases. Fonte: Autoral.	28
Figura 18 - Vista em corte da configuração 3 do conjunto de exaustão do motor, mostrando o fluxo dos gases. Fonte: Autoral.	29

Figura 19 - Domínio e condições de contorno da configuração 1 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.....	32
Figura 20 - Domínio e condições de contorno da configuração 2 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.....	32
Figura 21 - Domínio e condições de contorno da configuração 3 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.....	33
Figura 22 – Magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão de configuração 1. Fonte: Autoral.....	33
Figura 23 – Magnitude da velocidade do escoamento durante o seu desenvolvimento no cubo de exaustão da configuração 1 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.....	34
Figura 24 – Magnitude da velocidade do escoamento ao entrar no tubo de exaustão da configuração 1 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	34
Figura 25 - Magnitude da velocidade do escoamento em desenvolvimento no tubo de exaustão da configuração 1 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	35
Figura 26 - Magnitude da velocidade do escoamento completamente desenvolvido da configuração 1 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	35
Figura 27 - Magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão de configuração 2. Fonte: Autoral.....	36
Figura 28 - Magnitude da velocidade do escoamento durante o seu desenvolvimento no cubo de exaustão da configuração 2 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.....	36
Figura 29 - Magnitude da velocidade do escoamento no tubo de exaustão da configuração 2 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	37
Figura 30 - Detalhe da direção do escoamento ao longo do conjunto bocal de exaustão 2. Fonte: Autoral.....	37
Figura 31 – Magnitude da velocidade do escoamento completamente desenvolvido da configuração 2 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	38
Figura 32 - Magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão de configuração 3. Fonte: Autoral.....	38
Figura 33 - Magnitude da velocidade do escoamento durante o seu desenvolvimento no cubo de exaustão da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.....	39
Figura 34 - Magnitude da velocidade do escoamento ao entrar no tubo de exaustão da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	39
Figura 35 – Magnitude da velocidade do escoamento em desenvolvimento no tubo de exaustão da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	40
Figura 36 - Detalhe da direção do escoamento ao longo do conjunto bocal de exaustão 2. Fonte: Autoral.....	40
Figura 37 - Magnitude da velocidade do escoamento completamente desenvolvido da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.	41
Figura 38 - Magnitude da vorticidade apresentada na configuração 2 do conjunto do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.	42

Figura 39 - Magnitude da vorticidade apresentada na configuração 3 do conjunto do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.	42
---	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Intervalos das eficiências adiabáticas e eficiência de queima.	21
--	----

RESUMO

A propulsão é um dos setores aeronáuticos que buscam a maximização do desempenho de aeronaves, visando maior alcance, menores custos e maiores potências. Seguindo esta linha, este trabalho tem o objetivo de avaliar computacionalmente o escoamento na seção de exaustão do motor turbopropulsor (turbo-hélice) PT6A-34. Para isto foram realizadas três diferentes configurações para o bocal e tubo de exaustão, sendo a primeira com tubo de seção constante, a segunda com tubo com multi-seções (afilado) e a terceira com a parte interna do cubo de exaustão modificada. As simulações utilizando CFD foram realizadas com o software desenvolvido no Laboratório de Mecânica dos Fluidos da Universidade Federal de Uberlândia, Fluids3D e a análise dos resultados foi feita com o software ParaView. Os resultados de velocidade e vorticidade obtidos levam à conclusão de que o projeto interno do cubo do motor PT6A-34 possui a configuração necessária para melhor contribuição dos gases de exaustão na propulsão. Já com relação à configuração dos tubos, o perfil com multi-seções pode acarretar em maiores contribuições para a propulsão, mas deve-se realizar um estudo mais aprofundado para averiguar suas vantagens e/ou desvantagens.

Palavras-chave: propulsão, CFD, escoamento, turbulência, PT6A-34, exaustão, motor turbo-hélice

ABSTRACT

Propulsion is one of the aeronautical sectors that seeks to maximize aircraft performance, aiming for greater range, lower costs and greater power. Following this line, this work has the objective of computationally evaluating the flow in the exhaust section of the turboprop engine (turbo-propeller) PT6A-34. For this, three different configurations were made for the nozzle and exhaust pipe, the first one with a constant section pipe, the second with a multi-section pipe (tapered) and the third with the inner part of the exhaust hub modified. The simulations using CFD were performed with the software developed in the Laboratory of Fluid Mechanics of the Federal University of Uberlândia, Fluids3D and the analysis of the results was done with ParaView software. The results of velocity and vorticity obtained lead to the conclusion that the internal design of the PT6A-34 motor hub has the necessary configuration for better contribution of the exhaust gases in the propulsion. Regarding the configuration of the tubes, the profile with multi-sections may lead to greater contributions to propulsion, but a more in-depth study should be carried out to ascertain the advantages and/or disadvantages of this configuration.

Keywords: propulsion, CFD, flow, turbulence, PT6A-34, nozzle, turboprop engine

1. INTRODUÇÃO

Um dos meios de transporte mais utilizados atualmente, pela segurança, rapidez e conforto, é o aéreo, sendo considerado o principal meio de transporte do futuro. Em vista disso, o desenvolvimento de tecnologias neste setor aeronáutico é de suma importância, como por exemplo: a necessidade de modelos de aeronaves mais confortáveis, rápidas e com tecnologia de ponta. E um destes setores, é a propulsão, que tem como objetivo desenvolver novas tecnologias e maximizar o desempenho de aeronaves.

A propulsão estuda os princípios de operação e parâmetros de desempenho dos sistemas de propulsão e suas aplicações, além dos diversos sistemas propulsivos existentes. Dessa forma, os motores baseados em turbina a gás contam com diversos desafios relacionados à combustão interna, dentre os quais os principais são: turbulência, cinética química, comportamento multifase do escoamento, difusão de calor e espécies, transferência de calor para as paredes, transferência radiativa e acústica (ONERA, 2018).

Neste sentido, o objetivo deste trabalho é realizar a análise do escoamento turbulento dos gases, provenientes da combustão, no bocal de exaustão de um motor turbopropulsor (turboélice), visando à verificação da contribuição da exaustão dos gases na propulsão, utilizando como ferramenta principal a dinâmica dos fluidos computacional (CFD). Para isto, foi simulado um modelo numérico, no qual as principais dimensões foram baseadas no motor turbopropulsor PT6A-34. Foram realizadas três simulações com diferentes configurações de bocal de exaustão, no qual foi analisada a influência da reentrância do cubo de exaustão. Além disso, foi feito um levantamento em relação à turbulência e à sua contribuição para a propulsão para melhor compreensão e esclarecimento deste fenômeno.

2. REVISÃO TEÓRICA

Neste item será apresentada a revisão teórica necessária para compreensão deste trabalho. Primeiramente, é especificado o histórico da propulsão finalizando nos motores turbopropulsores aqui estudados, em seguida são apresentadas diferentes configurações de motores de turbina a gás, com ênfase na configuração abordada neste trabalho. Posteriormente, são mostradas as teorias de propulsão, combustão e turbulência, sendo esta necessária para compreensão do escoamento observado no interior da câmara de exaustão do motor. Também são detalhados os fundamentos necessários para compreensão e análise de desempenho do motor abordado, juntamente com o equacionamento necessário para realização dos cálculos das condições de contorno que são a base para realização das simulações com a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD).

2.1. HISTÓRICO DA PROPULSÃO

Voos motorizados são uma criação do século XX, antes disso, os aviões eram lançados de catapultas e apenas planavam no ar. Devido à Primeira Guerra Mundial, a aviação evoluiu rapidamente. As aeronaves eram rudimentares, geralmente feitas de madeira e tecido, seus motores eram de baixa potência, o que limitava a quantidade de carga transportada, as manobras realizadas e o reconhecimento de campo. Com isso, o desenvolvimento de motores com maior potência tornou-se crucial.

Nesta época o motor de combustão interna (motor a gasolina ou de explosão), estava em seu auge e por todo o mundo as pesquisas e construções desse tipo de motor no âmbito veicular estavam a todo vapor. Nos Estados Unidos, os irmãos Wright iniciaram a era dos voos motorizados, em dezembro de 1903, com o projeto, fabricação e voo do “The Flyer”, na Carolina do Norte. A potência a bordo do Flyer era um motor de combustão intermitente alternativo movido a gás de 12 cavalos de potência, o qual era insuficiente para realizar a decolagem, sendo necessária a utilização de catapultas para decolar, fazendo com que fossem considerados planadores motorizados. Enquanto isso, no Brasil, o estudioso Alberto Santos Dumont construía sua primeira aeronave, o famoso 14-bis, utilizando o motor de lanchas, modificado, Antoinette de 50 cavalos de potência, fazendo a aeronave voar em 1906 por uma distância de 220 metros a uma altura de 6 metros (PORTAL, 2018; LIASCH, 2018).

Os motores de combustão intermitente movidos a gás, com uma hélice, forneciam energia a todas as aeronaves (tripuladas) até o final da década de 1930. A história do motor de turbina a gás para aeronaves começou em janeiro de 1930 com uma patente emitida para Frank Whittle na Grã-Bretanha. A Fig.1 mostra o diagrama p-v e os componentes do motor Whittle como apresentados na aplicação da patente. O padrão de fluxo e a montagem do motor são mostrados na Fig. 2. (FAROKHI, 2014).

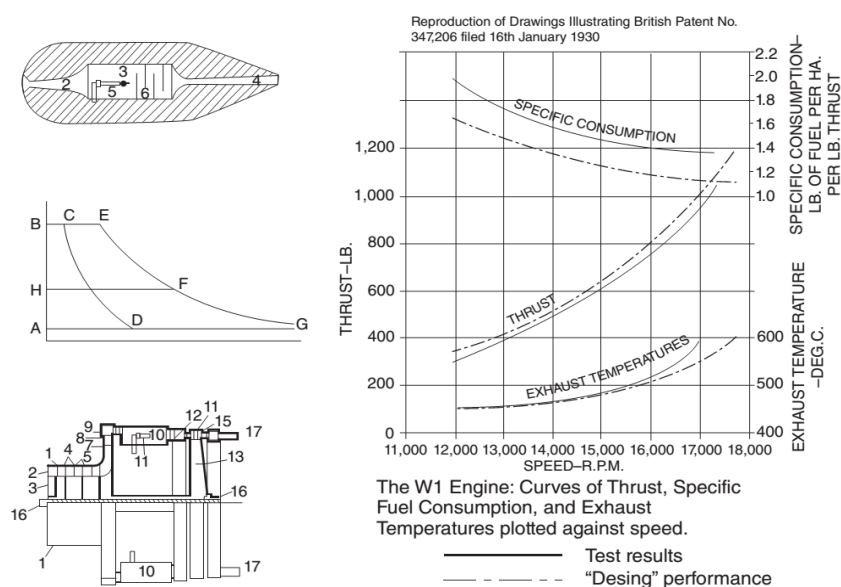
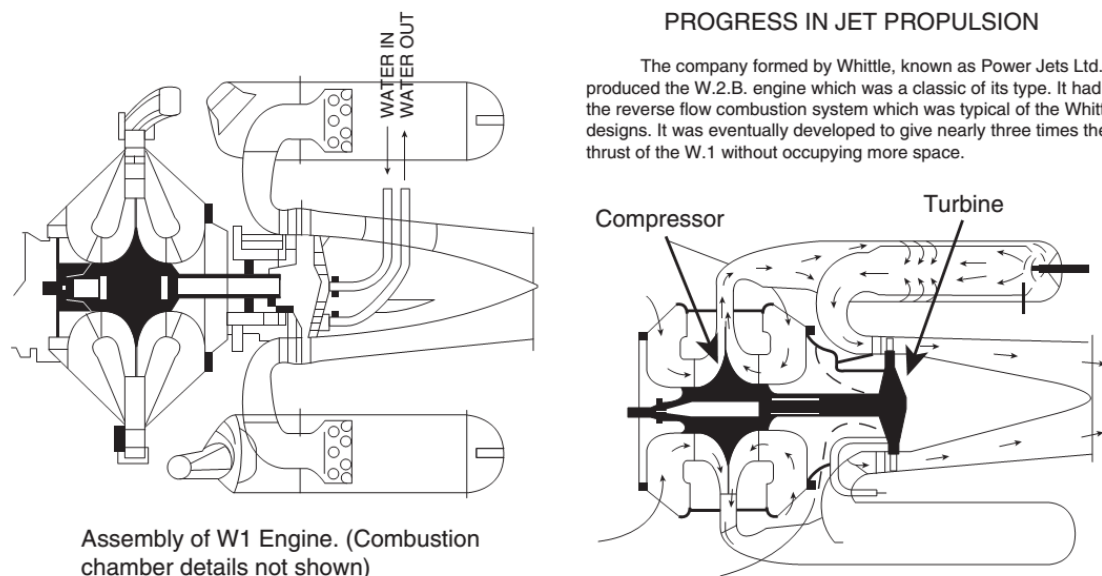


Figura 1 - Desenhos da patente do motor a jato de Sir Frank Whittle. Fonte: Farokhi (2014).



Assembly of W1 Engine. (Combustion chamber details not shown)

Figura 2 - O padrão de montagem e fluxo no motor a jato Whittle. Fonte: Farokhi (2014).

O motor mostrado na Fig. 1 baseia-se no ciclo Brayton. Nele, a compressão é obtida por meio de um compressor centrífugo de dupla face e a potência do eixo do compressor é fornecida a partir de uma turbina de fluxo axial de estágio único (FAROKHI, 2014).

Independentemente, na Alemanha, Hans-Joachim Pabst von Ohain inventou um motor a jato que recebeu sua patente em 1936, designado como He S-1, com combustível de hidrogênio, foi testado em 1937 e produziu um impulso de 250 libras a 10.000 rpm. Este motor foi desenvolvido antes do motor Whittle e voou no primeiro avião a jato, o Heinkel 178, em 1939. Assim sendo, Whittle e von Ohain são considerados os coinventores do motor de turbina a gás com aspiração de ar.

O primeiro motor turbopropulsor foi construído por Gyorgy Jendrassik, na Hungria. Seu projeto de uma unidade de 100 hp começou em 1932 e foi executado em 1937. A essa altura, ele havia completado o projeto do turbopropulsor Cs-1, a uma potência de 1000 hp a 13500 rpm (GUNSTON, 2006).

O primeiro avião turboélice experimental, um caça Gloster Meteor modificado equipado com duas unidades Rolls-Royce Trent, voou em 1945 na Inglaterra. O primeiro avião comercial de turboélice a entrar no serviço programado foi o Vickers Type 701 Visconde, 18 de abril de 1953 (EDITORES DA ENCYCLOPAEDIA BRITANNICA, 2018).

2.2. MOTORES BASEADOS EM TURBINA A GÁS

Os motores aeronáuticos baseados em turbinas a gás podem ser classificados em dois grupos e cinco tipos, os quais serão apresentados em detalhes a seguir:

- Motores a Jato:
 - Motores Turbo-Jato (Turbojet Engines);
 - Motores Turbo-Fan (Turbofan Engines);
- Motores de Potência:
 - Motores Turbo-Eixo (Turboshaft Engines);
 - Motores Propfan (Propfan Engines);
 - Motores Turbo-Hélice (Turboprop Engines);

2.2.1. MOTOR TURBO-JATO

De acordo com Venson (2012), os motores foram introduzidos em aeronaves no final da década de 1930. Nesses motores, a energia termo-cinética gerada no núcleo é utilizada principalmente para geração de empuxo no bocal de exaustão e toda a massa de ar que é admitida pelo motor, após atravessar o duto de admissão, passa obrigatoriamente pelo núcleo do motor, o qual pode ser do tipo single-spool (como na grande maioria dos motores) ou twin-spool. Além disso, a energia termo-cinética remanescente após a turbina é utilizada para conversão em energia cinética no bocal de exaustão, gerando um considerável aumento de velocidade do escoamento, gerando força propulsiva devido à reação com o ar ambiente. A Fig. 3 mostra os componentes básicos de um motor turbo-jato.

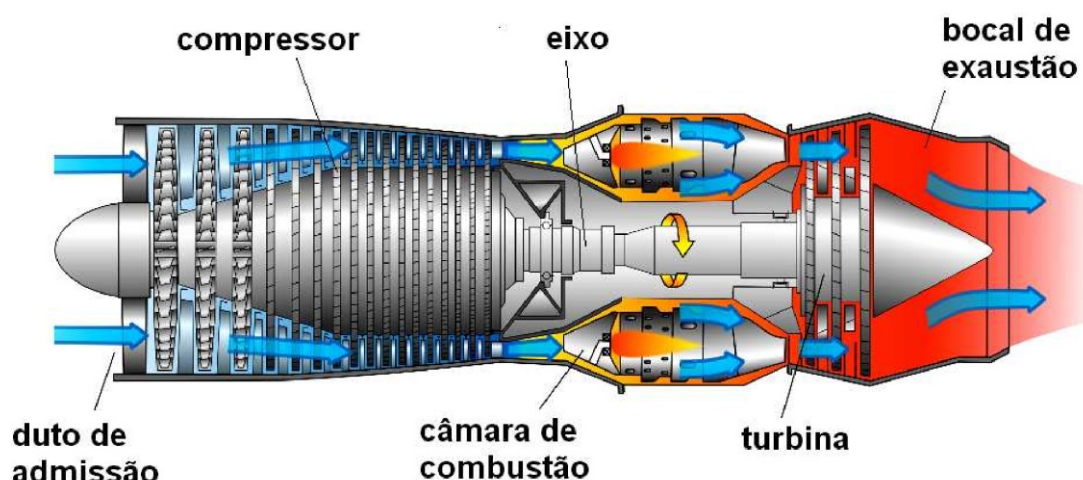


Figura 3 - Componentes principais de um motor a jato Turbo-Jato. Fonte: Venson (2012).

2.2.2. MOTOR TURBO-FAN

Ainda de acordo com Venson (2012), os motores turbo-fan são uma evolução dos motores turbo-jato, introduzidos comercialmente em meados da década de 1950. Nesses motores, uma parte da energia gerada pela(s) turbina(s) é utilizada para

acionamento do(s) compressor(es) e outra parte é utilizada para acionamento de um grande “ventilador” carenado posicionado na parte frontal do motor, chamado de fan.

Além disso, uma parte do fluxo de ar admitido pelo motor e movimentado pelo fan é direcionada para fora do núcleo do mesmo, passando pela periferia. A razão entre a massa de ar desviada do núcleo do motor e a massa de ar não desviada do mesmo é chamada de razão de derivação, ou razão de bypass (em inglês, bypass ratio BPR). A Fig. 4 mostra os componentes básicos de um motor turbo-fan.

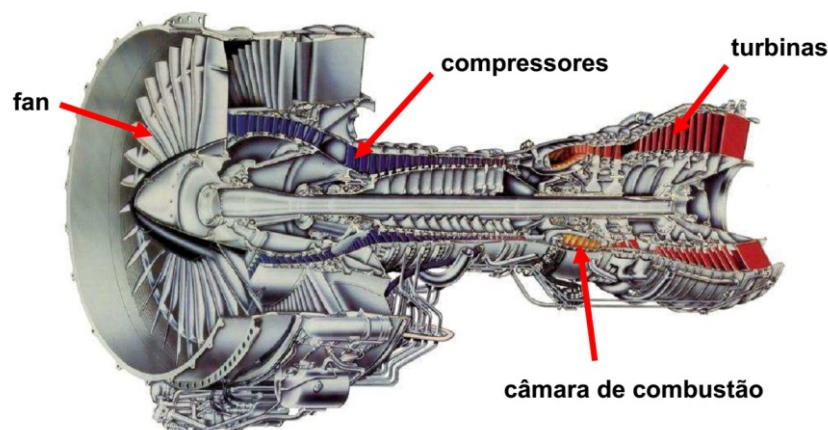


Figura 4 - Componentes principais de um motor a jato Turbo-Fan. Fonte: Venson (2012).

2.2.3. MOTOR TURBO-EIXO

A maioria dos motores turbo-eixo são motores de fluxo direto, ou seja, motores no qual o ar é admitido pela parte frontal do motor e a saída dos gases ocorre na parte traseira do motor. Em aplicações aeronáuticas, os motores turbo-eixo são utilizados principalmente para acionamento dos grandes rotores principais de helicópteros, os quais são acionados por um sistema de redução de velocidade. Como o eixo dos motores turbo-eixo geralmente é montado horizontalmente e o eixo dos rotores de helicópteros é montado verticalmente, o acoplamento entre eles é feito através de uma sistema de transmissão diferencial, além disso, em muitos helicópteros comerciais são utilizados dois motores turbo-eixo acionando um rotor principal, garantindo redundância em caso de falhas (VENSON, 2012). A Fig.5 mostra os componentes básicos de um motor turbo-eixo.

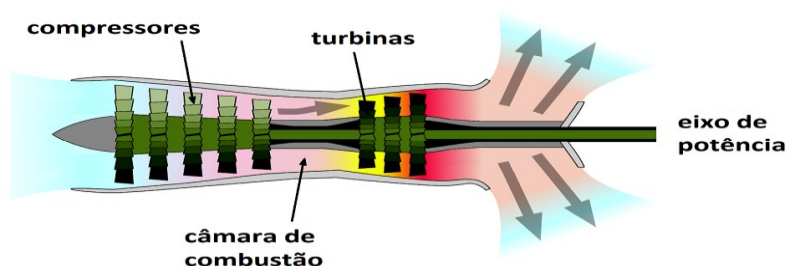


Figura 5 - Componentes principais de um motor de potência Turbo-Eixo. Fonte: Venson (2012).

2.2.4. MOTOR TURBOPROPULSOR (TURBO-HÉLICE)

O motor turbopropulsor combina a confiabilidade dos jatos com a eficiência da hélice, utilizando o eixo da turbina a gás para girar a hélice. Existem duas partes principais no sistema de propulsão turbopropulsor, o motor principal e a hélice, sendo o motor principal similar a um turbojato, com exceção de que ao invés de expandir todos os gases quentes pelo bocal de exaustão para produzir propulsão, a maior parte da energia advinda da exaustão é utilizada para girar a turbina (HALL, 2017). A Fig.6 mostra um diagrama do motor. Esse tipo de motor é utilizado em aeronaves que operam de baixas a médias altitudes, sendo ótimos para viagens regionais.

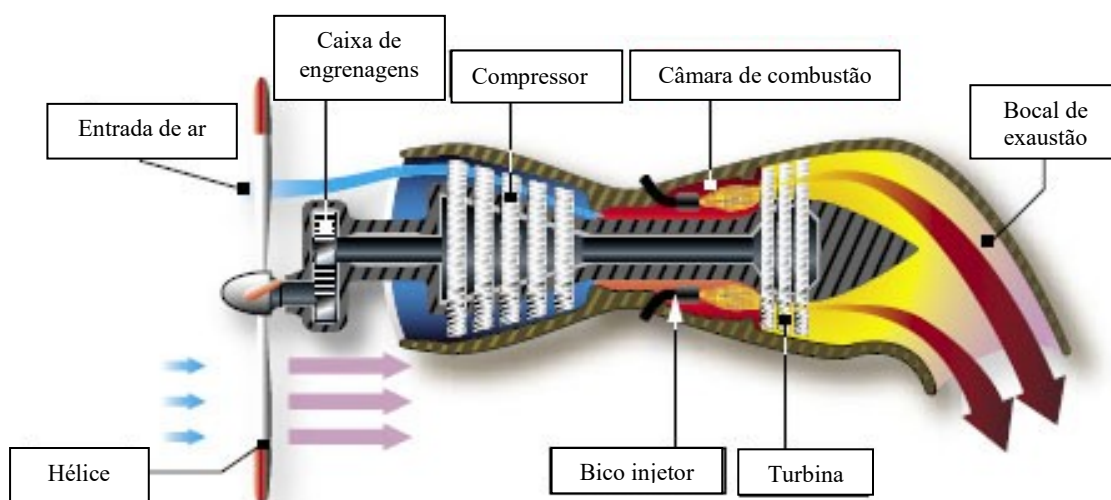


Figura 6 - Diagrama de um motor turbopropulsor. Fonte: Aprendizagem de Voo (2017).

A turbina pode conter um ou mais estágios, como mostra o diagrama da Fig. 6, conectada ao eixo de transmissão, o qual está conectado à caixa de velocidades (gear box). A caixa de velocidades se conecta à hélice a qual produz a maior parte da propulsão. A velocidade de exaustão de um turbopropulsor é baixa e possui pouca contribuição na propulsão, já que a maior parte da energia é utilizada para girar o eixo de transmissão.

2.2.4.1. FLUXO REVERSO

Existem motores turbopropulsor do tipo fluxo reverso, onde grandes entradas de ar são posicionadas embaixo ou ao lado da hélice, fazendo com que o ar se mova para trás em direção ao firewall do motor. Ao atingir o limite traseiro da entrada, o ar faz uma volta de 180 graus em direção à frente do motor, como mostra a Fig. 7 (MARTIN, 2017).

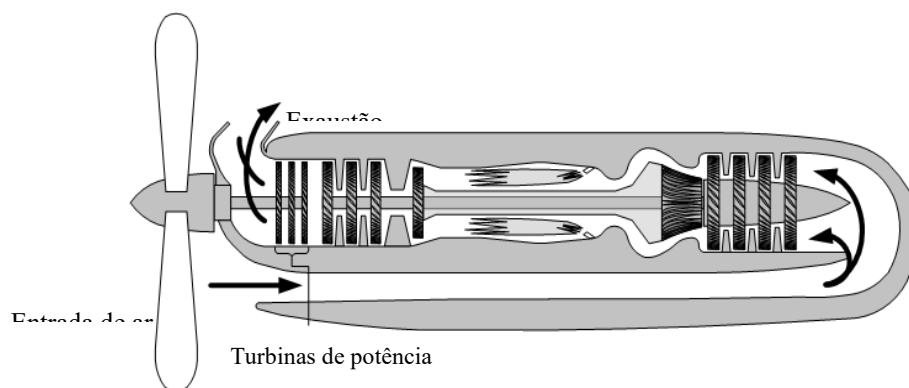


Figura 7 - Motor turbopropulsor de fluxo reverso. Fonte: Kullabs (2017).

Um dos motores turbopropulsor de fluxo reverso mais popular é o Pratt & Whitney PT6A, mostrado em mais detalhes a seguir.

2.2.4.2. Pratt & Whitney Canada – PT6A

O motor turbopropulsor PT6A possui uma ampla gama de aplicações, desde o transporte de pessoas na aviação comercial e aérea até o apoio de esforços ambientais em programas de reflorestamento. O motor utilizado para estudo neste projeto é o PT6A-34, uma pequena variante do motor turbopropulsor PT6 líder na indústria, disponível no Laboratório de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia. Usando uma turbina de potência axial de um estágio, o PT6A-34 é uma usina de energia leve e autossuficiente semelhante ao PT6A-27, com a exceção de incorporar uma turbina de compressor e é similar ao PT6T-3 para classificações mais elevadas. A Fig. 8 mostra o motor PT6A-34. Esse motor é utilizado nas aeronaves Embraer Bandeirante EMB-110, Embraer Bandeirante EMB-111, Embraer Caraja, Frakes Mallard, JetPROP DLX, Pacific Aerospace XSTOL (750XL), Quest Kodiak, Vazar Dash 3 Turbine Otter e Viking DHC-6 Twin Otter 400 (EURAVIA, 2017).

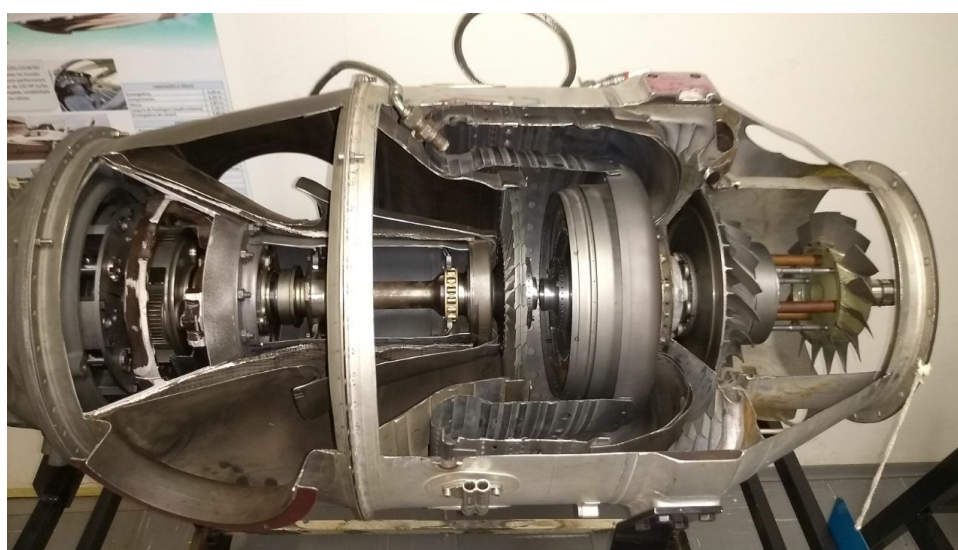


Figura 8 - Motor PT6A-34 vista cortada. Fonte: Autoral.

2.3. PROPULSÃO E COMBUSTÃO

De acordo com o site da NASA, Hall (2018), propulsão significa empurrar para frente ou dirigir um objeto para frente, assim, um sistema propulsivo é uma máquina que produz impulso para empurrar um objeto. Nos aviões, o impulso geralmente é gerado através de alguma aplicação da terceira lei de ação e reação de Newton. Um gás ou fluido de trabalho é acelerado pelo motor e a reação a essa aceleração produz força no motor. Diferentes aeronaves utilizam diferentes tipos de dispositivos de propulsão. Os motores de combustão interna, como o utilizado no estudo aqui presente, dependem da queima de combustível para produzir energia. Essa queima é chamada de combustão, processo químico em que uma substância reage rapidamente com oxigênio e expande o calor, sendo a substância original chamada de combustível e a fonte de oxigênio de oxidante.

Hall (2018) também atesta que durante a combustão novas substâncias químicas são criadas a partir do combustível e oxidante, as quais são chamadas de gases de exaustão ou escape. Quando um combustível a base de carbono-hidrogênio (como a gasolina) é queimado, a exaustão inclui água (hidrogênio + oxigênio) e dióxido de carbono (carbono + oxigênio), mas pode gerar também uma combinação química originada somente do oxidante, como óxidos nitrosos (NOX, nitrogênio + oxigênio). O calor transferido para o escape durante a combustão deixa os gases de exaustão com alta temperatura.

2.4. TURBULÊNCIA

A turbulência está presente em diversos escoamentos da natureza e na maioria das aplicações de fluidos em engenharia. Quando um fluido passa por um tubo seu comportamento pode ser laminar ou turbulento. Um escoamento laminar é caracterizado por linhas aerodinâmicas suaves e movimento altamente ordenado. Em um escoamento laminar completamente desenvolvido, cada partícula de fluido move-se a uma velocidade axial constante ao longo de uma linha aerodinâmica e o perfil de velocidade se mantém constante na direção do escoamento, não havendo movimento na direção radial nem aceleração. A presença de instabilidades e/ou perturbações pode acionar o fluxo laminar tornando-o turbulento (AHMAD, 2018).

A transição à turbulência se inicia por uma diferença de velocidades em diferentes camadas de um fluido, como mostra a Figura 9.

De acordo com Vedovoto (2016), o escoamento turbulento é caracterizado por ser tridimensional, rotacional, altamente difusivo e dissipativo; e imprevisível, ou seja, não é possível reproduzir o mesmo fenômeno físico duas ou mais vezes. Por isso, existem inúmeras pesquisas relacionadas à turbulência, como o trabalho de Bogey e Bailly (2009) que estudaram os efeitos das condições de saída do bocal de um jato, nos campos de escoamento e som de jatos inicialmente laminares que se tornam turbulentos.

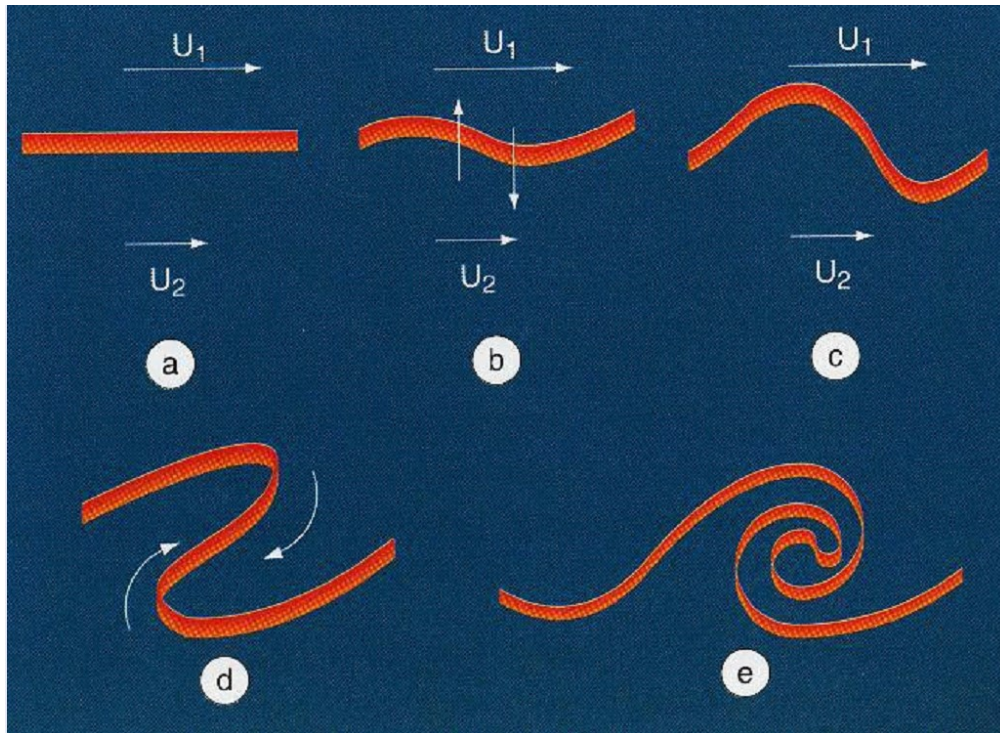


Figura 9 - Origem das estruturas de Kelvin-Helmholtz. (a) napa cisalhante sujeita a duas velocidades diferentes, U_1 e U_2 ; (b) ondulação devido à diferença de velocidade; (c) aumento da amplitude com o tempo; (d) origem de recirculação; (e) estrutura de Kelvin-Helmholtz. Fonte: Vedovoto (2016).

2.5. ANÁLISE DE DESEMPENHO

Para realizar a análise do desempenho de um motor turbopropulsor, é viável analisar primeiramente o desempenho de um motor turbojato e em seguida apresentar as pequenas diferenças existentes entre eles, já que seu comportamento é bastante similar.

2.5.1. MOTOR TURBOJATO

Um motor turbojato é um motor de turbina a gás, ou seja, é basicamente um gerador de gás equipado com um sistema de entrada e saída, como esquematizado na Figura 10.

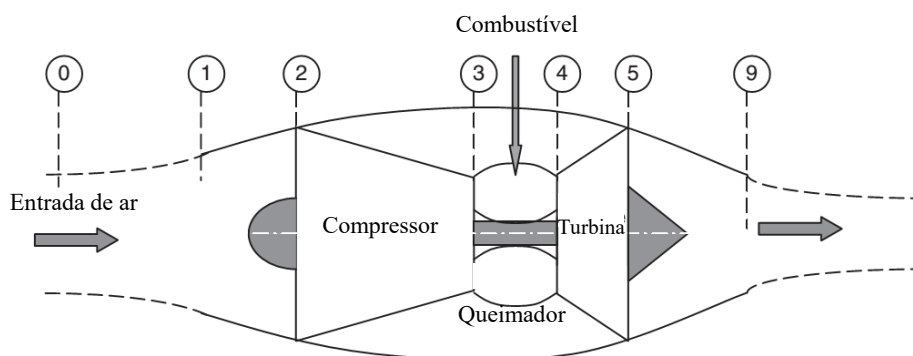


Figura 10 - Desenho esquemático de um motor turbojato. Fonte: Farokhi (2014).

As estações numeradas no motor turbojato são definidas na condição de voo não perturbada, 0, bocal de entrada, 1, entrada do compressor, 2, saída do compressor, 3, saída do queimador, 4, saída da turbina, 5, e o plano de saída do bocal de exaustão, 9.

Ao fluir através do motor, o ar sofre os seguintes processos:

- 0 – 1 O ar é levado para a entrada, geralmente com alguma aceleração ou desaceleração.
- 1 – 2 A velocidade do ar é diminuída conforme o ar é entregue à entrada do compressor, pelo difusor e sistema de dutos.
- 2 – 3 O ar é comprimido num compressor dinâmico.
- 3 – 4 O ar é aquecido pela mistura e queima de ar e combustível.
- 4 – 5 O ar é expandido através da turbina para obter potência para girar o compressor.
- 5 – 9 O ar é acelerado e despejado através do bocal de exaustão.

Para entendimento do processo geral, realizou-se o estudo do caminho termodinâmico do fluido dentro de um turbojato, convenientemente mostrado em um diagrama temperatura-entropia. Porém, convém estudar primeiramente um modelo simplificado e para isso, assume-se que todos os componentes, com exceção dos queimadores, são reversíveis e adiabáticos, que os queimadores podem ser substituídos por aquecedores sem fricção e que as velocidades nas seções 2 a 5 são negligenciáveis. O diagrama $T-s$ para este motor é mostrado na Fig. 11, assumindo o fluido de trabalho como gás perfeito (HILL; PETERSON, 1992).

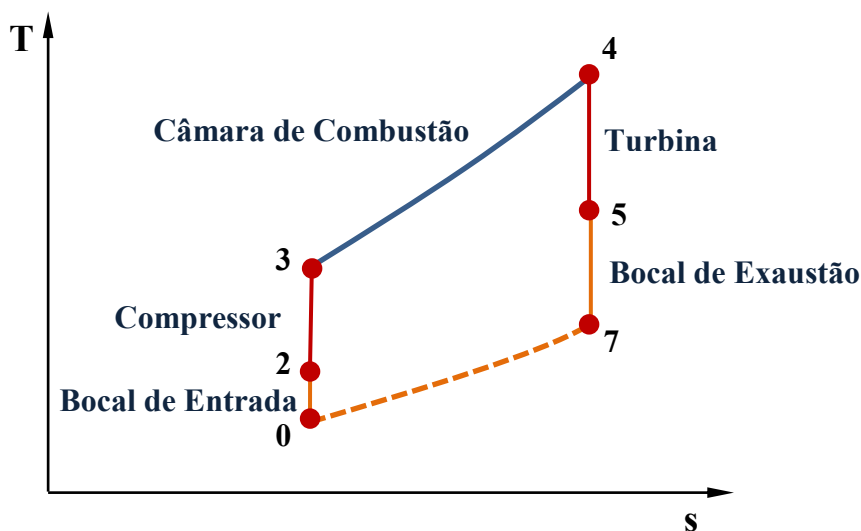


Figura 11 - Ciclo ideal de um Turbo-jato. Fonte: Adaptado de Wikibooks (2018).

De acordo com Hill e Peterson (1992), no caso ideal, a pressão aumenta de 0 a 1 e ainda mais de 1 a 2 com a desaceleração do ar com relação ao motor. Já que a velocidade em 2 é assumida como zero e a desaceleração é isentrópica, p_2 é a pressão de estagnação e T_2 é a temperatura de estagnação nas estações 0, 1 e 2. A energia consumida na compressão de 2 a 3 deve ser fornecida pela turbina em expansão de 4 a 5, consequentemente, se os fluxos-mássicos do compressor e da turbina são iguais, $h_3 - h_2 = h_4 - h_5$, e se o calor específico é constante, as diferenças de temperatura também são iguais. A queda de entalpia de 5 a 7 é proporcional ao quadrado da velocidade de exaustão.

Embora muito simplificado, esse modelo ilustra as funções dos vários componentes e as relações entre eles, mostrando claramente que a produção de energia cinética do fluido de escape é, em certo sentido, um resquício após a energia ter sido extraída do fluido para conduzir o compressor. Um motor real difere do modelo ideal em vários aspectos, primeiro e mais importante, nenhum componente é reversível, apesar de que é razoável assumí-los adiabáticos; segundo que os queimadores não são simples aquecedores e a composição do fluido de trabalho mudará durante os processos de combustão; terceiro que as velocidades do fluido dentro do motor não são negligenciáveis. Se a velocidade do fluido no combustor fossem realmente zero, como requer a combustão à pressão constante, seria impossível ter uma chama estável, já que a chama se propaga em relação ao fluido em altíssimas velocidades. A quarta diferença é que as taxas de fluxo do compressor e turbina podem não ser iguais, já que, por um lado, combustível é adicionado entre eles e por outro lado, o ar pode ser extraído em várias posições com o propósito de resfriamento.

O diagrama temperatura entropia de um motor real, com efeitos irreversíveis razoáveis e temperaturas típicas para uma razão de pressão do compressor de 10, é mostrado na Figura 12.

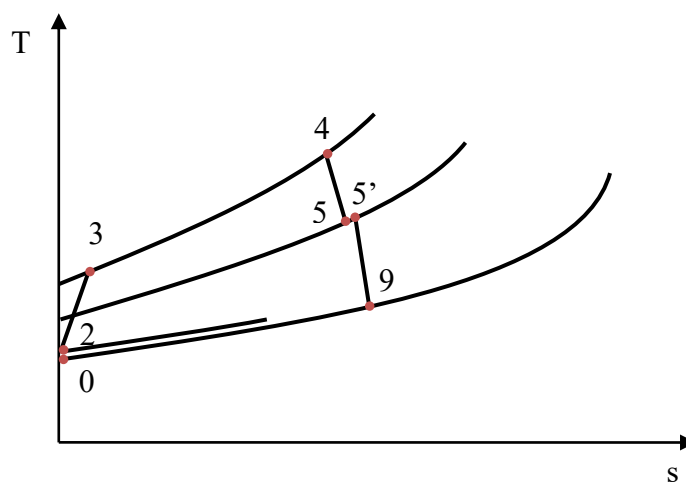


Figura 12 - Diagrama T-s de um turbójato. Fonte: Adaptado de Hill e Peterson (1992).

Ainda de acordo com Hill e Peterson (1992), o processo se inicia com ar atmosférico a h_{t0} , p_{t0} . Em virtude da velocidade relativa entre o ar e o motor, o ar possui uma entalpia de estagnação, h_0 , maior que h_{t0} . Consequentemente, já que não há trabalho ou transferência de calor entre 0 e 2, a entalpia de estagnação é constante na estação 2. O ar é desacelerado externamente de 0 a 1 e, para todos os propósitos práticos, essa desaceleração é um processo isentrópico (a não ser que um choque externo ocorra), portanto, $p_1 = p_0$. De 1 a 2, o ar é desacelerado ainda mais, com um aumento de entropia devido aos efeitos de fricção e com uma queda na pressão de estagnação. De 2 a 3, o ar é comprimido, aumentando a entropia novamente devido a irreversibilidades no processo de compressão. De 3 a 4 combustível é misturado ao ar e a combustão ocorre, com isso, a composição do fluido muda e não deveria haver um caminho contínuo entre eles. Porém, já que as características do fluido não apresentam mudanças significativas, não há dificuldade em mostrar as duas substâncias em diferentes porções do mesmo diagrama. A pressão de estagnação em 4 deve ser menor que em 3, devido à fricção do fluido e por causa da queda na pressão de estagnação devido à adição de calor a velocidade finita.

De 4 a 5 o fluido expande através da turbina, fornecendo energia de eixo igual à entrada de energia de eixo para o compressor (além de perdas mecânicas ou fontes de energia externa). Como não há ocorrência de trabalho nem transferência de calor ao longo da estação 5, a entalpia de estagnação segue constante pelo resto do motor. O estado 5' depende da geometria envolvida, mas $p_{5'}$ deve ser menor que p_5 . A pressão de exaustão, p_{t9} , é geralmente igual à pressão atmosférica p_{t0} , podendo ser diferente se o escoamento de exaustão for supersônico. Se o estado 9 é conhecido, a velocidade, u_9 , pode ser calculada a partir de h_9 .

Para uma dada razão de pressão do compressor, irreversibilidades aumentam a potência requerida pelo compressor ao mesmo tempo em que aumentam a queda de pressão necessária da turbina. Ambos os efeitos diminuem a energia cinética de exaustão, de modo que o desempenho total pode ser muito sensível ao desempenho do compressor e da turbina.

Partindo do fato de que os processos de compressão e expansão em motores turbojato são aproximadamente adiabáticos, podem-se realizar estimativas realistas de desempenho de motor ao definir as eficiências adiabáticas dos componentes como se segue:

- Para o difusor de entrada, uma eficiência adiabática η_d deve ser definida como a razão entre as mudanças de entalpia ideal e real durante o processo difusivo, como mostrado na Eq.01:

$$\eta_d = \frac{h_{2s} - h_0}{h_2 - h_0}. \quad (01)$$

- Para o compressor, uma definição útil de uma eficiência adiabática η_c é a razão entre o trabalho requerido num processo isentrópico e o trabalho requerido num processo real, para a mesma razão de pressão de estagnação e estado de entrada, como mostra a Eq.02:

$$\eta_c = \frac{h_{3s} - h_2}{h_3 - h_2}. \quad (02)$$

- Para a turbina, a eficiência adiabática pode ser definida como a razão entre o trabalho real da turbina e o obtido durante uma expansão isentrópica a mesma pressão de estagnação de exaustão, como se segue na Eq.03:

$$\eta_t = \frac{h_4 - h_5}{h_4 - h_{5s}}. \quad (03)$$

- Para o bocal de exaustão, a eficiência adiabática pode ser definida na Eq.04, como:

$$\eta_n = \frac{h_{5'} - h_9}{h_{5'} - h_{9s}}. \quad (04)$$

Além dessas quatro eficiências adiabáticas, geralmente se utiliza um quinto tipo de eficiência, a eficiência de queima η_b , que é simplesmente a fração de energia química do combustível liberada na câmara de combustão. Para motores bem projetados essas eficiências estarão geralmente na faixa de valores apresentados na Tab. 1.

Tabela 1 - Intervalos das eficiências adiabáticas e eficiência de queima.

Eficiência	Intervalo
Adiabática no Difusor de Entrada	$0,70 < \eta_d < 0,90^*$
Adiabática no Compressor	$0,85 < \eta_c < 0,90,$
Adiabática na Turbina	$0,90 < \eta_t < 0,95,$
Adiabática no Bocal de Exaustão	$0,95 < \eta_n < 0,98,$
De queima na Câmara de Combustão	$0,97 < \eta_b < 0,99.$

* Dependendo fortemente do número de Mach de voo.

É importante ressaltar que essas definições utilizaram os valores de estagnação da entalpia. Usualmente é mais conveniente medir experimentalmente os valores de pressão e temperatura de estagnação, do que os estáticos, num escoamento. Os valores

de estagnação são analiticamente convenientes, já que contém os termos de energia cinética.

2.5.2. MOTOR TURBOPROPULSOR

Os motores turbopropulsores podem exercer uma parte significativa do seu impulso por meio do jato de exaustão quente. A Fig. 13 indica o caminho termodinâmico dos gases quentes expandindo pela turbina de potência e bocal de exaustão, através de um diagrama entalpia-entropia.

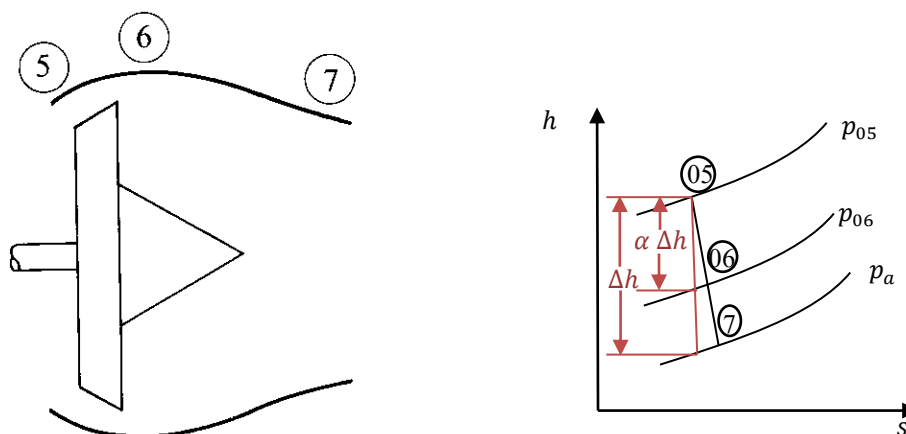


Figura 13 - Diagrama entalpia-entropia para análise da turbina de potência e do bocal de exaustão. Δh é a queda de entalpia disponível em uma turbina de potência e bocal de exaustão ideais (isentrópicos). α é a fração de Δh que seria usada por uma turbina isentrópica tendo a razão de pressão de estagnação real. η_{pt} , η_n são, respectivamente, as eficiências adiabáticas da turbina de potência e do bocal de exaustão. η_g , η_{pr} são, respectivamente, as eficiências da caixa de engrenagens e da hélice. Fonte: Adaptado de Hill e Peterson (1992).

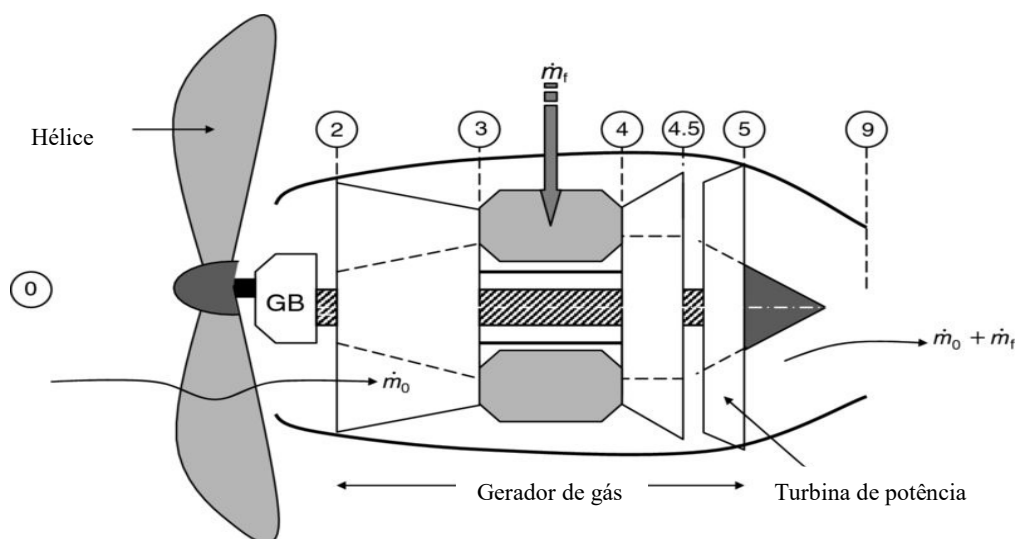


Figura 14 - Desenho esquemático de um motor turbopropulsor com números de estação identificados. Fonte: Farokhi (2014).

A avaliação de desempenho é realizada em cada estação do motor turbopropulsor (Figura 14). Para essa avaliação, foram utilizadas as equações de Farokhi (2014) para os cálculos das variáveis temperatura e pressão:

- **Estação 0**

Para o cálculo da velocidade utilizou-se a Eq. 05.

$$V_0 = M_0 \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{pc} T_0}. \quad (05)$$

E para o cálculo da temperatura total e da pressão total foram utilizadas as Eqs. 06 e 07, respectivamente.

$$T_{t0} = T_0 \left[1 + \frac{(\gamma - 1) M_0^2}{2} \right], \quad (06)$$

$$p_{t0} = p_0 \left[1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right]^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}, \quad (07)$$

onde γ é a razão de calores específicos e γ_c é a razão de calores específicos para a seção fria.

- **Estação 2 – Difusor**

Pode-se considerar a Estação do *inlet* como adiabática, tem-se, então a Eq. 08:

$$T_{t2} = T_{t0}. \quad (08)$$

Para a pressão total, tem-se a Eq.09:

$$\pi_d = \frac{p_{t2}}{p_{t0}}. \quad (09)$$

- **Estação 3 – Compressor**

Para a pressão total, tem-se a Eq.10:

$$\pi_c = \frac{p_{t3}}{p_{t2}}. \quad (10)$$

Para a temperatura total, tem-se a Eq.11:

$$\tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c e_c}}. \quad (11)$$

- **Estação 4 – Queimador**

A pressão total é dada pela Eq.12:

$$\pi_b = \frac{p_{t4}}{p_{t3}}. \quad (12)$$

A temperatura total é dada pela Eq.13:

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt}T_{t4}}{c_{pc}T_0}. \quad (13)$$

- **Relação combustível-ar f**

Após a Estação 4 é possível calcular a relação combustível-ar f e ela é dada pela Eq.14:

$$f = \frac{h_{t4} - h_{t3}}{Q_R \eta_b - h_{t4}}, \quad (14)$$

onde $h_{ti} = c_{pt}T_{ti}$.

- **Estação 4,5 – Saída da Turbina**

Para a Estação 4,5 tem-se a relação da Eq.15:

$$\eta_{mHPT}(1 + f)(h_{t4} - h_{t4.5}) = h_{t3} - h_{t2}. \quad (15)$$

- **Estação 5 – Entrada do Bocal de Exaustão**

Para a temperatura total pode-se usar a relação da Eq.16:

$$c_{pc}(T_{t3} - T_{t2}) = \eta_m(1 + f)c_{pt}(T_{t4} - T_{t5}). \quad (16)$$

Para a pressão total, tem-se a Eq.17:

$$\pi_t = \frac{p_{t5}}{p_{t4}} = \tau_t^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1)e_t}}. \quad (17)$$

- **Estação 9 – Saída do Bocal de Exaustão**

A pressão total e a temperatura total são dadas pelas Eqs. 18 e 19, respectivamente:

$$\pi_n = \frac{p_{t9}}{p_{t5}}, \quad (18)$$

$$\tau_n = \frac{T_{t9}}{T_{t5}}. \quad (19)$$

Para encontrar a velocidade de entrada dos gases no bocal de exaustão (estação 5), foi realizado um cálculo iterativo utilizando as propriedades de um fluxo isentrópico.

A massa específica inicial é dada pela Eq.20:

$$\rho_0 = \frac{p_{t5}}{RT_{t5}}, \quad (20)$$

onde R é a constante universal dos gases perfeitos, uma constante física que relaciona a quantidade de um gás (medida em número de moléculas) com a pressão e a temperatura, correspondente a $R = 287,053$ para o ar.

A velocidade inicial é dada pela Eq.21:

$$V_0 = \frac{\dot{m}_5}{\rho_0 A}, \quad (21)$$

onde A é a área de entrada do bocal, correspondente a $A = 0.0362 \text{ m}^2$, e \dot{m}_5 é o fluxo mássico da estação 5, correspondente a $\dot{m}_5 = 2.289 \text{ kg/s}$.

O número de Mach inicial é dado pela Eq.22:

$$M_0 = \frac{V_0}{a}, \quad (22)$$

onde a é a velocidade do som, correspondente a $a = 316 \text{ m/s}$ @ 20000 pés.

Na sequência, calcula-se:

1. A pressão estática pela Eq.23:

$$p_i = \frac{p_{t_{i-1}}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{i-1}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}. \quad (23)$$

2. A temperatura estática, da Eq.24:

$$T_i = \frac{T_{t_{i-1}}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{i-1}^2}. \quad (24)$$

3. A atualização da massa específica se dá pela Eq.25:

$$\rho_i = \frac{p_i}{RT_i}. \quad (25)$$

4. A atualização da velocidade se dá pela Eq.26:

$$V_i = \frac{\dot{m}_5}{\rho_i A}. \quad (26)$$

5. A atualização do número de Mach se dá pela Eq.27:

$$M_i = \frac{V_i}{a}. \quad (27)$$

6. A atualização da pressão total se dá pela Eq.28:

$$p_{t_i} = p_i * \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{i-1}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}. \quad (28)$$

7. A atualização da temperatura total se dá pela Eq.29:

$$T_{t_i} = T_i * \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{i-1}^2\right). \quad (29)$$

A velocidade angular da turbina é de 3317 rad/s, valor correspondente a 96% da rotação máxima de 33000 rpm. A partir dela, consegue-se calcular, utilizando a Eq.30, a velocidade tangencial:

$$V_t = \omega \cdot R, \quad (30)$$

onde V_t é a velocidade tangencial da turbina, ω é a velocidade angular da turbina e R é o raio da turbina ($R = 0,1293 \text{ m}$).

2.6. COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Computational Fluid Dynamics (CFD) é o uso da matemática aplicada, da física e do software computacional para visualizar como flui um gás ou um líquido, bem como a forma como o gás ou o líquido afeta objetos à medida que circulam. A dinâmica de fluidos computacional é baseada nas equações de Navier-Stokes, as quais descrevem como a velocidade, a pressão e a densidade de um fluido móvel estão relacionadas.

Utilizada desde o início do século 20, muitas pessoas estão familiarizadas com o CFD como uma ferramenta para analisar o fluxo de ar em torno de carros e aeronaves. Este software requer informações sobre o tamanho, conteúdo e layout do banco de dados, utilizando essas informações para criar um modelo matemático 3D em uma grade que pode ser girada e visualizada de diferentes ângulos (TECHTARGET, 2018).

3. METODOLOGIA

3.1. BOCAL DE EXAUSTÃO DO MOTOR TURBOPROPULSOR PT6A-34

Nesta seção é apresentado o desenho técnico do projeto. E para realização do desenho em 3D do bocal de exaustão do motor turbopropulsor PT6A-34, utilizou-se a Fig.10 como base no software CATIA V5R21.

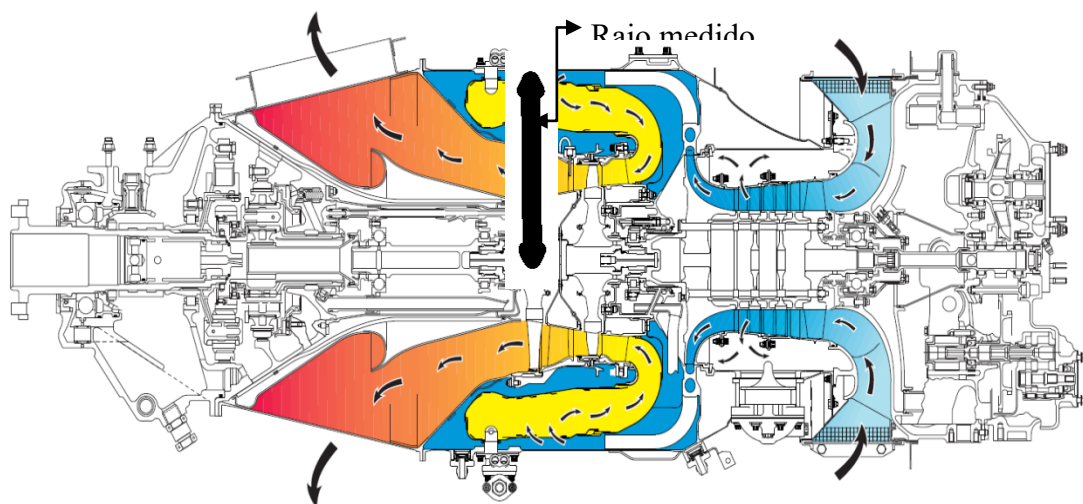


Figura 15 - Diagrama com vista cortada do motor PT6A-34 com fluxo de ar. Fonte: Laboratório de Engenharia Aeronáutica – UFU.

O escalonamento foi realizado por meio da medição do perímetro da maior seção do motor disponível no Laboratório de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia. A partir dele, foi possível descobrir o raio da seção (Figura 15) e, com a medida do raio no desenho, calcular a escala.

Foram utilizadas três configurações diferentes do conjunto cubo-tubo de exaustão para realização das simulações. A primeira configuração apresenta a parte interna como mostrada na Fig.15, com o tubo de exaustão com seção única, como mostra a Fig.16.

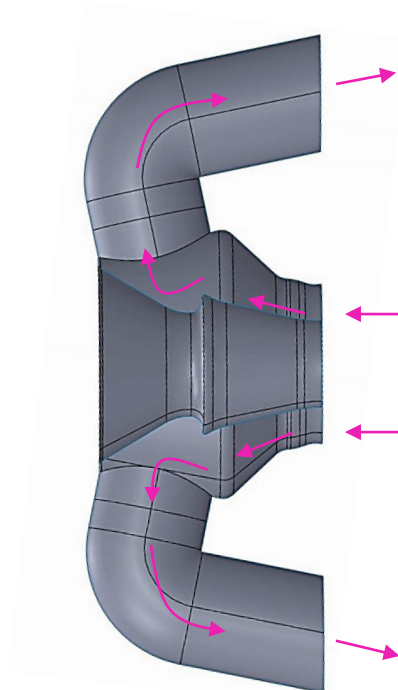


Figura 16 - Vista em corte da configuração 1 do conjunto de exaustão do motor, mostrando o fluxo dos gases.
Fonte: Autoral.

A segunda configuração apresenta a parte interna como mostrada na Fig.15, com o tubo de exaustão com multiseções (afilado), como mostra a Fig.17.

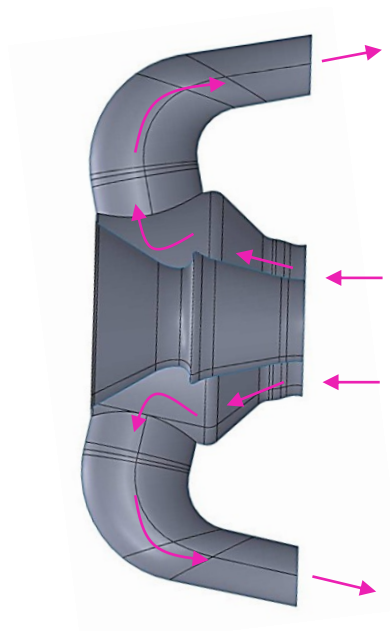


Figura 17 - Vista em corte da configuração 2 do conjunto de exaustão do motor, mostrando o fluxo dos gases.
Fonte: Autoral.

A terceira configuração apresenta a parte interna reta, com o tubo de exaustão com multiseções (afilado), como mostra a Fig.18.

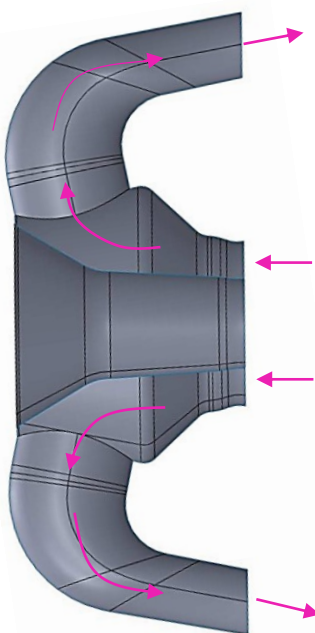


Figura 18 - Vista em corte da configuração 3 do conjunto de exaustão do motor, mostrando o fluxo dos gases.
Fonte: Autoral.

No apêndice A, é possível visualizar o projeto, com as dimensões e montagem das partes analisadas do bocal de exaustão do motor turbopropulsor.

3.2. Fluids3D

3.2.1. MODELAGEM MATEMÁTICA E COMPUTACIONAL

A estrutura computacional e matemática utilizada para prosseguir com a simulação numérica será mostrada brevemente. Caso haja interesse por parte do leitor de uma apresentação mais detalhada, a mesma poderá ser encontrada em Vedovoto et al, 2014. O método envolve a solução numérica de equações diferenciais parciais (LES solver) juntamente com equações diferenciais estocásticas (PDF solver), utilizando uma abordagem híbrida em que a metodologia LES é acoplada com o transporte da função de densidade de probabilidade escalar (PDF) para descrever os casos reativos. Para simular a equação de transporte modelada do PDF a partir da modelagem LES, as variáveis filtradas Eulerianas são avaliadas enquanto as equações diferenciais estocásticas (SDE) são resolvidas usando partículas nocionais Lagrangianas. O último produz as estatísticas pontuais de uma única vez das flutuações escalares da escala de submalha e, portanto, fornece o solucionador de LES com a taxa de reação química filtrada correspondente.

Para definir as equações filtradas, utilizam-se as seguintes suposições simplificadoras: (a) considera-se o fluido como Newtoniano, (b) as forças do corpo, transporte de calor por radiação e os efeitos de Soret e Dufour não são abordados, (c) o modelo é desenvolvido para escoamentos com baixo número de Mach, (d) considera-se

valores unitários para o número de Lewis e coeficientes de difusão iguais para todas as espécies, (e) as perdas por calor são negligenciadas. O modelo matemático considera fluxos reativos de densidade variável com multi-espécies, no qual as variáveis primárias transportadas são a densidade (ρ), os três componentes de velocidade (u_i), a entalpia específica (h) e as frações mássicas (Y_k) das K espécies químicas ($k = 1, \dots, K$). As equações filtradas de balanceamento são apresentadas nas Eqs. 31, 32, 33 e 34, respectivamente.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0, \quad (31)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{T}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}^{SGS}}{\partial x_j} \quad (32)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{\phi}_\alpha}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{\phi}_\alpha}{\partial x_j} = \frac{\partial \bar{Q}_{\alpha,j}}{\partial x_j} - \frac{\partial Q_{\alpha,j}^{SGS}}{\partial x_j} + S_\alpha, \quad (33)$$

$$P = P_0(t) + p(x, t) \quad (34)$$

onde a variável ϕ_α é a fração mássica de uma espécie química ou a entalpia da mistura, $x_i, i = 1, 2, 3$ são as coordenadas espaciais e t é o tempo. $T_{ij} = \tau_{ij} - p\delta_{ij}$ é o tensor de restrições mecânicas, incluindo as contribuições deviatóricas (tensões de cisalhamento τ_{ij}) e esféricas (pressão $p\delta_{ij}$), enquanto $Q_{\alpha,j}$ é o componente do fluxo de difusão molecular do escalar α na direção j . $\tau_{ij}^{SGS} = (\bar{\rho} u_i u_j - \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j)$ é o tensor de tensão da escala de submalha (SGS) e $Q_{\alpha,j}^{SGS} = (\bar{\rho} u_i \phi_\alpha - \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{\phi}_\alpha)$ representa os componentes de fluxo escalar SGS. Finalmente, o último termo no lado direito da Eq.32, \bar{S}_α , denota a taxa de reação filtrada. A equação de estado (Eq.33) completa o sistema, com $P_0(t)$ sendo a pressão termodinâmica.

Os fluxos de momento não resolvidos são expressos de acordo com a suposição de Boussinesq, $\tau_{ij}^{SGS} - \delta_{ij} \tau_{kk}^{SGS}/3 = 2\mu_{SGS}(\tilde{S}_{ij} - \delta_{ij} \tilde{S}_{kk}/3)$, onde μ_{SGS} é a viscosidade SGS e $\tilde{S}_{ij} = (\partial \tilde{u}_i / \partial x_j + \partial \tilde{u}_j / \partial x_i)/2$ é o tensor da taxa de deformação do campo resolvido. Assumindo que as escalas menores estão em equilíbrio, de modo que a produção e dissipação de energia estão balanceadas, a viscosidade turbulenta μ_{SGS} é obtida pelo fechamento de Smagorinsky, o que leva a $\mu_{SGS} = \bar{\rho}(C_s \Delta)^2 |\tilde{S}| = \bar{\rho}(C_s \Delta)^2 (2\tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij})^{1/2}$, onde C_s é a constante de Smagorinsky. É sabido que esse fechamento pode ser excessivamente dissipativo, especialmente perto das paredes, o que é corrigido utilizando uma função de amortecedor Driest. Finalmente, o fluxo escalar SGS é representado por uma lei de gradiente, $Q_{\alpha,j} = -\bar{\rho} \Gamma_{SGS} \partial \tilde{\phi}_\alpha / \partial x_j$, onde $\tilde{\phi}_\alpha$ é o campo escalar resolvido e Γ_{SGS} denota o coeficiente de difusão submalha, avaliado na forma $\Gamma_{SGS} = \bar{\rho}(C_s \Delta)^2 |\tilde{S}| / Sc_{SGS}$ com Sc_{SGS} sendo o número de Schmidt de uma escala submalha turbulenta.

3.2.2. MODELO NUMÉRICO

Essa seção mostra as ferramentas essenciais do solucionador numérico utilizado para realizar as simulações numéricas aqui apresentadas. O leitor pode se referir a Vedovoto et al. (2011) para mais informações sobre o solucionador Euleriano.

O solucionador numérico das equações de Navier-Stokes (NSE) é baseado em uma discretização tridimensional, conservativa, escalonada e de volume finito. Neste trabalho, um esquema completamente implícito é utilizado, o que requer uma solução numérica de um grande sistema algébrico; o Procedimento Modificado Altamente Implícito (MSIP) é utilizado para esse propósito.

Nos escoamentos de baixo número de Mach em consideração, a densidade é determinada exclusivamente pelos campos de temperatura e pressão P_0 . A equação de energia realiza o papel de uma restrição adicional no campo de velocidades, o que é reforçado pela pressão dinâmica. Essa restrição age na divergência do campo de velocidades e é relacionado à derivada total da densidade, como se vê em Vedovoto et al (2011). Uma vez que a correção da pressão é avaliada, o campo de velocidades pode ser atualizado.

Para representar as derivadas espaciais, as simulações numéricas apresentadas são conduzidas com um esquema de diferença central (CDS). A integração do tempo é realizada utilizando o esquema de diferença inversa (BDF) com um valor de número CFL definido como 0,5. Mais informações sobre os processos de discretização disponíveis, assim como a verificação do código numérico desenvolvido pode ser encontrado em Vedovoto et al (2011).

4. RESULTADOS

Nesta seção serão apresentados os resultados das simulações realizadas com o software Fluids3D. As análises foram realizadas com o software ParaView. Nas Figs.19, 20 e 21 observa-se o domínio computacional e as condições de contorno impostas das configurações 1, 2 e 3, respectivamente, do conjunto cubo-tubo de exaustão. O domínio computacional varia de 0 a 0,5 em x, de 0 a 0,6 em y e de 0 a 1,2 em z e as condições de contorno impostas são a velocidade angular da turbina, a velocidade de escoamento do fluido $V = 138.04$ m/s, obtida com as equações Eq.23 a Eq.29, e a velocidade tangencial da turbina $V_t = 428,98$ m/s, obtida pela Eq.30.

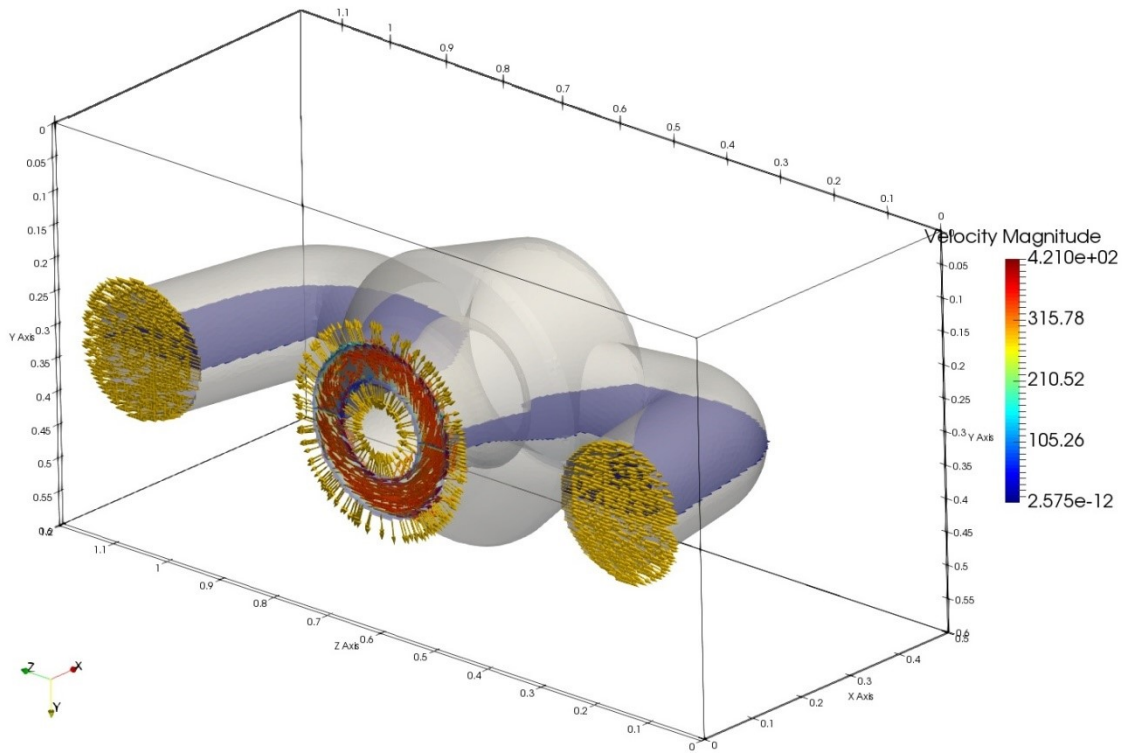


Figura 19 - Domínio e condições de contorno da configuração 1 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.

Time: 0.000018

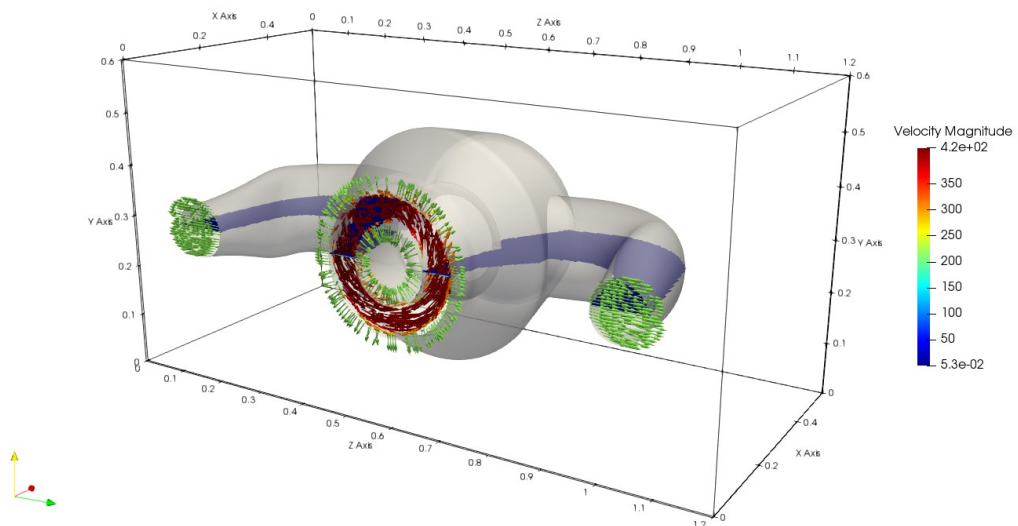


Figura 20 - Domínio e condições de contorno da configuração 2 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.

Time: 0.000018

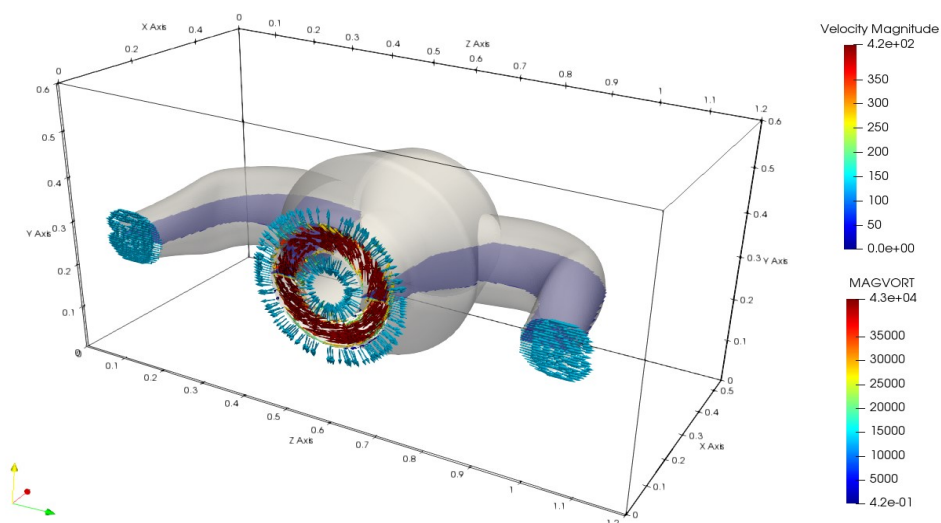


Figura 21 - Domínio e condições de contorno da configuração 3 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.

A seguir serão apresentados os resultados para cada configuração.

4.1. CONFIGURAÇÃO BOCAL DE EXAUSTÃO 1

Observa-se na Fig. 22 que o escoamento no cubo de exaustão inicia-se rotacional devido ao escoamento rotativo proveniente da turbina. Nota-se, também, que a magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão é da ordem de aproximadamente 325 m/s, o que é esperado devido à combinação da velocidade do escoamento e da velocidade tangencial da turbina.

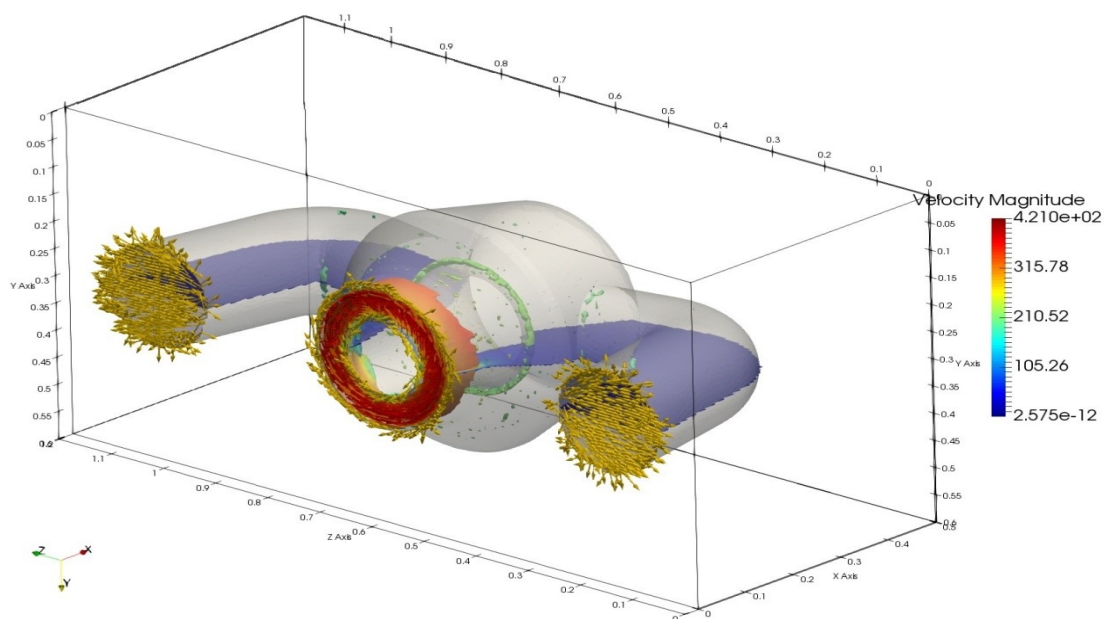


Figura 22 – Magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão de configuração 1. Fonte: Autoral.

Nota-se através da Fig.23 que conforme o desenvolvimento do escoamento no bocal ocorre ele mantém-se rotacional, mas a velocidade decai, resultado da interação do fluido com as paredes.

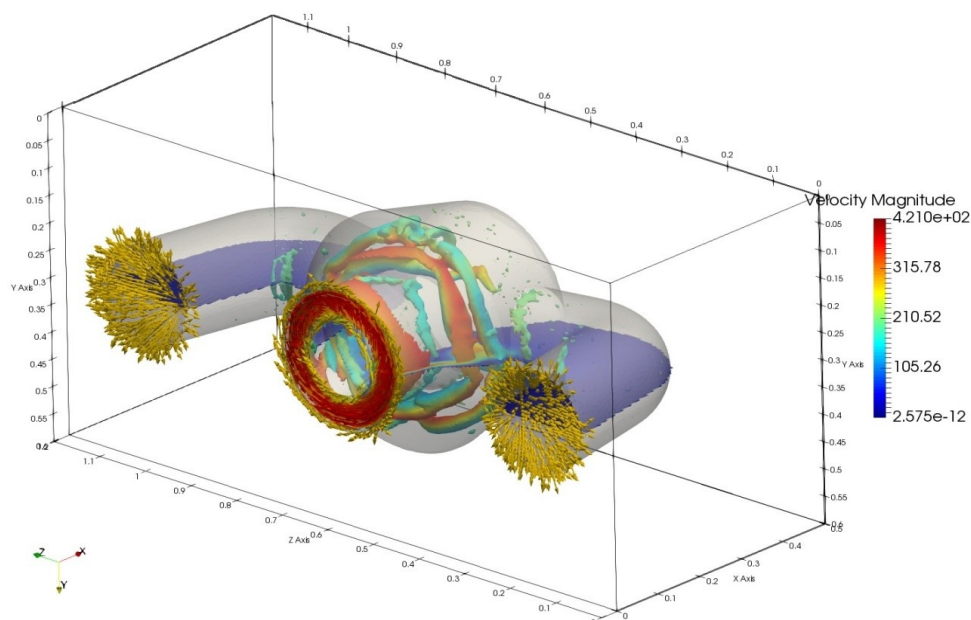


Figura 23 – Magnitude da velocidade do escoamento durante o seu desenvolvimento no cubo de exaustão da configuração 1 do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.

Os gases entram no tubo de exaustão em movimento rotacional no sentido anti-horário, com a magnitude da velocidade da ordem de aproximadamente 200 m/s, como visto na Figura 24.

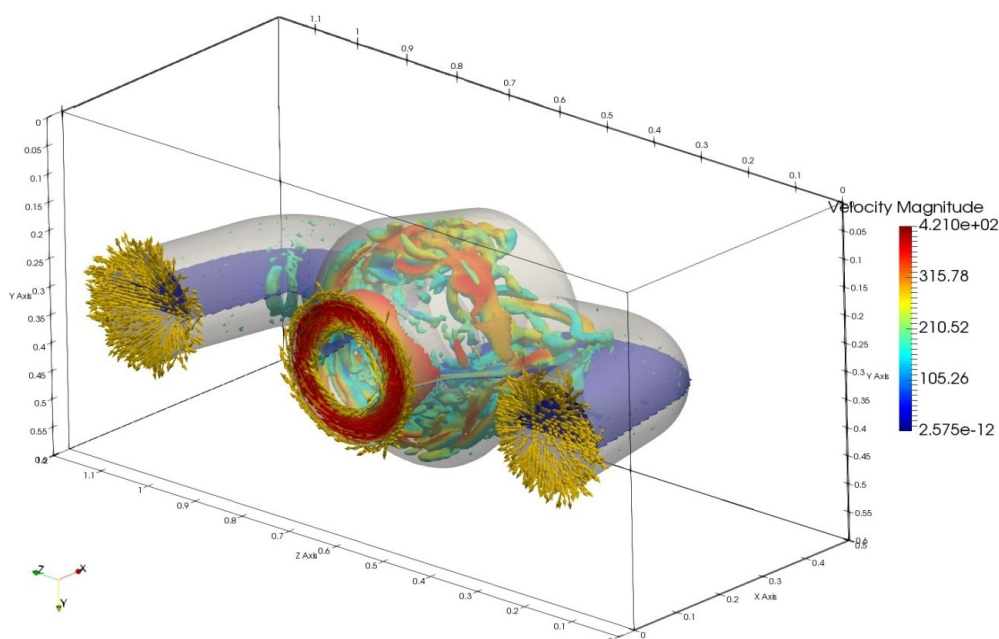


Figura 24 – Magnitude da velocidade do escoamento ao entrar no tubo de exaustão da configuração 1 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

Observa-se então, na Fig.25, que o escoamento continua rotacionando no sentido anti-horário dentro do tubo de exaustão direito. Já no tubo de exaustão esquerdo, devido à interação com as paredes do mesmo, o escoamento inverte seu sentido, rotacionando no sentido horário.

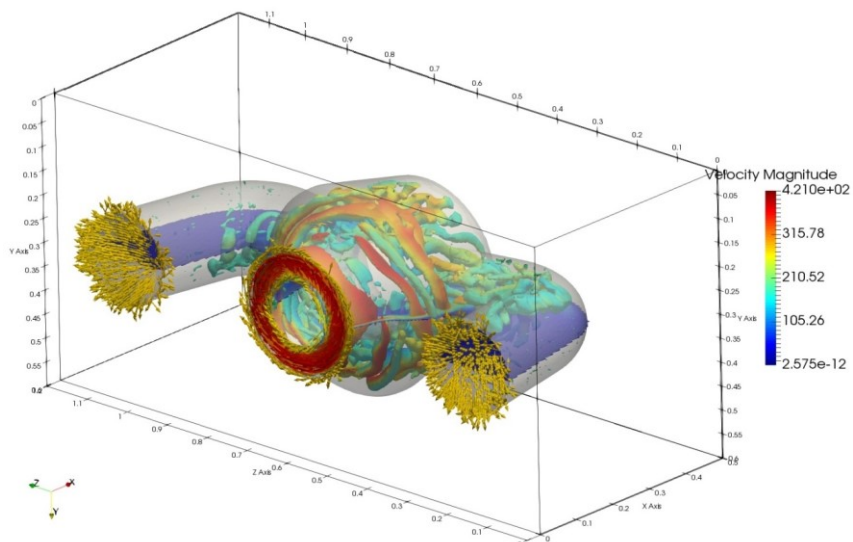


Figura 25 - Magnitude da velocidade do escoamento em desenvolvimento no tubo de exaustão da configuração 1 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

Na Fig.26, observa-se o escoamento completamente desenvolvido em todo o conjunto de exaustão. É possível perceber que o escoamento é rotacional por toda a extensão do conjunto, resultado do movimento rotativo da turbina. Além disso, observa-se que a magnitude da velocidade do escoamento mantém-se alta no bocal de exaustão, sofrendo uma pequena redução ao adentrar o tubo de exaustão, mantendo-se praticamente constante até sair do mesmo.

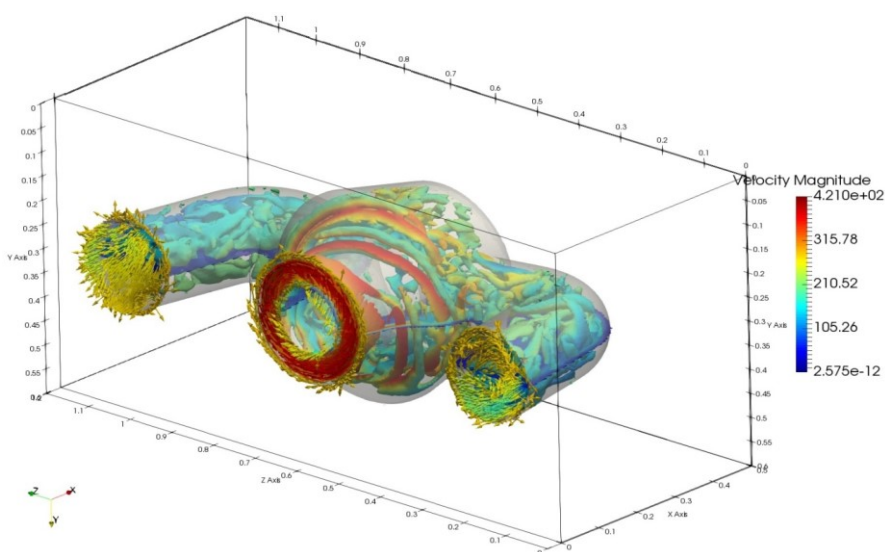


Figura 26 - Magnitude da velocidade do escoamento completamente desenvolvido da configuração 1 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

4.2. CONFIGURAÇÃO BOCAL DE EXAUSTÃO 2

Da Fig.27 pode-se observar que o escoamento inicia-se rotacional, devido ao escoamento rotativo proveniente da turbina. Além disso, a magnitude da velocidade é da ordem de 325 m/s, resultado da interação da velocidade do escoamento e da velocidade tangencial da turbina.

Time: 0.000501

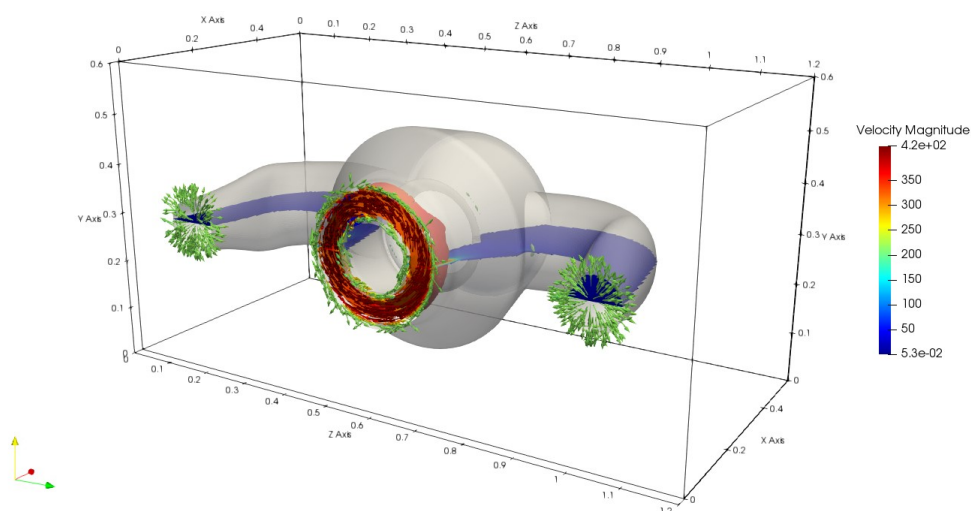


Figura 27 - Magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão de configuração 2. Fonte: Autoral.

Novamente observa-se que o escoamento se mantém rotacional conforme se desenvolve dentro do bocal, com pequena queda na magnitude da velocidade, como pode ser visto na Figura 28.

Time: 0.002506

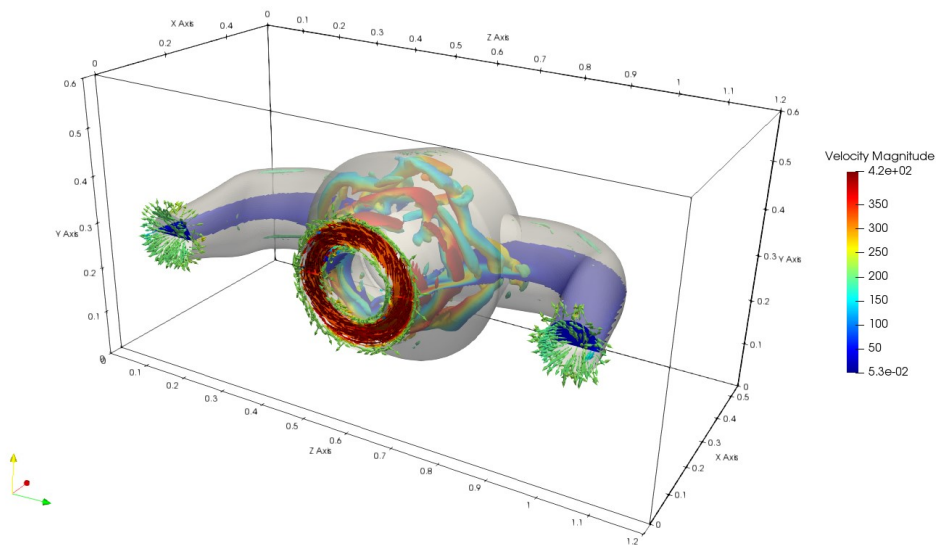


Figura 28 - Magnitude da velocidade do escoamento durante o seu desenvolvimento no cubo de exaustão da configuração 2 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

Os gases adentram os tubos de exaustão com movimento rotacional no sentido anti-horário, conforme visto na Figura 29. Nota-se que a magnitude da velocidade na entrada dos tubos é da ordem de 200 m/s. Além disso, é possível observar que o sentido de rotação do escoamento no tubo direito continua sendo anti-horário e no tubo esquerdo, devido à interação com a parede, torna-se horário.

Time: 0.007518

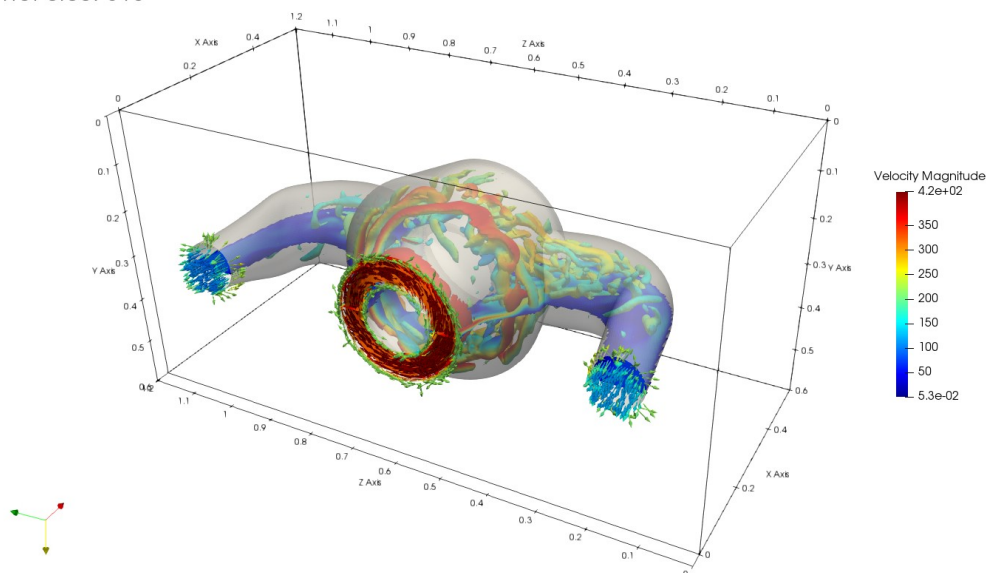


Figura 29 - Magnitude da velocidade do escoamento no tubo de exaustão da configuração 2 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

No detalhe da Fig. 30 pode-se visualizar melhor essa inversão e o sentido do escoamento ao longo do bocal e dos tubos de exaustão.

Time: 0.007518

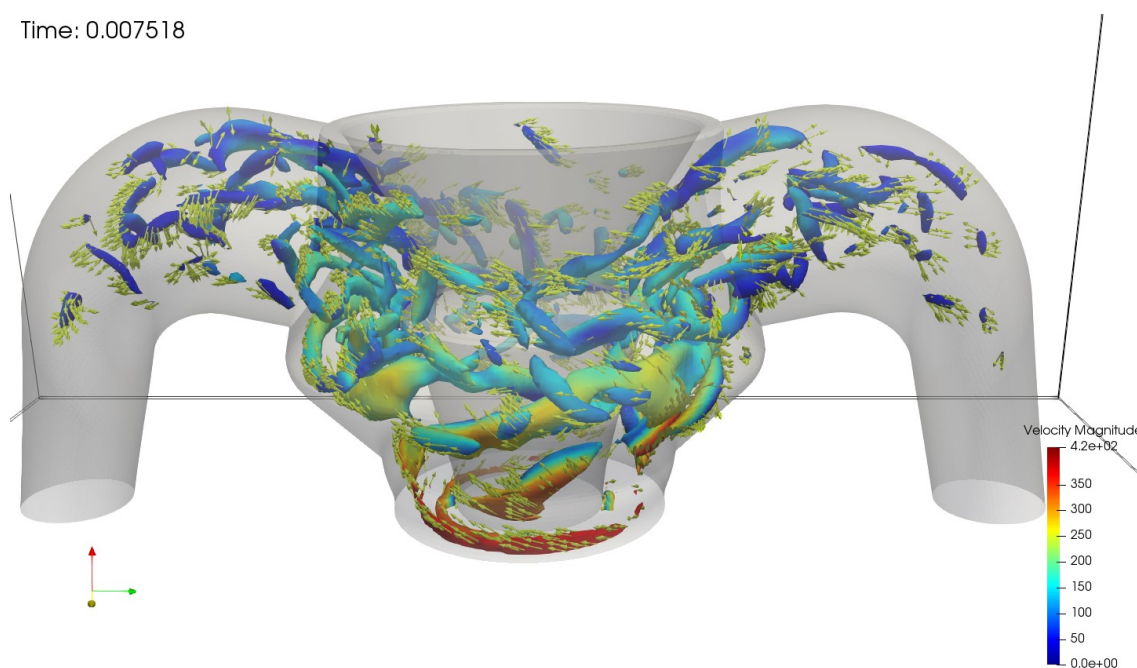


Figura 30 - Detalhe da direção do escoamento ao longo do conjunto bocal de exaustão 2. Fonte: Autoral.

Na Fig.31, observa-se o escoamento completamente desenvolvido em todo o conjunto de exaustão. É possível perceber que o escoamento é rotacional por toda a extensão do conjunto, resultado do movimento rotativo da turbina. Além disso, observa-se que a magnitude da velocidade do escoamento mantém-se alta no bocal de exaustão, sofrendo uma redução drástica dentro do tubo de exaustão, reduzindo a velocidade dos gases até a saída e tornando o escoamento mais linear.

Time: 0.268130

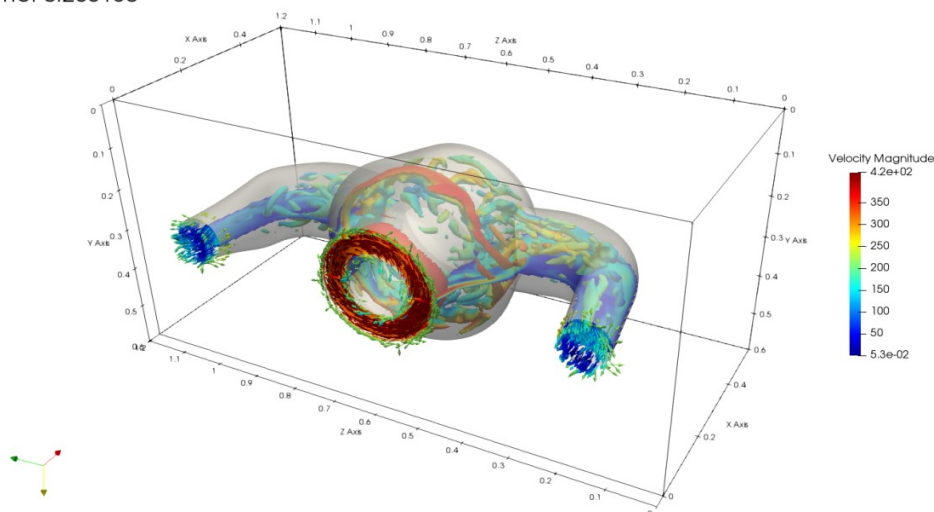


Figura 31 – Magnitude da velocidade do escoamento completamente desenvolvido da configuração 2 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

4.3. CONFIGURAÇÃO BOCAL DE EXAUSTÃO 3

Da Fig.32 pode-se observar que o escoamento inicia-se rotacional, devido ao escoamento rotativo proveniente da turbina. Além disso, a magnitude da velocidade é da ordem de 325 m/s, resultado da interação da velocidade do escoamento e da velocidade tangencial da turbina.

Time: 0.000501

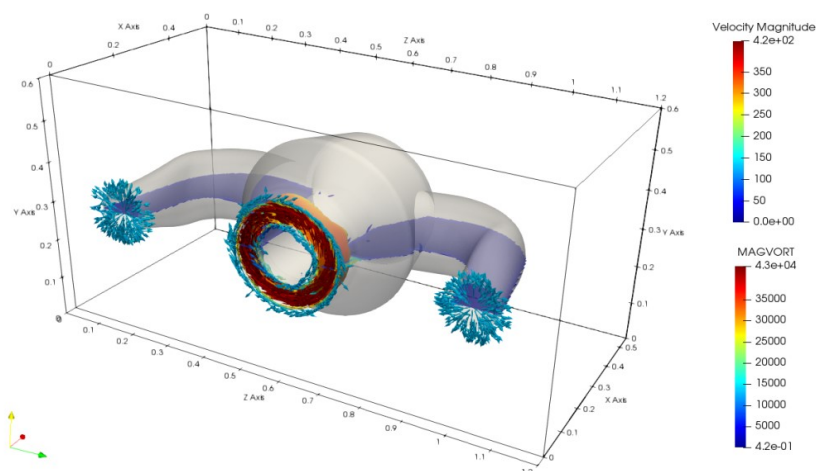


Figura 32 - Magnitude da velocidade na entrada do bocal de exaustão de configuração 3. Fonte: Autoral.

Novamente, observa-se que o escoamento se mantém rotacional conforme se desenvolve dentro do bocal, com pequena queda na magnitude da velocidade, como pode ser visto na Figura 33.

Time: 0.002506

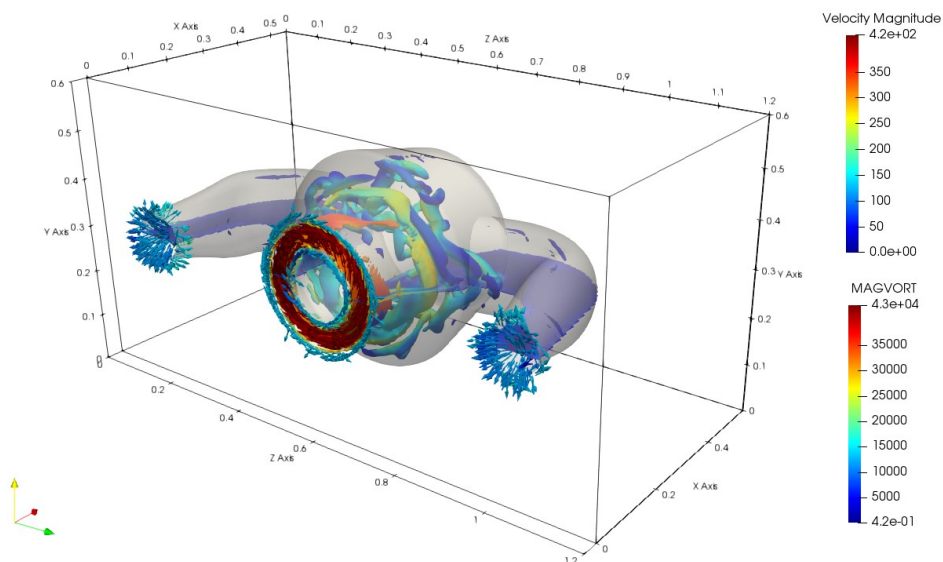


Figura 33 - Magnitude da velocidade do escoamento durante o seu desenvolvimento no cubo de exaustão da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

Os gases adentram os tubos de exaustão com movimento rotacional no sentido anti-horário, conforme visto na Figura 34. Nota-se que a magnitude da velocidade na entrada dos tubos é da ordem de 200 m/s.

Time: 0.004007

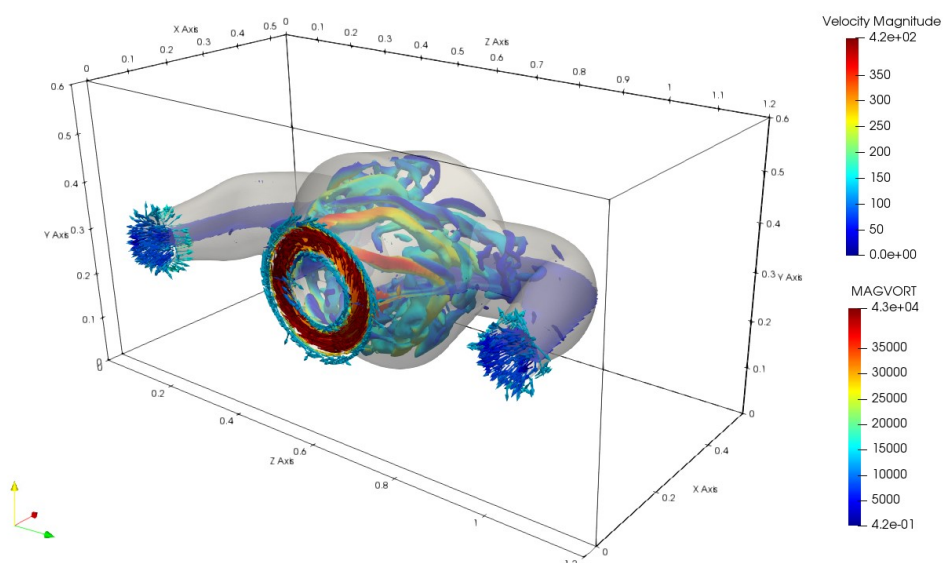


Figura 34 - Magnitude da velocidade do escoamento ao entrar no tubo de exaustão da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

É possível observar, da Fig.35 que o sentido de rotação do escoamento no tubo direito continua sendo anti-horário e no tubo esquerdo, devido à interação com a parede, torna-se horário.

Time: 0.007514

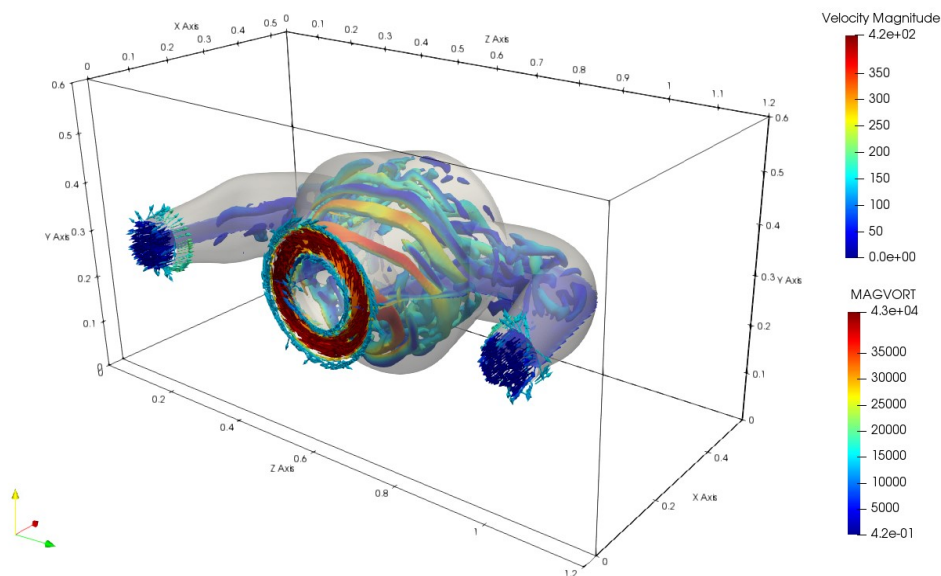


Figura 35 – Magnitude da velocidade do escoamento em desenvolvimento no tubo de exaustão da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

No detalhe da Fig. 36 pode-se visualizar melhor essa inversão e o sentido do escoamento ao longo do bocal e dos tubos de exaustão.

Time: 0.007514

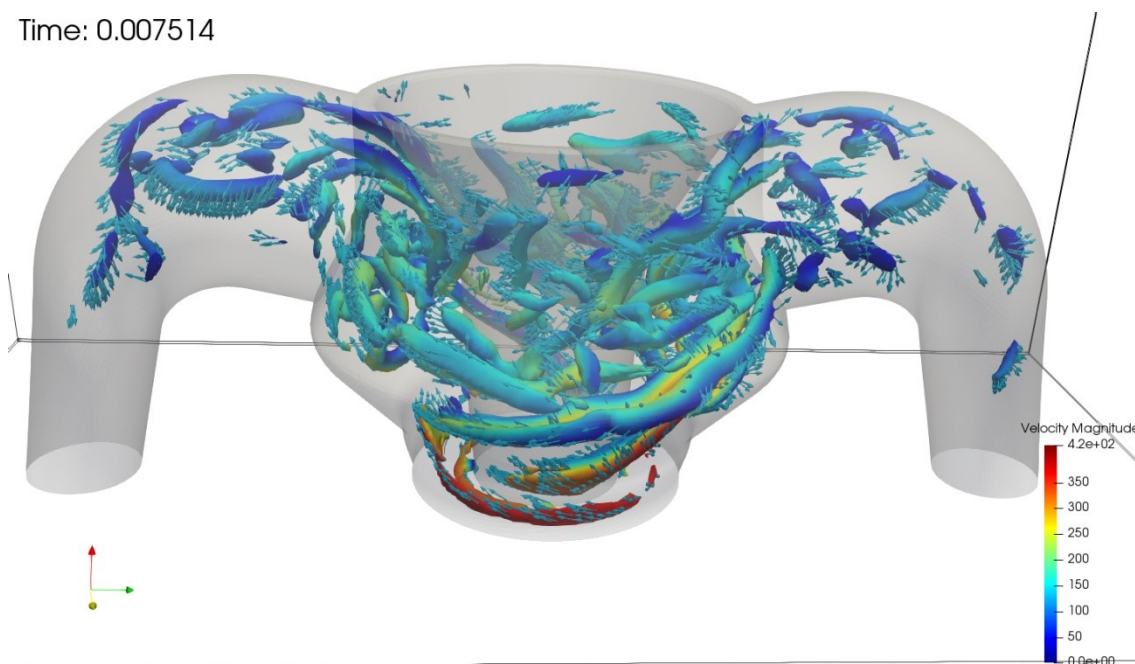


Figura 36 - Detalhe da direção do escoamento ao longo do conjunto bocal de exaustão 2. Fonte: Autoral.

Na Fig.37, observa-se o escoamento completamente desenvolvido em todo o conjunto de exaustão. É possível ver que o escoamento é rotacional por toda a extensão do conjunto, resultado do movimento rotativo da turbina. Além disso, observa-se que a magnitude da velocidade do escoamento mantém-se alta no bocal de exaustão, sofrendo uma redução drástica dentro do tubo de exaustão, reduzindo a velocidade dos gases até a saída e tornando o escoamento mais linear.

Time: 0.253010

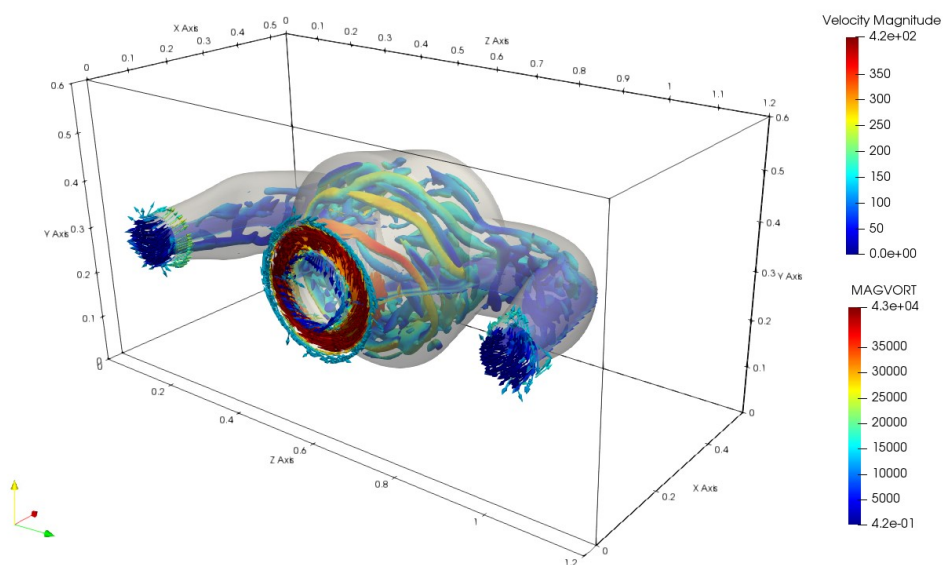


Figura 37 - Magnitude da velocidade do escoamento completamente desenvolvido da configuração 3 do conjunto de exaustão. Fonte: Autoral.

4.4. COMPARATIVO ENTRE AS CONFIGURAÇÕES 2 E 3 DO BOCAL DE EXAUSTÃO

Ao observar a Fig. 38, pode-se notar que devido ao formato interno do cubo de exaustão com a presença de uma reentrância ocorre uma recirculação com vorticidade alta, a qual é responsável pela expulsão dos gases do cubo para o tubo de exaustão. Já ao observar a Fig.39, nota-se que essa recirculação ocorre com menor intensidade, já que a estrutura interna é reta, fazendo com que os gases não sejam forçados na mesma intensidade a entrar no tubo de exaustão, tornando o escoamento lento e dificultando a exaustão dos gases.

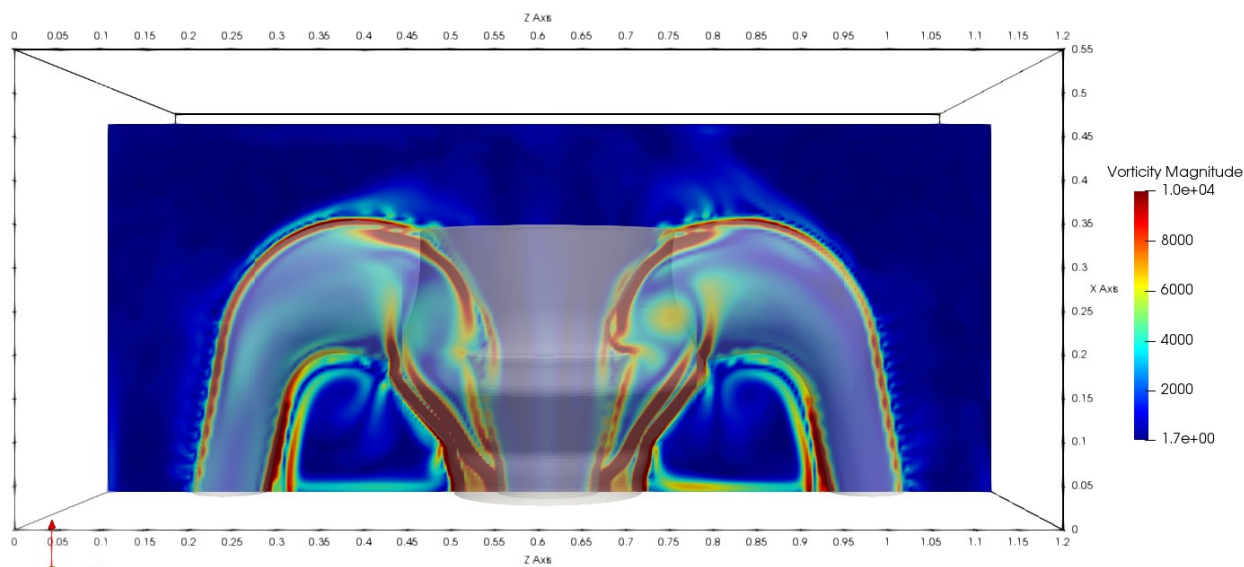


Figura 38 - Magnitude da vorticidade apresentada na configuração 2 do conjunto do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.

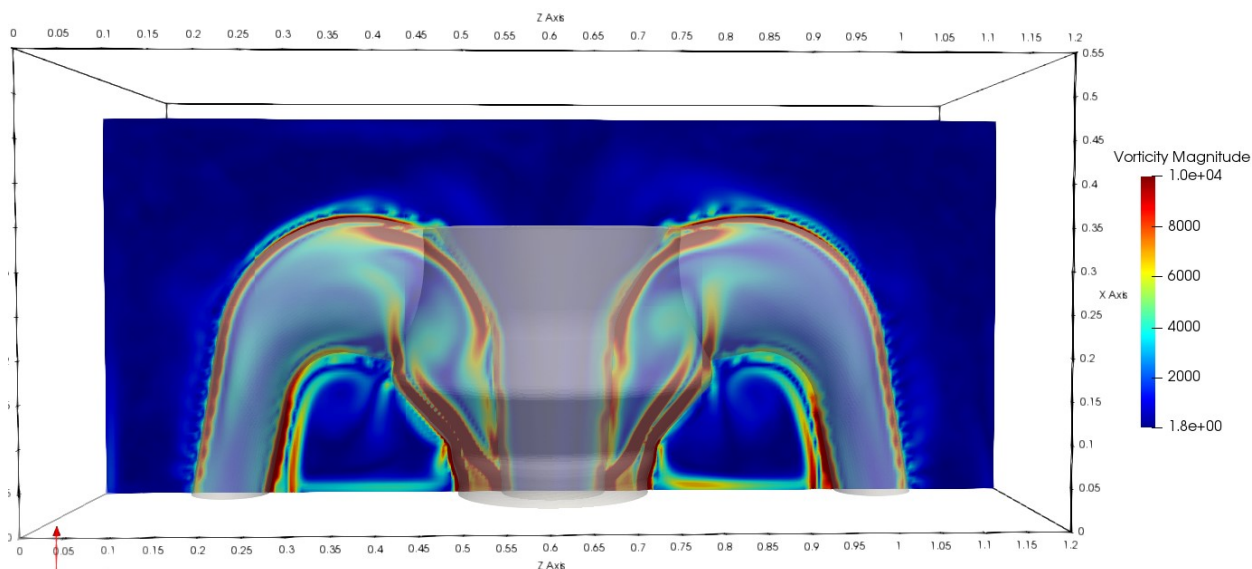


Figura 39 - Magnitude da vorticidade apresentada na configuração 3 do conjunto do bocal de exaustão. Fonte: Autoral.

5. CONCLUSÕES

Sabe-se que a propulsão dos motores turbopropulsores é em sua maior parte dada pela hélice, a qual é girada pela turbina devido à expansão dos gases na câmara de combustão. Além disso, sabe-se que a exaustão dos gases é responsável por uma pequena contribuição à propulsão, já que a maior parte da energia é utilizada para girar a turbina e, conseqüentemente, a hélice. Em vista disso, o estudo aqui realizado buscou analisar o escoamento dos gases no bocal de exaustão para verificar a possibilidade de aumentar a contribuição da exaustão dos gases na propulsão.

Primeiramente, realizou-se a simulação com um tubo de exaustão de seção constante, verificando que os gases saem do mesmo com alta rotação e velocidade de cerca de 300 m/s, o que pode acarretar em boa contribuição para a propulsão. Em seguida, realizou-se a simulação com tubo de exaustão com multiseções ou afilado, verificando que os gases saem do mesmo num escoamento mais laminar, o que seria positivo para uma melhor contribuição na propulsão, porém com velocidade mais baixa, da ordem de 200 m/s, o que pode acarretar em menor contribuição para a propulsão, sendo necessária a realização de um estudo mais aprofundado para verificar sua aplicação. Finalmente, realizou-se a análise da parte interna do cubo de exaustão, para melhor entendimento da necessidade ou não da reentrância apresentada nas configurações 1 e 2. A partir do comparativo realizado entre as configurações 2 e 3 da bocal de exaustão, percebe-se que a presença da reentrância é o que faz com que haja a recirculação responsável pela expulsão dos gases do cubo de exaustão para o tubo de exaustão e, sem ela, o escoamento torna-se lento e os gases acumulam-se no cubo de exaustão, o que pode vir a se tornar um problema, afetando o desempenho da turbina e, conseqüentemente, do motor.

Em suma, o estudo possibilitou o esclarecimento da necessidade da reentrância no cubo de exaustão e a visualização do escoamento no bocal de exaustão de um motor turbopropulsor. Além disso, pôde-se verificar que um tubo de seção constante apresenta maior contribuição para a propulsão do que um de multiseções.

6. REFERÊNCIAS

AHMAD, Mohd Hafiz. **Characteristic of Laminar Flow**. 2015. Disponível em: <<https://pt.scribd.com/document/288020072/Characteristic-of-Laminar-Flow>>. Acesso em: 20 jan. 2018.

ÁLVAREZ, Raquel. **Estudo dos Motores Propfan em Aeronaves de Pequena Dimensão: Propfan como Alternativa ao Turbofan**. 2012. 68 p. Dissertação (Mestre em Engenharia Aeronáutica)- Engenharia, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2012. Disponível em: <<https://ubibliorum.ubi.pt/bitstream/10400.6/2020/2/Relatorio%20Raquel%20Alvarez.pdf>>. Acesso em: 18 abr. 2018.

BENSON, Tom. **Isentropic Flow: Calorically Perfect Gas**. 12 jun. 2014. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/isentrop.html>>. Acesso em: 27 nov. 2017.

BOGEY, C.; BAILLY, C. **Influence of nozzle-exit boundary-layer conditions on the flow and acoustic fields of initially laminar jet**. 2009. 507-538 p. Artigo (-)- Ecole Centrale de Lyon, Laboratoire de Mecanique Des Fluides Et D'Acoustique, 2010. Disponível em: <<https://www.cambridge.org/core/journals/journal-of-fluid-mechanics/article/influence-of-nozzle-exit-boundary-layer-conditions-on-the-flow-and-acoustic-fields-of-initially-laminar-jets/DAF5E7055C998859A6018DEBB4DBF665>>. Acesso em: 22 jan. 2018.

EDITORES DA ENCYCLOPAEDIA BRITANNICA. -. **Turboprop: Engineering**. Disponível em: <<https://www.britannica.com/technology/turboprop>>. Acesso em: 18 abr. 2018.

ENGINEERING TOOLBOX. **Dry air properties**. Disponível em: <https://www.engineeringtoolbox.com/dry-air-properties-d_973.html>. Acesso em: 07 dez. 2017.

EURAVIA, Aerospace Company. **PT6A-34 CAPABILITIES**. Disponível em: <<http://www.euravia.aero/engine-detail/pt6a-34>>. Acesso em: 25 nov. 2017.

FAROKHI, Saeed. **Aircraft Propulsion**. 2^a. ed. USA: Wiley, 2014. 1011 p.

FIGHTER PLANES. **Speed of Sound at Different Altitudes**. 2011. Disponível em: <<https://www.fighter-planes.com/jetmach1.htm>>. Acesso em: 07 dez. 2017.

FLIGHTLEARNINGS. **Types of Turbine Engines**. Disponível em: <<http://www.flightlearnings.com/2010/03/06/types-of-turbine-engines/>>. Acesso em: 21 nov. 2017.

FLIXXY, -. **All Scheduled Flights Worldwide** . 2017. Disponível em: <<http://www.flixy.com/scheduled-airline-flights-worldwide.htm>>. Acesso em: 17 jan. 2018.

GOOGLE, Maps. **Directions**. 2018. Disponível em: <<https://www.google.com.br/maps/dir/S%C3%A3o+Paulo/Salvador+-+State+of+Bahia/@-17.8494865,-47.5899771,6z/data=!3m1!4b1!4m14!4m13!1m5!1m1!1s0x94ce597d462f58ad:0x1e5241e2e17b7c17!2m2!1d-46.6291845!2d-23.5431786!1m5!1m1!1s0x716037ca23ca5b3:0x1b9fc7912c226698!2m2!1d-38.5014136!2d-12.9722184!3e0?hl=en>>. Acesso em: 17 jan. 2018.

GUNSTON, Bill. **World Encyclopedia of Aero Engines: From the pioneers to the present day**. 5. ed. Reino Unido: Sutton Publishing, 2006. p.111.

HALL, Nancy. **Combustion**. 2015. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/combst1.html>>. Acesso em: 18 jan. 2018.

HALL, Nancy. **Welcome to the Beginner's Guide to Propulsion**. 2015. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/bgp.html>>. Acesso em: 18 jan. 2018.

HALL, Nancy. **Turboprop Engine**. 05 maio 2015. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbp.html>>. Acesso em: 23 nov. 2017.

HILL, Philip G.; PETERSON, Carl R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. 2. ed. [S.l.]: Addison-Wesley Publishing Company, 1992. 754 p.

KULLABS. **Note on TURBINE POWERED JET ENGINES**. Disponível em: <<https://www.kullabs.com/classes/subjects/units/lessons/notes/note-detail/5596>>. Acesso em: 27 nov. 2017.

LIASCH, Jonas. **Antoinette V-8: o motor do 14 Bis**. Disponível em: <<http://culturaaeronautica.blogspot.com.br/2009/12/antoinette-v-8-o-motor-do-14-bis.html>>. Acesso em: 18 abr. 2018.

LMNO ENGINEERING, RESEARCH, AND SOFTWARE. **Gas Viscosity Calculator**. 2015. Disponível em: <<https://www.lmnoeng.com/Flow/GasViscosity.php>>. Acesso em: 07 dez. 2017.

MARTIN, Swayne. **How a Turboprop Engine Works**. 17 jul. 2017. Disponível em: <<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/how-a-turboprop-engine-works/>>. Acesso em: 23 nov. 2017

ONERA. **Challenges in Combustion for Aerospace Propulsion** . 2016. Disponível em: <<https://www.onera.fr/en/news/challenges-in-combustion-aerospace-propulsion>>. Acesso em: 17 jan. 2018.

PORTAL, São Francisco. **História do Avião: Alberto Santos Dumont: A História da Invenção do Avião.** Disponível em: <<https://www.portalsaofrancisco.com.br/historia-do-brasil/historia-do-aviao>>. Acesso em: 18 fev. 2018.

PRATT & WHITNEY, Canada. **PT6A: More Than an Engine.** Disponível em: <<http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>>. Acesso em: 25 nov. 2017.

TECHTARGET. **Computational Fluid Dynamics (CFD).** Disponível em: <<http://whatis.techtarget.com/definition/computational-fluid-dynamics-CFD>>. Acesso em: 23 jan. 2018.

VEDOVOTO, João Marcelo et al. **Application of the method of manufactured solutions to the verification of a pressure-based finite-volume numerical scheme.** Computational Fluids, 2011;51:85–99.

VEDOVOTO, João Marcelo et al. **Influence of synthetic inlet turbulence on the prediction of low Mach number flows** . 2014. 153 p. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045793014003910?via%3Dihub>>. Acesso em: 11 dez. 2017.

VEDOVOTO, João Marcelo. **Turbulence in Fluids.** Fluid Mechanics Laboratory: [s.n.], 2016. 4-13 p.

VENSON, Giuliano. **Introdução a Motores Baseados em Turbina a Gás.** [S.l.: s.n.], 2012. 119 p.

WIKIBOOKS. **Jet Propulsion/Thermodynamic Cycles.** Disponível em: <https://en.wikibooks.org/wiki/Jet_Propulsion/Thermodynamic_Cycles>. Acesso em: 29 jan. 2018.

7. ANEXOS

7.1. CÓDIGO MATLAB 1

```

%% Dados de Entrada
M_0 = 0.3;
p_0 = 57.697e3;
T_0 = 248.43;
eta_prop = 0.95;
m_0 = 2.259;
m_f=0.029;
pi_d = 0.94;
pi_c = 6.7;
eta_mLPT = 0.95;
eta_LPT = 0.88;
tau_n = 0.993;
gamma_c = 1.401;
c_pc = 1003;

e_c = 0.88;
T_t4 = 1600;
Q_R = 43500e3;
eta_b = 0.99;
pi_b = 0.94;
e_tHPT = 0.82;
eta_mHPT = 0.95;
alpha= 0;
eta_gb = 0.99;
pi_n = 0.97;
gamma_t = 1.315;
c_pt = 1209;

%% Cálculo das Estações
% Estação 0
V_0 = M_0.*sqrt((gamma_c-1).*c_pc.*T_0);
p_t0 = p_0.*((1+((gamma_c-1)./2).*M_0.^2).^(gamma_c./(gamma_c-1)));
T_t0 = T_0.*((1+((gamma_c-1)./2).*M_0.^2));

% Estação 2
T_t2 = T_t0;
p_t2 = pi_d.*p_t0;

% Estação 3
p_t3 = pi_c.*p_t2;
tau_c = pi_c.^((gamma_c-1)./(gamma_c.*e_c));
T_t3 = tau_c.*T_t2;

% Estação 4
tau_lambda = 8; % limitante
T_t4 = (T_0.*c_pc.*tau_lambda)./c_pt;
% T_t4=T_t3+(eta_b*m_f*Q_R)/(c_pc*m_0);
p_t4 = pi_b.*p_t3;

% Relação combustivel-ar
f = (T_t4.*c_pt - T_t3.*c_pc)/(Q_R.*eta_b - T_t4.*c_pt);
% f=m_f/m_0;

% Estação 4,5
h_t2 = T_t2.*c_pt;
h_t3 = T_t3.*c_pc;
h_t4 = T_t4.*c_pt;
h_t45 = (h_t2 - h_t3)/(eta_mHPT + eta_mHPT.*f)+h_t4;
T_t45 = h_t45./c_pt;
p_t45 = p_t4.*(T_t45./T_t4).^(gamma_t./((gamma_t-1).*e_tHPT));

% Estação 5
T_t5=c_pc*(T_t2-T_t3)/(eta_mHPT*(1+f)*c_pt)+T_t4;
tau_t = T_t5./T_t4;
e_t = 0.8533;

```

```

pi_t = tau_t.^((gamma_t)./((gamma_t-1).*e_t));
p_t5 = pi_t.*p_t4;

% Estação 9
p_t9 = pi_n.*p_t5;
T_t9 = tau_n.*T_t5;

%% Tração do núcleo do motor
V_9 = sqrt(2.*c_pt.*(T_t5-T_t9));

```

7.2. CÓDIGO MATLAB 2

```

%% Dados de Entrada

A=0.0362;           %Area de entrada da camara de exaustao
gama=1.315;        %nozzle
m_pt5=2.289;       %kg/s fluxo massico
R=287.0530;        %Cte universal dos gases
a=316;             %velocidade som m/s
Pt5=2.048939129023559e+05;
Tt5=1.466404758377737e+03;

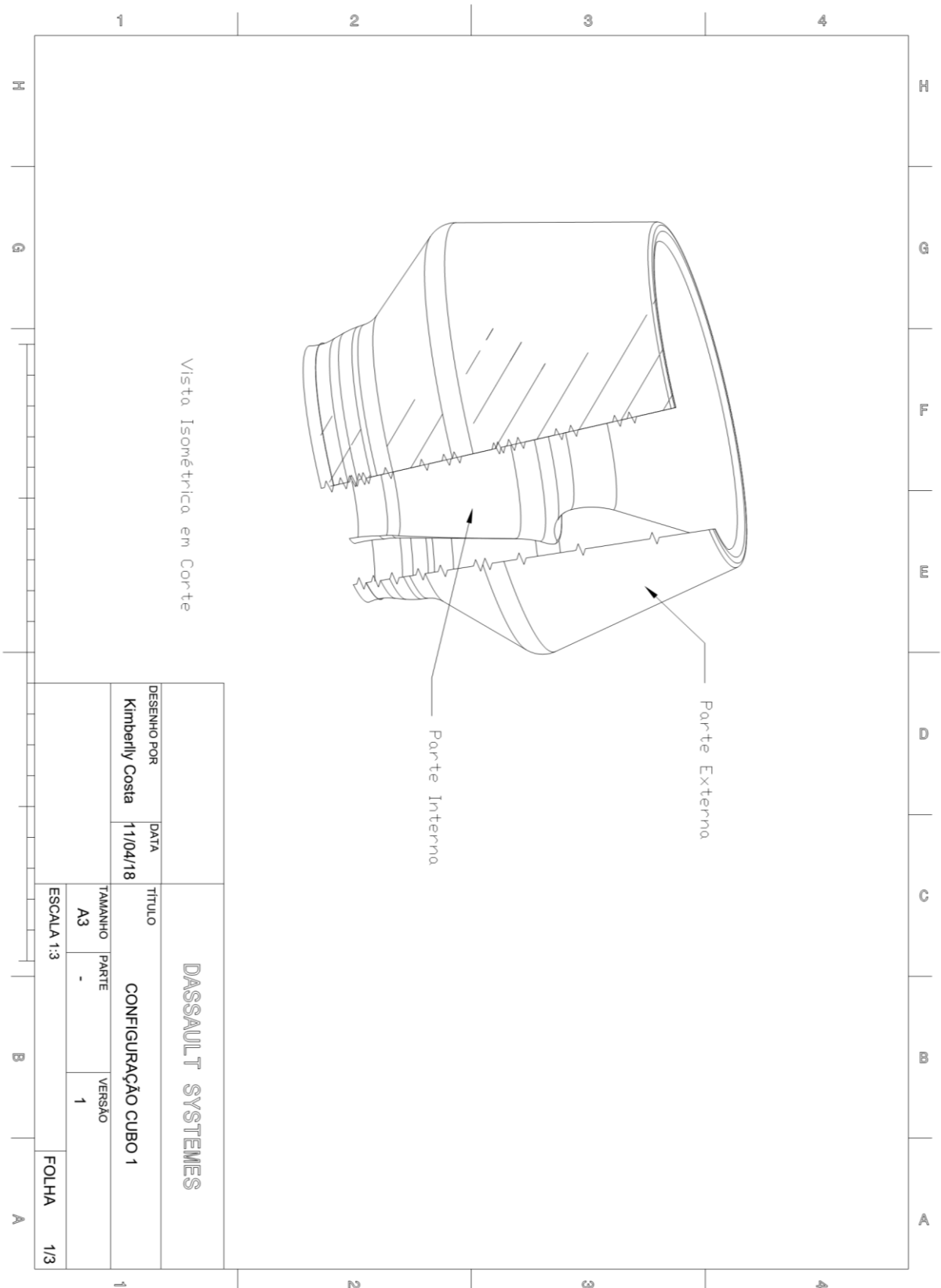
rho1=Pt5/(R*Tt5);
V1=m_pt5/(rho1*A);
M1=V1/a;

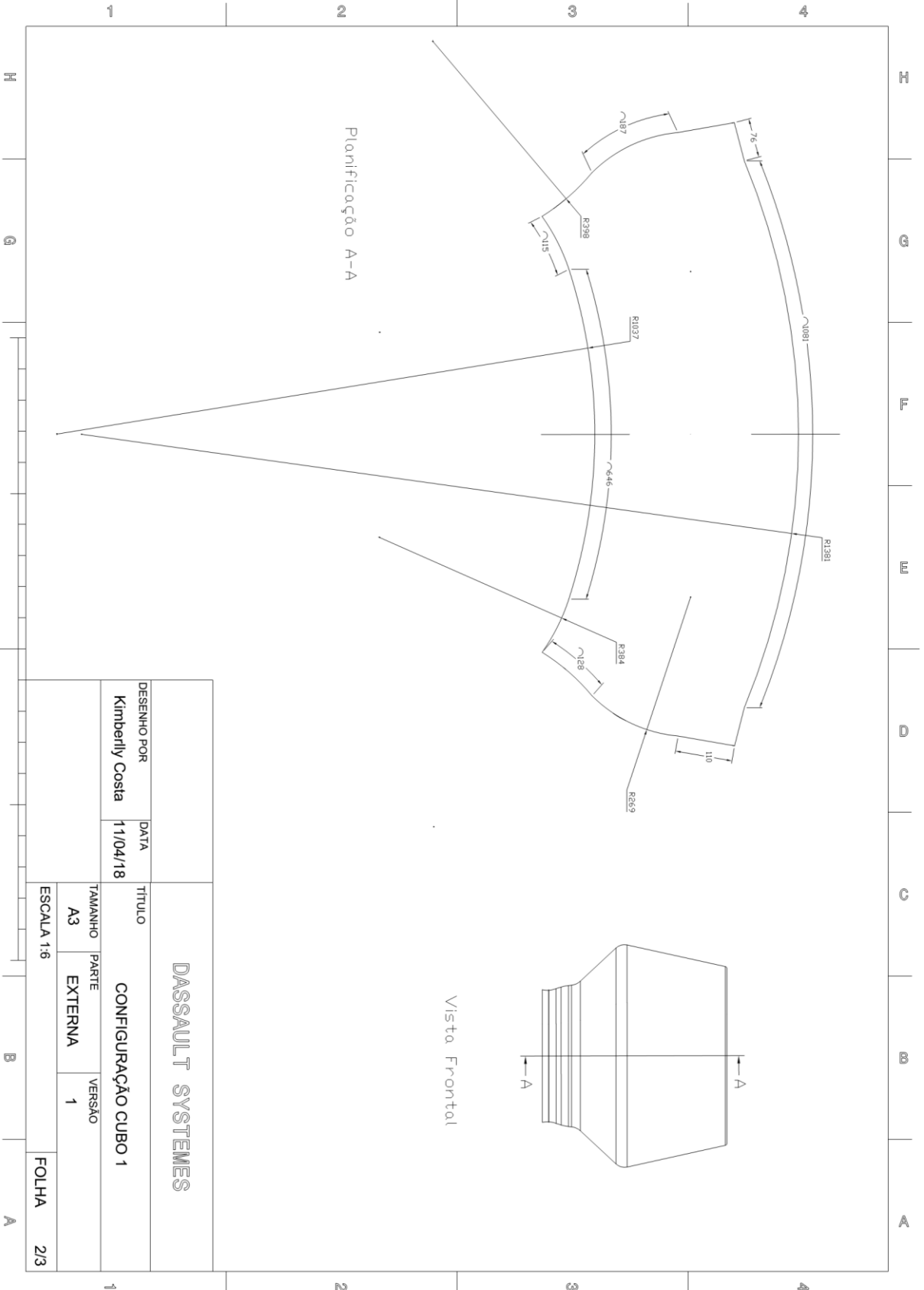
P(1) = Pt5;
Pt(1) = Pt5;
T(1) = Tt5;
Tt(1) = Tt5;
rho(1) = rho1;
M(1) = M1;
V(1) = V1;

erro=1000;
i=1;
while erro>1e-20
    i=i+1;
    P(i)=Pt(i-1)/(1+(gama-1)*M(i-1).^2/2)^(gama/(gama-1));
    T(i)=Tt(i-1)/(1+(gama-1)*M(i-1).^2/2);
    rho(i)=P(i)/(R*T(i));
    V(i)=m_pt5/(rho(i)*A);
    M(i)=V(i)/a;
    Pt(i)=P(i)*(1+(gama-1)*M(i).^2/2)^(gama/(gama-1));
    Tt(i)=T(i)*(1+(gama-1)*M(i).^2/2);
    erro = abs(V(i)-V(i-1));
end

```

7.3. DESENHOS TÉCNICOS



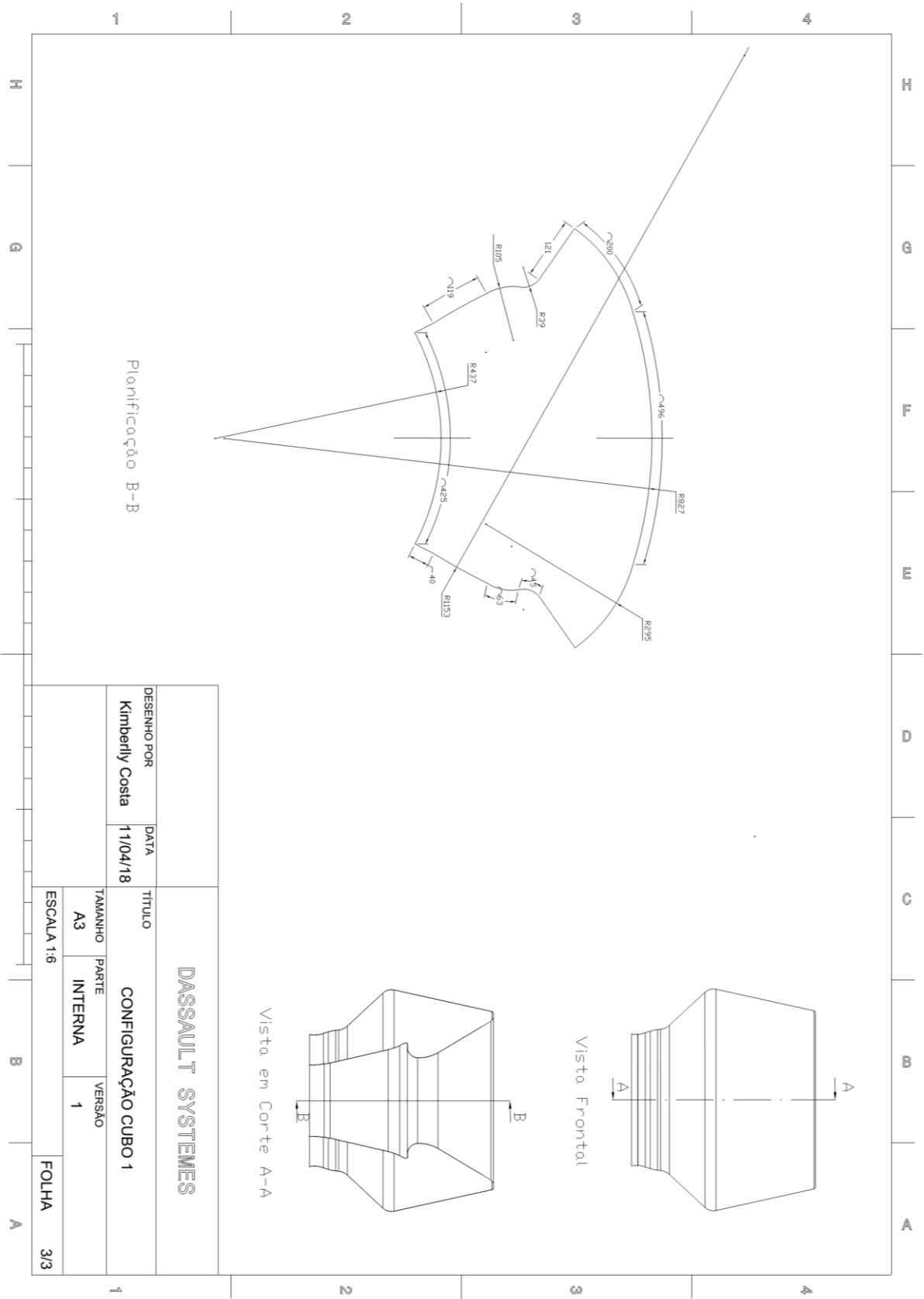


Planificação A-A

Vista Frontal

DESENHO POR		DATA		TÍTULO	
Kimberly Costa		11/04/18		CONFIGURAÇÃO CUBO 1	
TAMANHO		PARTE		VERSÃO	
A3		EXTERNA		1	
ESCALA 1:6				FOLHA 2/3	

DASSAULT SYSTEMES



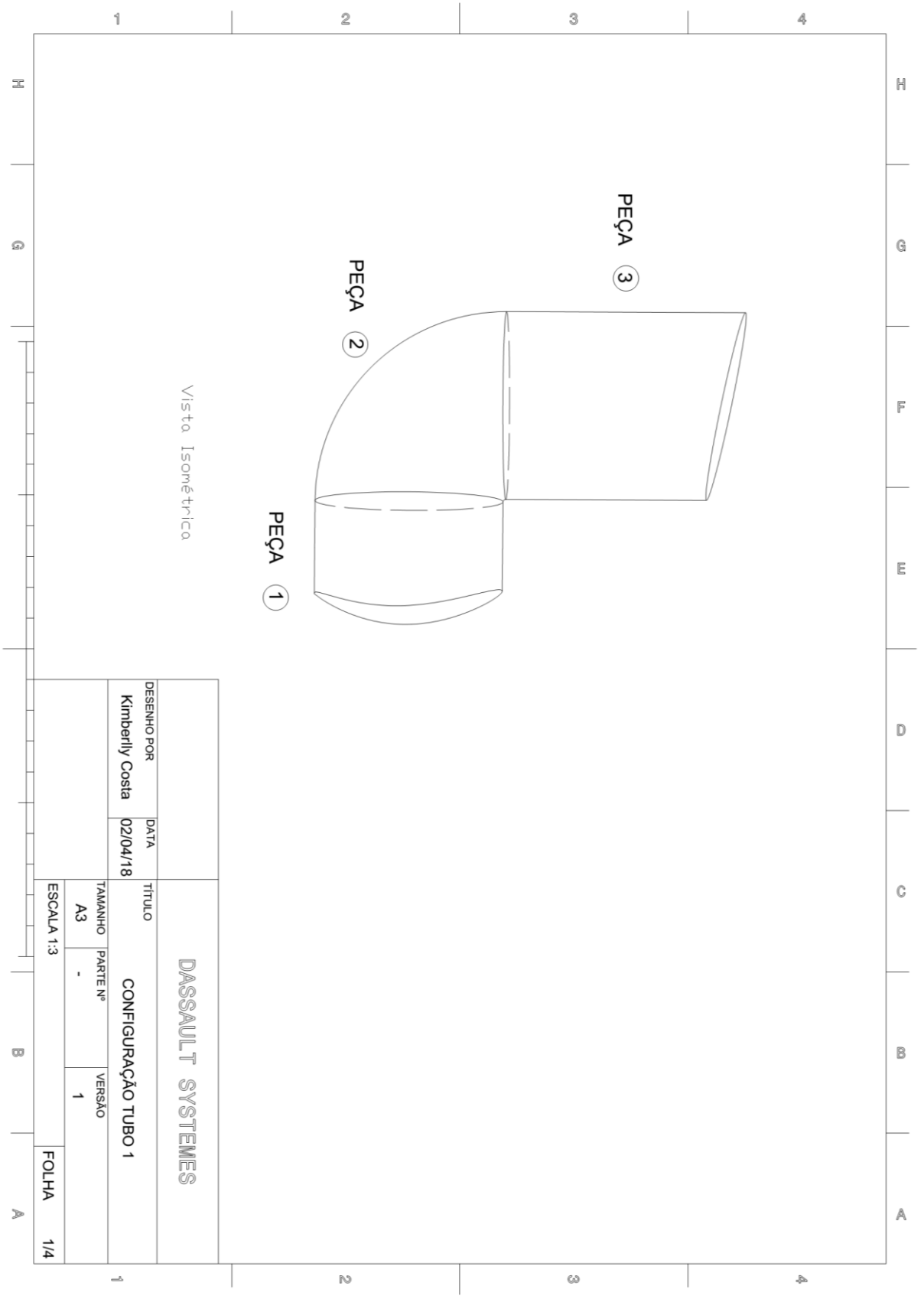
Planificação B-B

Vista em Corte A-A

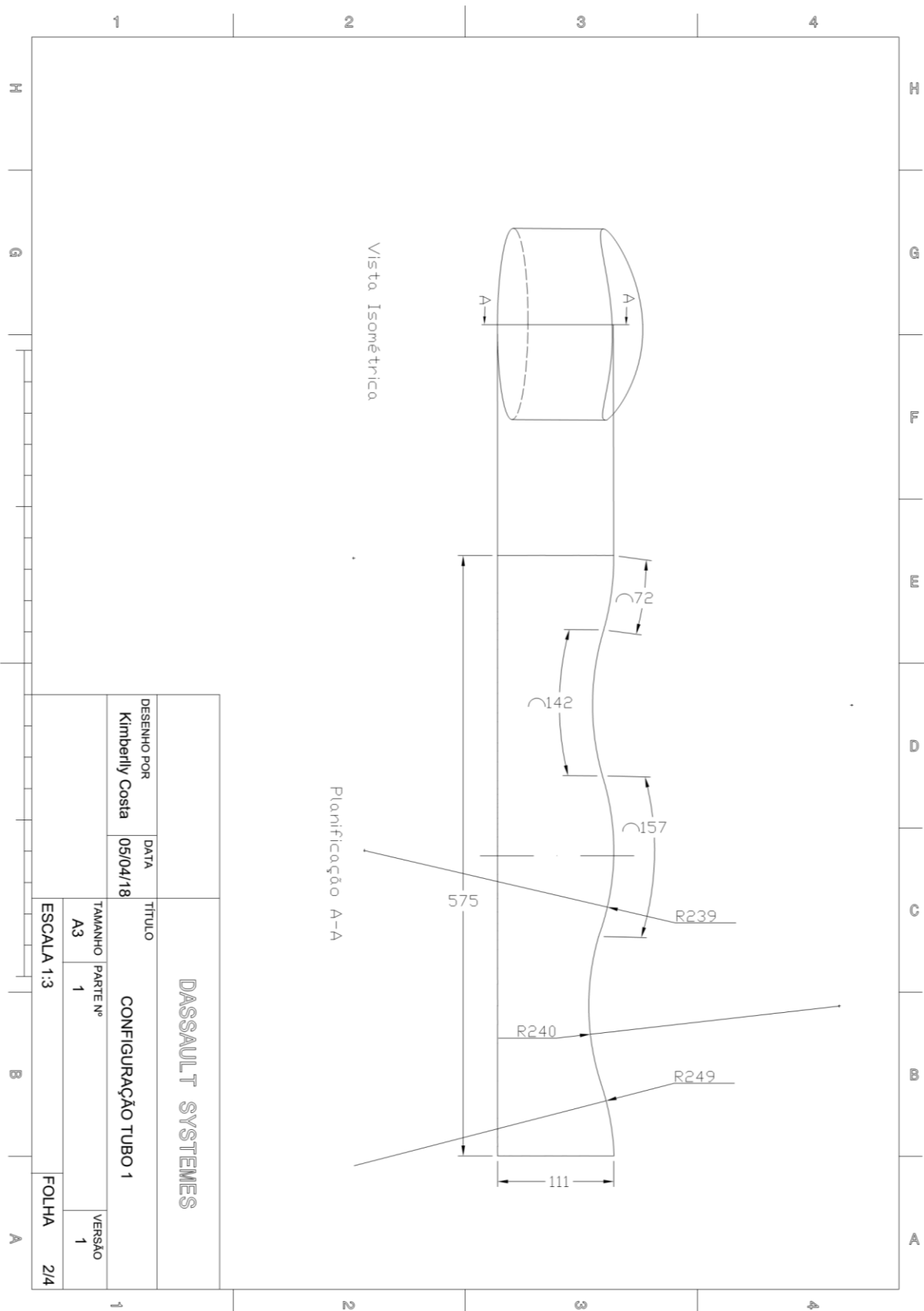
Vista Frontal

DESENHO POR		DATA		TÍTULO	
Kimberly Costa		11/04/18		CONFIGURAÇÃO CUBO 1	
TAMANHO	PORTE	VERSÃO		FOLHA	
A3	INTERNA	1		3/3	
ESCALA 1:6					

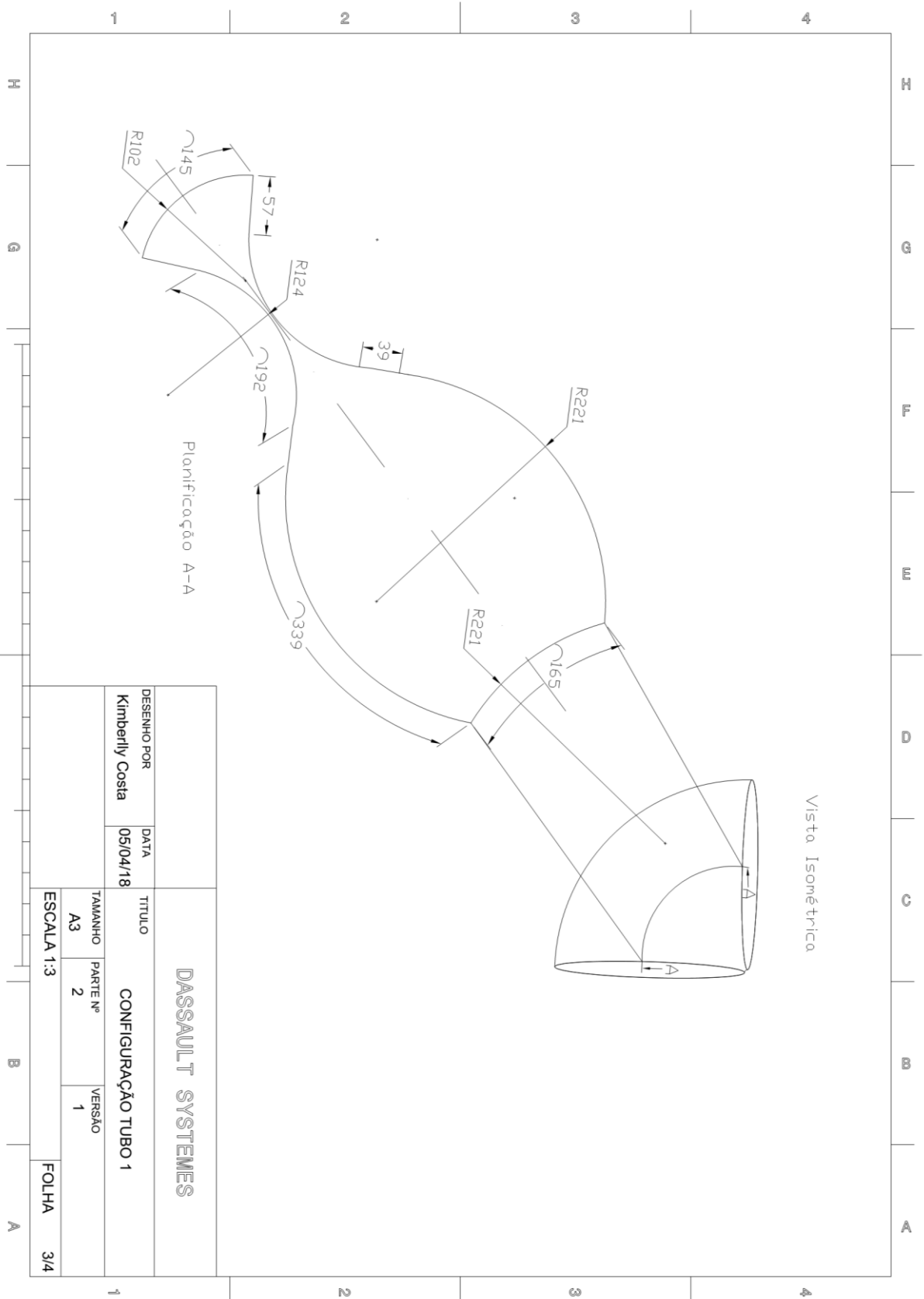
DASSAULT SYSTEMES

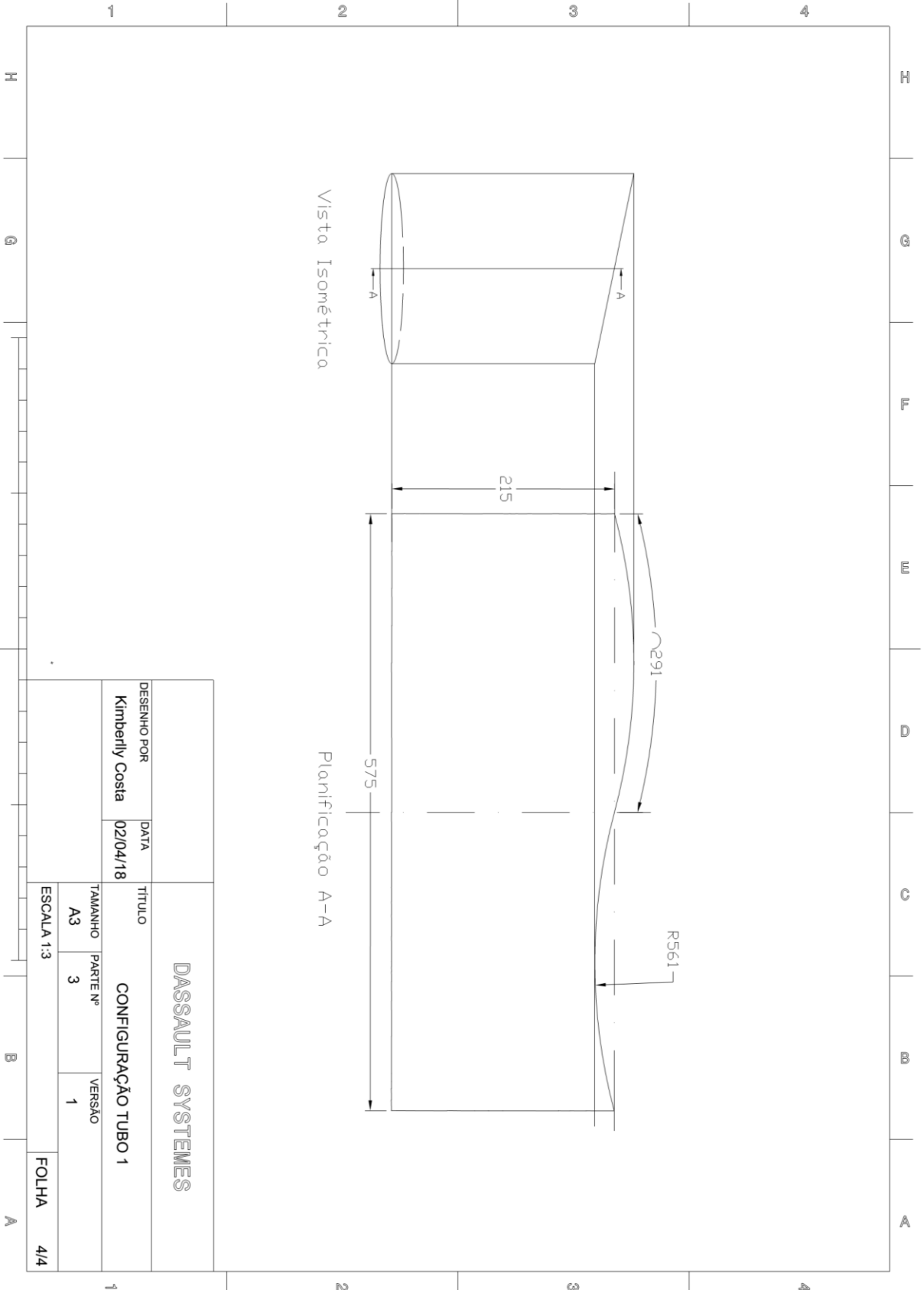


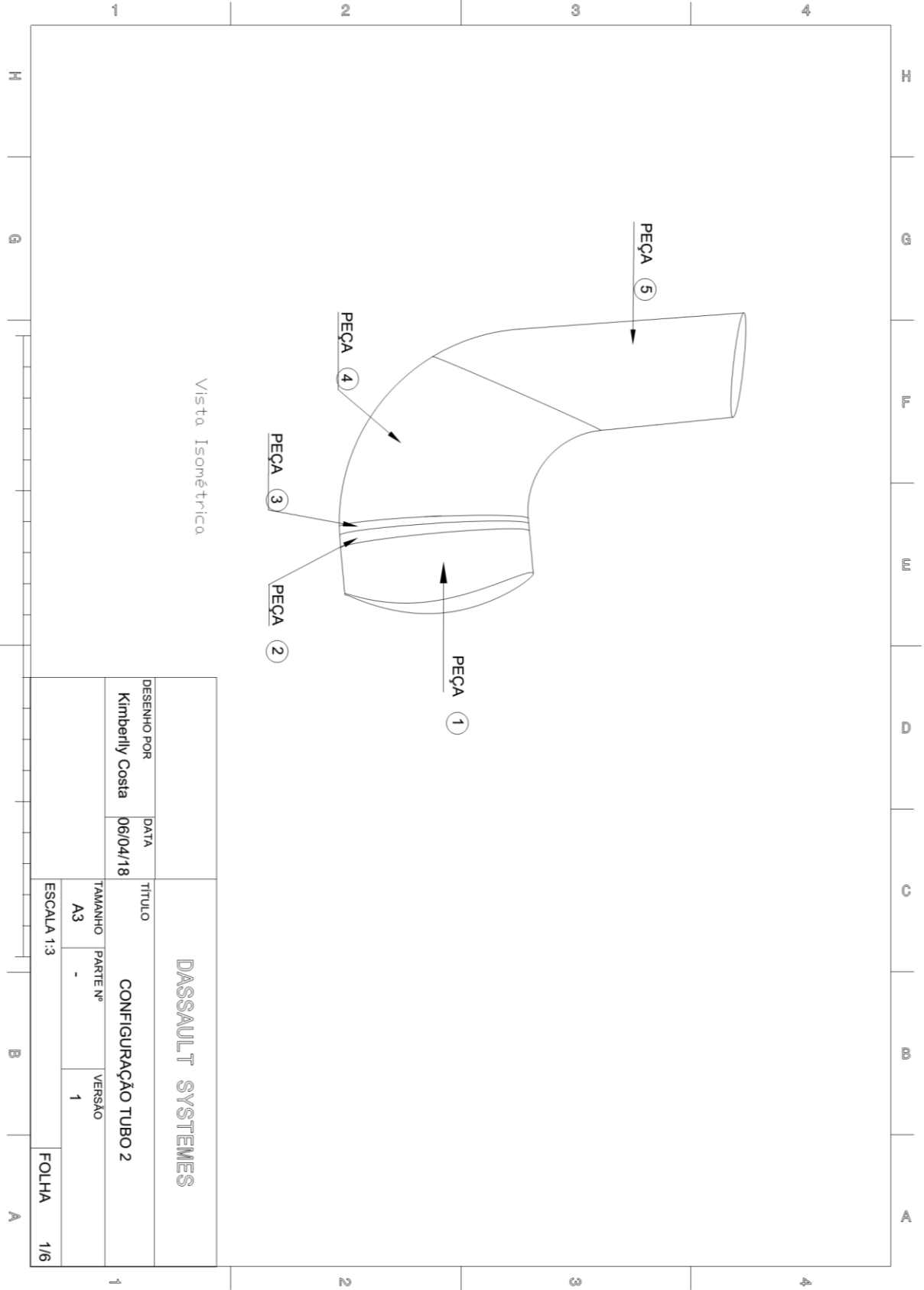
DESENHO POR		DATA		TÍTULO	
Kimberly Costa		02/04/18		DASSAULT SYSTEMES	
				CONFIGURAÇÃO TUBO 1	
TAMANHO	PARTE Nº	VERSÃO			
A3	-	1			
ESCALA 1:3				FOLHA 1/4	



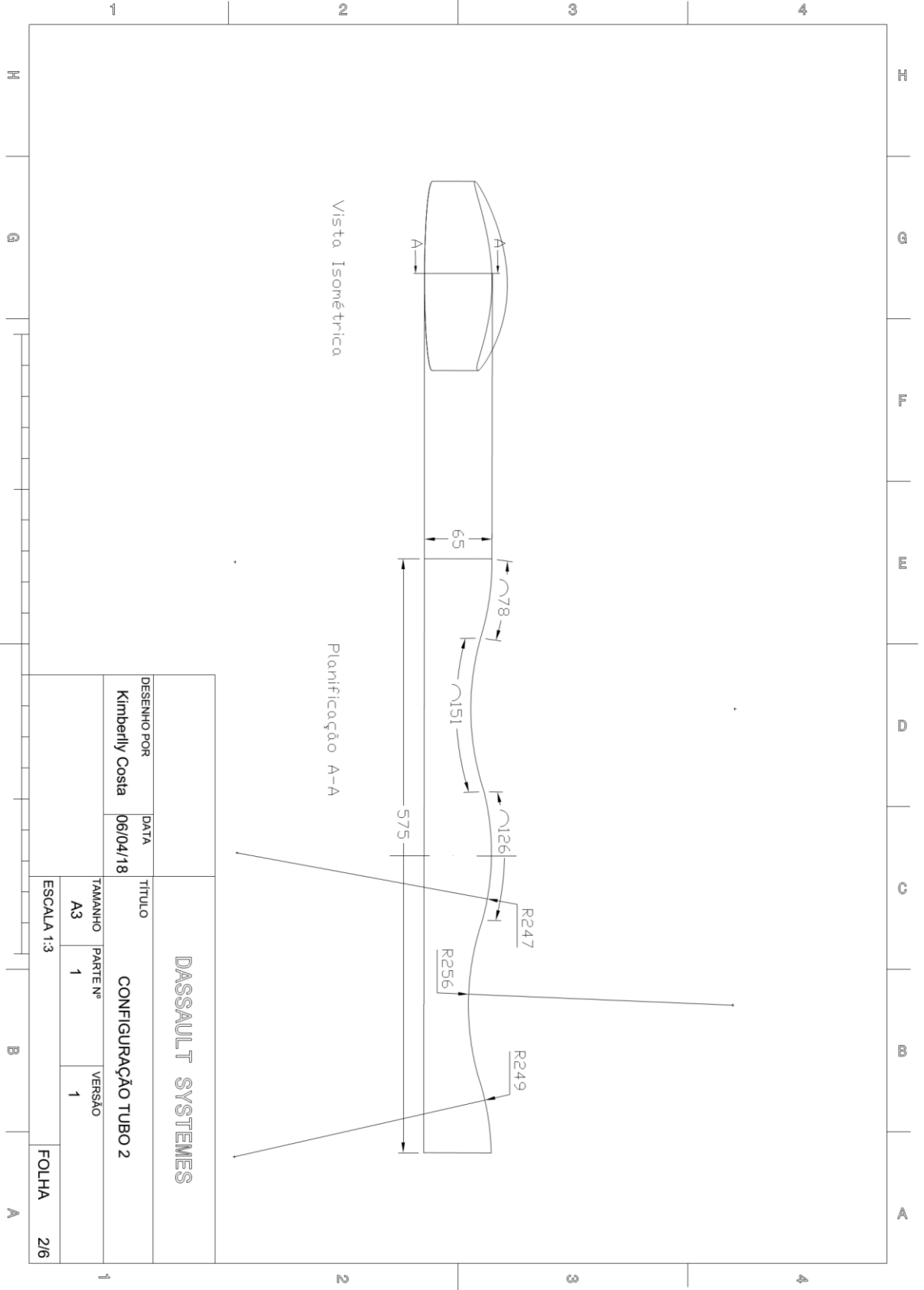
DASSAULT SYSTEMES		TÍTULO	
DESENHO POR	Kimberly Costa	DATA	05/04/18
CONFIGURAÇÃO TUBO 1		TAMANHO	A3
		PARTI Nº	1
ESCALA 1:3		VERSÃO	1
FOLHA		2/4	



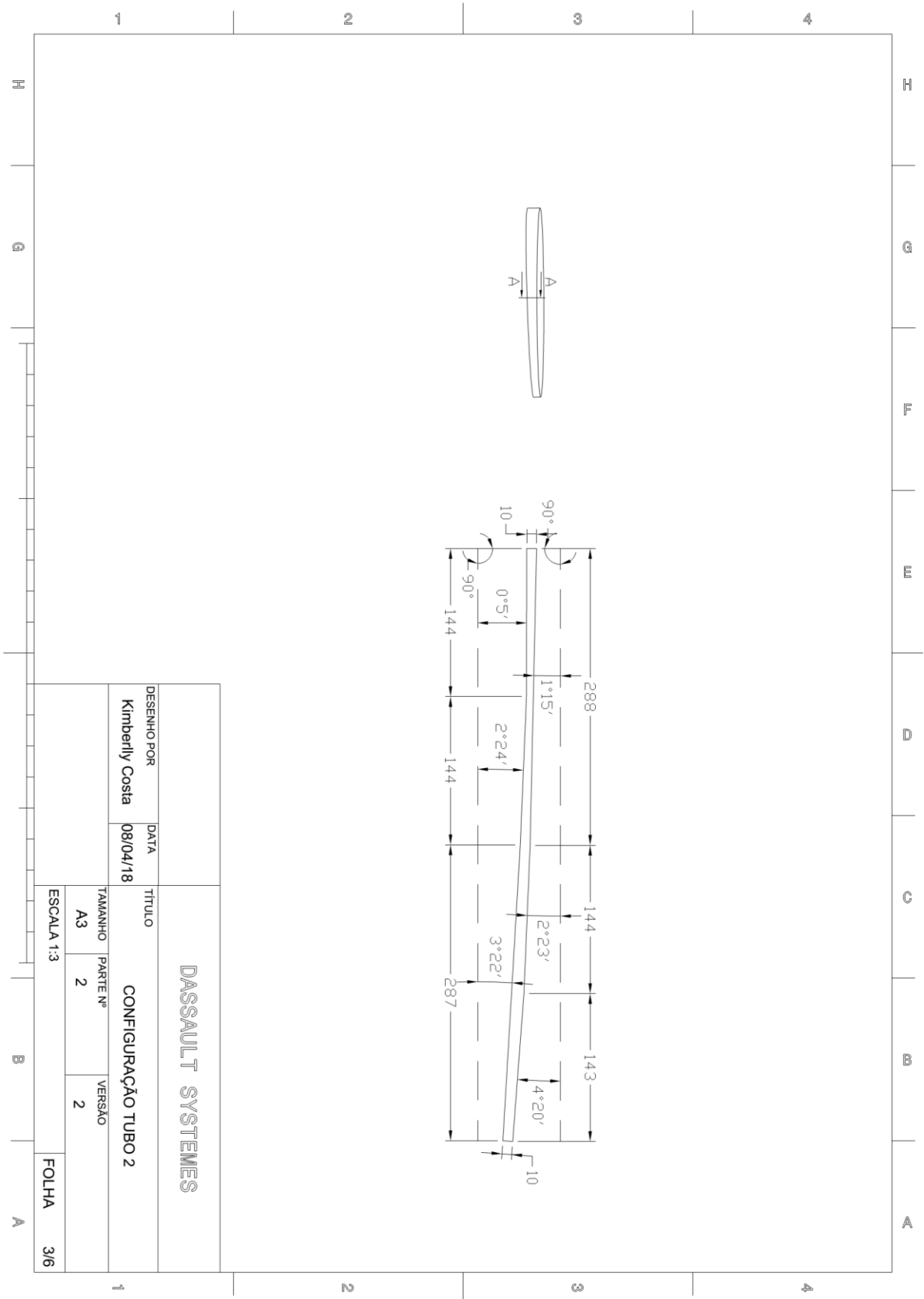


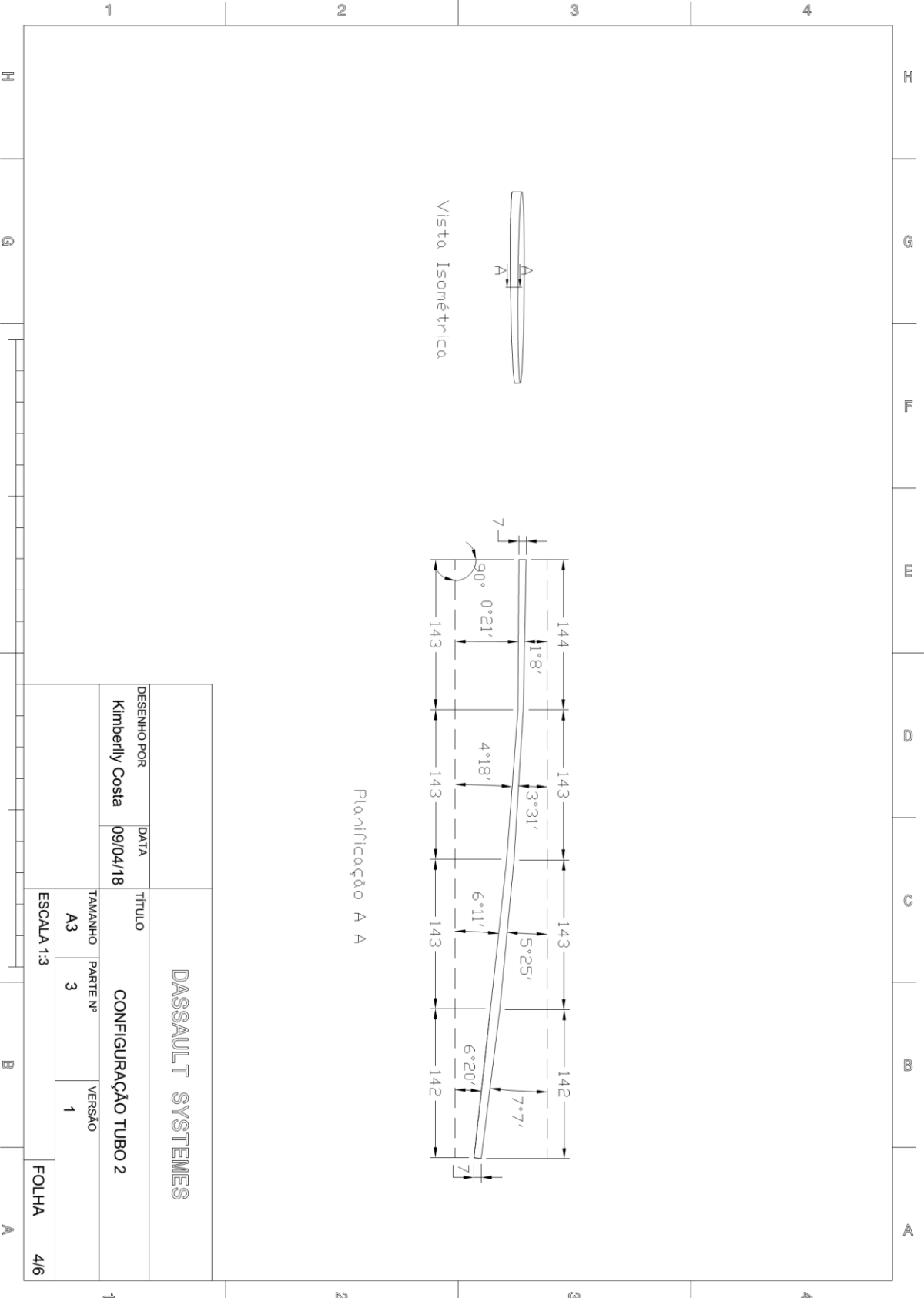


DASSAULT SYSTEMES		TÍTULO	
DESENHO POR	DATA	CONFIGURAÇÃO TUBO 2	
Kimberly Costa	06/04/18	TAMANHO	VERSÃO
		A3	1
ESCALA 1:3		PARTE Nº	FOLHA
		-	1/6



DASSEAULT SYSTEMES		TÍTULO	
DESENHO POR Kimberly Costa	DATA 06/04/18	CONFIGURAÇÃO TUBO 2	
TAMANHO A3	PARTI Nº 1	VERSÃO 1	
ESCALA 1:3			FOLHA 2/6





Planificação A-A

DESENHO POR		DATA		TÍTULO	
Kimberly Costa		09/04/18		DASSAULT SYSTEMES	
TAMANHO		PARTE Nº		VERSÃO	
A3		3		1	
ESCALA 1:3				FOLHA 4/6	

1 2 3 4

H

G

B

A

H

G

F

E

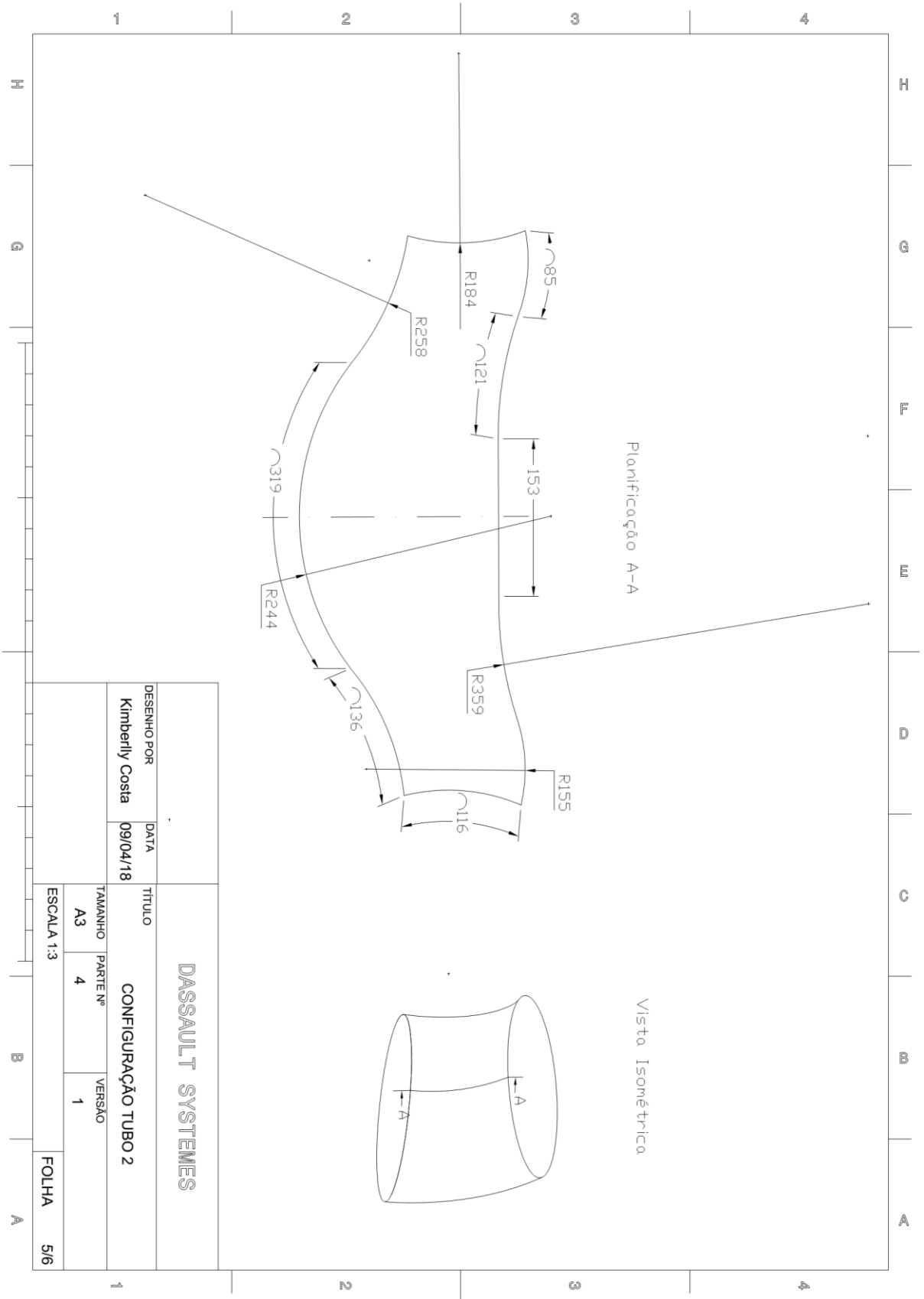
D

C

B

A

1 2 3 4



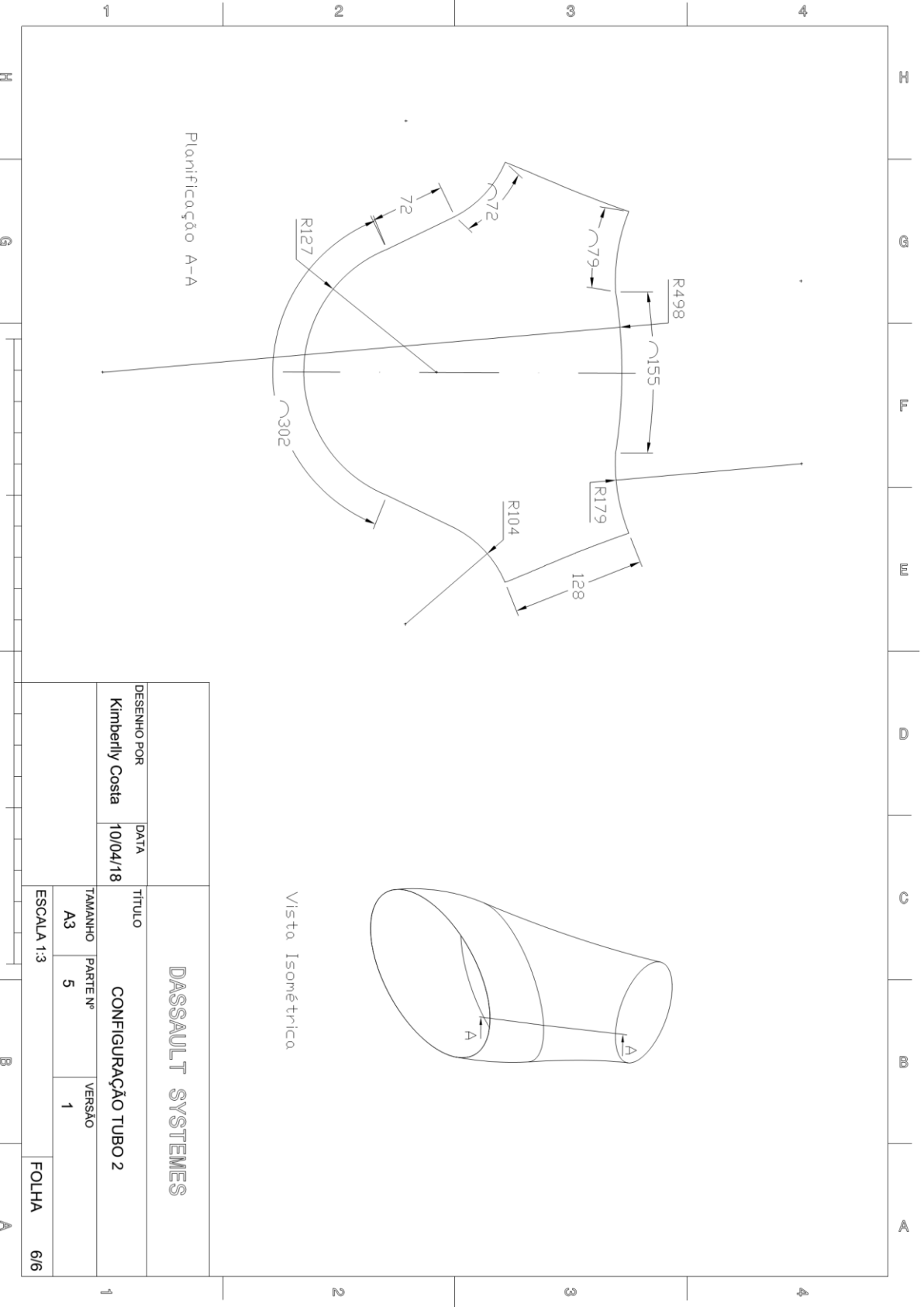
DESENHO POR		TÍTULO	
Kimberly Costa		CONFIGURAÇÃO TUBO 2	
DATA		TAMANHO	
09/04/18		A3	
		PARTE Nº	VERSÃO
		4	1
ESCALA 1:3		FOLHA 5/6	

DASSAULT SYSTEMES

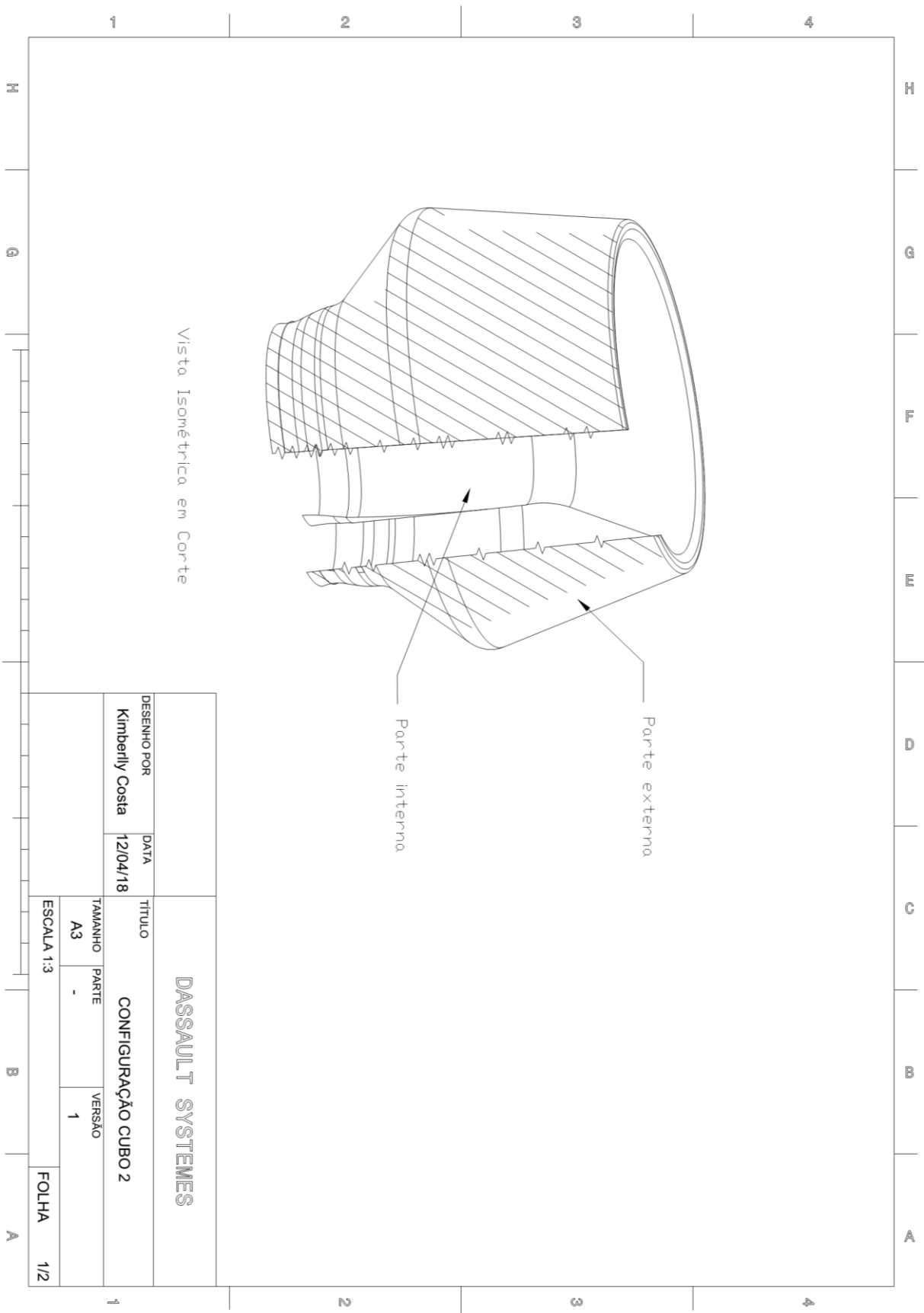
H G F E D C B A

1 2 3 4

1 2 3 4



DESENHO POR Kimberly Costa		DATA 10/04/18	TÍTULO DASSAULT SYSTEMES CONFIGURAÇÃO TUBO 2		
TAMANHO A3	PARTI Nº 5	VERSÃO 1	ESCALA 1:3		
FOLHA 6/6					



DESENHO POR		DATA	TÍTULO	
Kimberly Costa		12/04/18	DASSAULT SYSTEMES	
TAMANHO		PARTES	VERSÃO	
A3		-	1	
ESCALA 1:3			FOLHA	
			1/2	

