

UNIVERSIDADE PAULISTA – UNIP

DIOGO COELHO LUCIO DE OLIVEIRA

LARISSA DE SOUZA CARDOSO

LUCAS CALDAS GONÇALVES

MATHEUS DAVID DE SOUZA

MYLENA CARVALHO SILVA

PATRICK RAFAEL SILVA DE CARVALHO

BANCADA DE ESTUDO:

Controle de temperatura através de convecção forçada

**GOIÂNIA-GO
2019**

**DIOGO COELHO LUCIO DE OLIVEIRA
LARISSA DE SOUZA CARDOSO
LUCAS CALDAS GONÇALVES
MATHEUS DAVID DE SOUZA
MYLENA CARVALHO SILVA
PATRICK RAFAEL SILVA DE CARVALHO**

BANCADA DE ESTUDO:

Controle de temperatura através de convecção forçada

Trabalho de Conclusão de Curso – TCC do curso de Engenharia Mecânica, aparentado como requisito parcial para a obtenção do título de bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Me. Adriane Faria da Almeida

Coorientador: Dr. Rodrigo Lisita Ribera

**DIOGO COELHO LUCIO DE OLIVEIRA
LARISSA DE SOUZA CARDOSO
LUCAS CALDAS GONÇALVES
MATHEUS DAVID DE SOUZA
MYLENA CARVALHO SILVA
PATRICK RAFAEL SILVA DE CARVALHO**

BANCADA DE ESTUDO:

Controle de temperatura através de convecção forçada

Aprovado em: 16/12/2019

Nota final: 9,8

BANCA EXAMINADORA:

Prof^a. Ma. Adriane Faria de Almeida
Universidade Paulista – UNIP

Prof. Dr. Rodrigo Lisita Ribera
Universidade Paulista – UNIP

Prof. Me. Christian Carlos A. Moura
Universidade Paulista – UNIP

AGRADECIMENTOS

Agradecemos as pessoas que sempre estiveram nos apoiando durante o desenvolvimento deste trabalho, seja direto ou indiretamente. Sabemos que sem elas não seríamos capazes de chegar ao final desta etapa. Dentre estas pessoas é preciso destacar nossos familiares, pelo eterno incentivo a correr atrás de nossos sonhos. Aos professores que vem nos inspirando e guiando durante esta eterna busca por conhecimento. Em especial aos nossos orientadores, Mestre Adriane Faria de Almeida e Doutor Rodrigo Lisita Ribera, que com muita paciência e carinho tem dedicado seu tempo a nos orientar, confiando a nós este instigante desafio e sem os quais não conseguiríamos chegar aos resultados alcançados. O tempo dedicado a nós durante as reuniões e até fora delas com correções e ensinamentos serão sempre lembrados com muito carinho por todos nós.

RESUMO

A indústria aeroespacial possui as tecnologias mais sofisticadas que a humanidade pode oferecer. No entanto para chegar a esse patamar existiu todo um contexto histórico como momentos de guerras que possibilitaram ao homem alcançar super-velocidades que facilitariam viagens transatlânticas, pesquisas, espionagem, ida a Lua, dentre outros. Afinal, o que aconteceu com a expansão em hipervelocidades? Entender o comportamento dos materiais em escoamentos compressíveis, é essencial para contribuir para a solução das adversidades nesse segmento. Nessa condição de contorno acontece superaquecimento do fluido por entalpia de estagnação e devido a isso são feitos vários estudos de materiais que possuam as melhores propriedades como boa resistência térmica e mecânica. Em muitos casos como nos foguetes espaciais, é necessário o uso de materiais ablativos para suportar esse aumento de temperatura capaz de proporcionar um ambiente de conforto para tripulação e que não comprometa a missão com uma fatalidade. Na história, alguns acidentes ocorreram por conta de proteção térmica ineficiente e diante disso se faz uma proposta de melhoria para o fato.

Para tentar melhorar a tecnologia que rege tal problema, é essencial que se estude os fundamentos de termodinâmica e mecânica dos fluidos no quesito de escoamento compressível e as formas de transferência de calor que são condução, convecção e radiação, na qual a condução baseia-se na migração de calor da fonte quente para a fria, a convecção transfere a energia através do movimento molecular ou movimento volumoso e a radiação que é transferência de calor sem necessitar de um meio para propagação, sendo acometida através de fótons ou de ondas eletromagnéticas que fazem a troca de calor entre os corpos. Com isso foi proposto a criação de uma bancada de estudo que envolva as matérias citadas anteriormente, para que auxilie os alunos a compreenderem tais conteúdos de forma mais concreta.

Nos estudos realizados com o auxílio da bancada foi possível coletar dados de temperatura de duas placas distantes com convecção forçada entre elas. Sendo possível a variação da resistência convectiva através da mudança de velocidade do fluxo de ar.

Logo fez-se possível a obtenção de resultados com uma média de erro de 35% do valor real (medido com os termopares) para o teórico, que foi calculado com utilizando os respectivos valor de Nusselt para cada tipo de escoamento.

Palavras-chaves: Bancada Didática, Transferência de Calor, Termodinâmica

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Fluxograma da Primeira Etapa do Projeto	15
Figura 2 – Gráfico do Mach em função da temperatura superficial	17
Figura 3 – Condução de Calor Em Paredes Planas	26
Figura 4 – Condução de Calor Em Cilindros	27
Figura 5 – Transferência de Calor Em Paredes Compostas	27
Figura 6 – Distribuição de Temperatura em uma Parede Plana	29
Figura 7 – Distribuição de Temperaturas Transientes Para Diferentes Números de Biot.	29
Figura 8 – Gradientes	31
Figura 9 – Gradiente de Velocidade	33
Figura 10 – Gradiente de Temperatura	34
Figura 11 – Volume de controle para conservação de massa em uma camada limite incompressível em fluxo sobre uma placa plana	36
Figura 12 – Volume de controle diferencial para conservação do momento em uma camada limite incompressível bidimensional	37
Figura 13 – Fluxograma da Segunda Etapa do Projeto	43
Figura 14 – Design Structure Matrix	44
Figura 15 – Placas Sujeitas Transferência de Calor	46
Figura 16 – Desenho Técnico	52
Figura 17 – Sistema Elétrico	53
Figura 18 – Redução do Exaustor Para as Chapas	54
Figura 19 – Painel Elétrico	55
Figura 20 – Bancada Montada e Pronta para testes	55
Figura 21 – Realização de Reynolds com a velocidade do fluxo de ar entre as chapas, onde praticamente todo o fluxo se encontra em escoamento turbulento ($Re \geq 2300$)	59
Figura 22 – Alocação do termopares nas chapas inferiores e superiores, que foram alocadas para pegar seus valores no escoamento completamente de- senvolvido (T_5 e T_6), escoamento em desenvolvimento (T_1 e T_2) e no período de transição T_3 e T_4	59
Figura 23 – Placas em temperatura ambiente sendo aquecida até a primeira tem- peratura limite de teste (100 °C)	62
Figura 24 – Placas aquecidas sendo resfriadas até a primeira temperatura limite de teste (100 °C), com fluxo de ar a velocidade de 2,8 [m/s]	63

Figura 25	–Placas sendo aquecidas e resfriadas a velocidade de 2,8 [m/s], até que atinja uma temperatura de equilíbrio ou até que o fluxo de calor seja maior fazendo com que o termostato seja desativado, parando o fluxo de calor	64
Figura 26	–Placas aquecidas sendo resfriadas até a primeira temperatura limite de teste (100 °C), com fluxo de ar a velocidade de 5,5 [m/s]	65
Figura 27	–Placas sendo aquecidas e resfriadas a velocidade de 5,5 [m/s], até que atinja uma temperatura de equilíbrio ou até que o fluxo de calor seja maior fazendo com que o termostato seja desativado, parando o fluxo de calor	66
Figura 28	–Placas aquecidas sendo resfriadas até a primeira temperatura limite de teste (100 °C), com fluxo de ar a velocidade de 7,8 [m/s]	67
Figura 29	–Valor real e ideal para a temperatura (T1 e T2) da placa superior, considerando somente convecção entre as placas com as velocidades de teste	67
Figura 30	–Valor real e ideal para a temperatura da placa superior (T3 e T4), considerando somente convecção entre as placas com as velocidades de teste	68
Figura 31	–Valor real e ideal para a temperatura da placa superior (T3 e T4), considerando somente convecção entre as placas com as velocidades de teste	68
Figura 32	–Bancada Didática de transferência de calor finalizada e com os devidos ajustes, pronta para coleta de análise de dados	71

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Cronograma	53
Tabela 2 – Lista dos Componentes Estruturais	56
Tabela 3 – Lista dos Componentes Elétricos	56
Tabela 5 – Lista dos Componentes Eletrônicos	57
Tabela 6 – Planejamento de ensaios para cada ponto de temperatura do termos- tato e para cada um deste, três diferentes velocidades de ventilação entre as chapas	60
Tabela 8 – Primeira Divisão de Tarefas	76
Tabela 9 – Segunda Divisão de Tarefas	76

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	10
1.1 HISTÓRIA DA AVIAÇÃO	10
1.1.1 ADMINISTRAÇÃO NACIONAL DA AERONÁUTICA E ESPAÇO (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - NASA).	13
1.1.2 PROGRAMA APOLLO	13
1.1.3 ACIDENTES DOS ÔNIBUS ESPACIAIS	13
1.1.3.1 Ônibus Espacial CHALLENGER	14
1.1.3.2 Ônibus Espacial COLUMBIA	14
1.2 Objetivo Geral	15
1.3 Objetivo Específico	15
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	16
2.1 AQUECIMENTO DA FUSELAGEM DA AERONAVE	16
2.2 RESISTÊNCIA TÉRMICA E MATERIAIS	19
2.3 PROTEÇÃO TÉRMICA	20
2.4 SISTEMA DE PROTEÇÃO TÉRMICA (<i>Thermal Protection Systems - TPS</i>)	21
2.4.1 Proteção Térmica: Materiais	21
2.4.1.1 Categoria das Telhas	21
2.4.1.2 Reforçado de Carbono-Carbono	22
2.4.1.3 Materiais Ablativos	22
2.4.2 Preocupações	22
2.5 TERMODINÂMICA	23
2.6 TRANSFERÊNCIA DE CALOR	24
2.6.1 Condução	24
2.6.1.1 Condutividade Térmica	25
2.6.1.2 Difusividade Térmica	26
2.6.1.3 Equação de Condução de Calor	26
2.6.1.4 Equação de Condução de Calor Unidimensional	26
2.6.1.5 Equação da Condução de Calor em Paredes Planas	27
2.6.1.6 Equação da Condução de Calor em um Cilindro Longo	27

2.6.1.7	Condução de Calor Permanente em Paredes Planas Compostas . . .	28
2.6.1.8	Condução de Calor Transiente	29
2.6.1.9	Método da Capacitância Global	29
2.6.1.10	Efeitos Espaciais	31
2.6.2	Convecção	32
2.6.2.1	Camadas Limites	33
2.6.2.2	Camadas Limites de Velocidade	33
2.6.2.3	Camada Limite de Temperatura	35
2.6.2.4	Equações de Conservação de Massa, Momento e Energia para Fluxo Laminar Sobre uma Placa Plana	36
2.6.2.5	Semelhança da Camada Limite: As Equações da Camada Limite Normalizada	39
2.6.2.6	Número de Nusselt	40
2.6.3	Radiação	40
3	DESENVOLVIMENTO DO PROJETO	43
3.1	PLANEJAMENTO DO PROJETO	43
3.2	MEMORIAL DE CÁLCULO	44
3.2.1	Dimensionamento	45
3.2.2	Condução Térmica	46
3.2.2.1	Transferência de Calor Entre Placas	46
3.2.2.2	Outros Cálculos	49
3.3	NORMAS REGULAMENTADORAS	49
3.3.1	NR-10 SEGURANÇA EM INSTALAÇÃO E SERVIÇOS EM ELETRICIDADE	49
3.3.2	NR-12 SEGURANÇA DE TRABALHO EM MÁQUINAS E EQUIPAMENTOS	50
3.3.3	NR-17 ERGONOMIA	52
3.4	REPRESENTAÇÃO DO PROJETO	52
3.4.1	Desenho Técnico Estrutural	52
3.4.2	Sistema Elétrico	53
3.4.3	Sistema Eletrônico	53
3.5	Montagem da Bancada	54
4	LISTA DE MATERIAIS	57
4.1	Componentes Estruturais	57

4.2 Componentes Elétricos	57
4.3 Componentes Eletrônicos	58
5 RESULTADOS	59
5.1 COLETA DE RESULTADOS PARA FLUXO DE CALOR	
CONSTANTE ATÉ 100 °C	62
5.1.1 Escoamento com velocidade mínima (2,8 m/s)	62
5.1.2 Escoamento com velocidade média (5,5 m/s)	62
5.1.3 Escoamento com velocidade máxima (7,8 m/s)	63
5.2 Erro - Comparação do Valor Teórico com o Prático	64
5.2.1 Para o Primeiro Par de Termopares (T1 e T2)	65
5.2.2 Para o Segundo Par de Termopares (T3 e T4)	66
5.2.3 Para o Segundo Par de Termopares (T5 e T6)	67
5.3 Discussão de Resultados e Sugestões de Melhorias	69
6 CONCLUSÃO	71
7 RÊFERENCIA	73
ANEXO	76
Relações para escoamento isentrópico de um gás perfeito com $k=1,4$	76
Relações para onda de choque normal com $k=1,4$	76
APÊNDICE	77
Divisão de Tarefas Para a Primeira Parte do Trabalho	77
Divisão de Tarefas Para a Segunda Parte do Trabalho	77
Desenho Técnico da Bancada De Transferência de Calor	78
Desenho Técnico do Sistema Elétrico	83

1 INTRODUÇÃO

O presente trabalho objetiva apresentar uma abordagem alternativa ao controle de temperatura de uma superfície. A motivação se originou da observação e estudo dos vôos espaciais, em especial os sistemas de transporte espacial STS da Nasa (Ônibus espaciais) e dos desafios apresentados nos vôos supersônicos e hipersônicos, relativos ao controle de temperatura. Tradicionalmente, busca-se a utilização de materiais isolantes ou ablativos. Apesar dos avanços e do grande investimento realizado, a proteção térmica ainda é um dos grandes desafios tecnológicos nesses sistemas. Neste contexto, pretende-se avaliar a possibilidade de controle térmico da superfície.

A transferência de calor tem como finalidade calcular o calor transmitido entre superfícies, entre fluxos e também através de radiação. No estudo deste fenômeno utiliza-se uma vasta gama de equações, proporcionando a demonstração através de dados numéricos da variação de temperatura em diferentes situações e superfícies. Contudo, por ser complexa a compreensão deste tema e a resolução destas equações, a simulação prática se faz de grande valia possibilitando uma melhor interpretação dos resultados.

Logo uma boa alternativa é o desenvolvimento de bancadas didáticas, que conseguem alinhar o conhecimento da parte teórica com a prática, auxiliando no aprendizado de determinadas matérias, mostrando no funcionamento prático, o que torna possível a visualização de resultados teóricos e o funcionamento do processo de um modo mais completo.

O trabalho apresentado a seguir, tem o intuito de introduzir uma bancada didática que auxiliará o estudo da troca de calor e a construção de uma máquina térmica, serão demonstrados na prática os fenômenos da transferência de calor e massa. O projeto consiste basicamente de duas placas, com o fluxo de um determinado fluido na parte interna, por se torna possível o cálculo do calor, a variação de temperatura entre as placas e a manipulação das resistências de transferência de calor (troca de material, mudança de fluido ou a velocidade de escoamento).

Para o desenvolvimento do trabalho, foram realizadas pesquisas bibliográficas sobre a área térmica e posteriormente, execução do projeto e a construção do protótipo da bancada.

1.1 HISTÓRIA DA AVIAÇÃO

A história da aviação teve início com a criação do 14 bis e irmãos Wright, no início do século XX. Com o domínio do vôo, o homem poderia fazer maiores deslocamentos em

uma menor quantidade de tempo. Com isso foi necessário realizar vários estudos para aprimorar os aviões, logo surgiram vários estudos para torna-los mais velozes, seguros e eficientes. Segundo (Vinholes, Thiago, 2017) os aviões primitivos não tinham tecnologia suficiente para atingir grandes escalas de velocidades, atingiam uma velocidade máxima de 700 a 900 km/h, mais que essas velocidades eram extremamente perigosas para segurança do voo, pois ao atingi-la o avião era submetidos a uma turbulência e flutter capazes de danificar à fuselagem do avião.

A resolução para esse problema veio através das teorias de Ernest Mach (Ernest Mach, 1872) que propôs uma relação entre a velocidade do fluido e a velocidade do som em uma mesma equação, relacionando com o tipo de escoamento presente na superfície.

$$M = \frac{V}{C} \quad (1.1)$$

através dessa equação foi possível classificar os escoamentos em três formas diferentes:

- $M < 0,2$ - escoamento incompressível.
- $0,2 < M < 1$ - escoamento subsônico.
- $M = 1$ - escoamento sônico.
- $M > 1$ - escoamento supersônico.

O primeiro vôo supersônico tripulado foi realizado em 1947 pelo capitão da força aérea americana Charles Yeager, com a aeronave Bell X- 1, desenvolvido pela Bell Aircraft a pedido da NACA (National Association for Campus Activities) órgão do governo do EUA. O protótipo foi apelidado pelo seu designer, de "bala com asas", por parecer com uma bala de revólver. O modelo era equipado com um motor turbo jato que gerava 6000 libras de empuxo, gastando uma grande quantidade de combustível. O combustível utilizado, era uma mistura de água, etanol e oxigênio líquido, dando uma autonomia de 5 minutos de voo alcançando uma velocidade próxima de MACH 01. Para poupar esforços na decolagem, essa aeronave era lançada no ar, como uma bomba, através de um lançador b29 utilizado na segunda guerra mundial (Thiago Vinholes, 2017).

A segunda evolução dos aviões supersônicos, veio no ano de 1950 (AVRO 730, 2014). Nesse contexto, a Inglaterra com receio de ser bombardeada, pela antiga URSS, encomendou à AVRO (fabricante de aeronaves), uma máquina capaz de sobrevoar o espaço aéreo britânico, em uma pequena quantidade de tempo. Com isso nasceu o TYPE 730, um avião que podia ser tanto de pesquisas, quanto de ataque. Esse avião, possuía quatro motores turbo jato, propulsão suficiente para alcançar MACH 2,5 a 60000 pés de altitude,

a máquina possuía um grande desempenho, pois as asas criaram vórtices suficientes para manter a estabilidade, em baixa velocidade melhorando as condições de pouso e decolagem e permitindo um bom desempenho supersônico. Essa aeronave teve um fim trágico, pois ao alcançar MACH 2,5 o alumínio sofreu perda de resistência por fluência, devido à elevação da temperatura da fuselagem (fenômeno resultante em altas velocidades), fazendo com que o avião se deteriorasse no ar, obrigando as autoridades e especialistas, a determinarem MACH 2, como velocidade máxima de cruzeiro.

Segundo a revista *Airway* em 1967 foi desenvolvida a primeira aeronave supersônica de transporte de passageiros, em uma parceria entre Inglaterra e França, pela qual deram o nome de CONCORDE. A aeronave era equipada com um motor Rolls Royce Olympus, capaz de atingir uma velocidade de cruzeiro de 2 MACH, transportando cerca de 100 passageiros. O projeto não foi muito vendido pelo alto custo de aquisição, algo em torno de 23 milhões de euros e o alto consumo de combustível, cerca de 22 mil litros por hora. O Concorde ficou em operação até o ano de 2000, época em que um acidente o tirou de circulação. O acidente ocorreu através de uma peça que se desprende na pista de outra aeronave, atingindo a asa e o tanque de combustível da máquina, causando incêndio em um dos motores. Esse fato, junto com o alto custo de operação e manutenção foi o estopim para finalizar as operações em 2003, somada à falta de peças de reposição, dificultando a manutenção cara e complexa, diminuindo a confiabilidade do avião (Ricardo Moriah, 2011).

Na década de 1960, foi desenvolvida uma das aeronaves mais velozes do mundo, o Lockheed Sr-71 BLACK BIRD, que já se enquadra no termo hipersônico. Este avião tinha sua estrutura que trazia diversas inovações, possui fuselagem composta predominantemente por titânio que possibilitaria à aeronave a capacidade de alcançar MACH 3,2, já que o alumínio, como descrito anteriormente, não suportou a alta velocidade devido as propriedades termomecânicas que a fuselagem possuía, pois a máquina suportaria algo em torno de 200 °C no nariz e cerca de 500 °C na parte dos motores da aeronave. O combustível utilizado é uma mistura conhecida como JP 07, que possui em sua estrutura química, um alto ponto de fulgor, pois com o aquecimento da fuselagem também irá aquecer os tanques de combustível podendo causar uma explosão, caso o ponto de fulgor do combustível fosse baixo. O Black BIRD teve as operações finalizadas em 1999, após vários anos de uso (GIBBS, 2015).

E estudos publicados na revista *AIRWAY* (Vinhos, Thiago, 2018) mostra uma parceria entre FAB (Força Aérea Brasileira) a BOEING com o desenvolvimento de um motor turbo jato capaz de atingir velocidades de até 6000 km/h. Esse modelo de aeronave será usada na defesa do espaço aéreo Brasileiro, e começara a ser testada no ano de

2020. Segundo a engenheira aeroespacial do Conselho Internacional de Transporte Limpo Anastasia Kharina "essas aeronaves supersônicas queimarão de cinco a sete vezes mais combustível do que as aeronaves padrão que estão voando hoje" com isso aumenta o nível de emissão de poluentes na atmosfera. Kharina também afirma que "mudança climática é a prioridade número 1 que o mundo deseja resolver, e reviver a aviação supersônica está indo na direção oposta" (Vinholes, Thiago, 2018).

1.1.1 ADMINISTRAÇÃO NACIONAL DA AERONÁUTICA E ESPAÇO (*NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION - NASA*)

Com a finalidade de aprofundar sobre o assunto de proteção térmica, é preciso citar a *National Aeronautics and Space Administration - (NASA)* é a Agência Espacial Americana que está diretamente relacionada com o desenvolvimento tecnológico, pesquisas e métodos de exploração espacial. Sua missão é incrementar o futuro das pesquisas, realizar descobertas e exploração do espaço. Portanto, sendo a maior referência no desenvolvimento de proteção térmica (YVETTE, 2008).

1.1.2 PROGRAMA APOLLO

O programa Apollo foi um conjunto de 17 missões realizadas com o objetivo de estabelecer a tecnologia, desenvolver a capacidade humana para trabalhar na lua e realizar um programa de exploração espacial com o incentivo do governo. Outras missões foram planejadas para serem realizadas após a missão Apollo 17, mas não houve mais interesse ou investimentos do governo norte-americano e com isso as futuras missões do Apollo tiveram que ser canceladas (LOFF, 2015).

As cápsulas do Apollo para suportar as altíssimas velocidades e temperaturas muito altas na reentrada da atmosfera possuíam uma blindagem ablativa. A base das cápsulas sofria ondas de choque e um violento atrito com o ar, consequentemente gerando um calor suficiente para atingir milhares de Kelvins. Em decorrência disso, o revestimento chegava à superfície da Terra com uma espessura menor do que no início da reentrada e as placas de cerâmica do nariz devem ser trocadas após algumas missões (LOFF, 2015).

1.1.3 ACIDENTES DOS ÔNIBUS ESPACIAIS

Uma das principais motivações para o estudo sobre aquecimento em escoamentos compressíveis, foram os acidentes catastróficos, causados em grande parte, pela entalpia de estagnação.

Na história dos ônibus espaciais ficaram marcados duas tragédias que tiraram a vida de 14 astronautas. Em 1986, o Challenger explodiu pouco após o lançamento. Em 2003, o Columbia se preparava para o pouso quando se desintegrou enquanto reentrava na atmosfera.

1.1.3.1 Ônibus Espacial CHALLENGER

Em 28 de janeiro de 1986 após 73 segundos da decolagem, o ônibus espacial da NASA Challenger explodiu mantando toda a tripulação. A aeronave viajava à um número Mach de 1,92 com altitude de aproximadamente 46.000 pés (14.020,8 m). Nestas condições, determinou-se após um levantamento, que a causa do acidente foi ocorrida por uma falha de *o-ring* (torna-se quebradiço nas temperaturas frias) no *booster* do foguete sólido direito, que foram projetados para vedar as seções do propulsor de foguete. Esta falha foi ocasionada devido as baixas temperaturas na manhã do lançamento (KSC, 2016).

1.1.3.2 Ônibus Espacial COLUMBIA

Em 16 de janeiro de 2003 o ônibus espacial decolou do Centro Espacial Kennedy na Flórida com sete astronautas para uma nova missão no espaço. Após o lançamento, entre 8 a 81,9 segundos uma pequena porção de espuma se soltou do tanque de combustível externo laranja e atingiu a asa esquerda do veículo reforçado de carbono-carbono (DUNBAR, 2005). No dia 01 de fevereiro na reentrada da atmosfera essa brecha que havia se soltado no isolamento da ponta permitiu um aquecimento do ar de penetração, o que ocasionou no derretimento progressivo da estrutura de alumínio do lado esquerdo, resultando em um enfraquecimento da estrutura até o aumento das forças aerodinâmicas causando a perda de controle, falha na asa e desintegração da nave. Com isso, todos os tripulantes do ônibus espacial foram desintegrados no céu do Texas com apenas 16 minutos para o pouso (AIBN, 2013).

Algumas melhorias da avaliação dos danos e reparação foram realizadas após o acidente da Columbia, a NASA está realizando rigorosos testes e análises sobre os materiais do sistema de proteção térmica para identificar os riscos e falhas. Os responsáveis (engenheiros e projetistas) estão desenvolvendo testes de impacto, avaliações dos danos de tolerância, e capacidades de inspeção e reparo como parte do retorno dos voos. Com isso, muitas técnicas estão sendo utilizadas para garantir o sucessos das futuras viagens no espaço por meio dos ônibus espaciais (AIBN, 2013).

1.2 OBJETIVO GERAL

Projeto de uma bancada de transferência de calor por convecção forçada com aplicação didática.

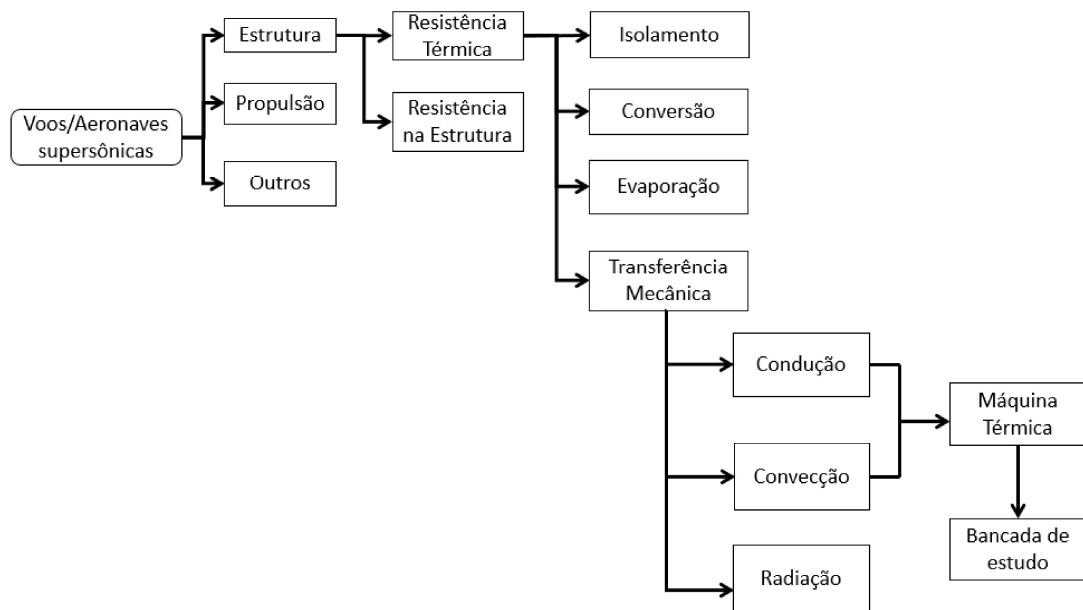
1.3 OBJETIVO ESPECÍFICO

- Avaliar os efeitos do controle de temperatura através de convecção forçada;
- Visualizar ensaio de transferência de calor;
- Comparar os resultados práticos e teóricos.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Á partir do conceito proposto, foi realizada a decomposição funcional com os elementos demonstrados na figura 1. Eles são responsáveis por proporcionar uma melhor visão dos pontos de interesse da pesquisa, além de auxiliar na visão geral da primeira fase do trabalho, tornando-o mais conciso e coeso.

Figura 1 – Fluxograma da Primeira Etapa do Projeto



Fonte Própria

Como discutido, primeiro partiu-se do conceito principal de Vôos e Aeronaves supersônicas, que é composto por componentes complexos em suas particularidades, sendo eles a estrutura, a propulsão, os eletrônicos entre outros. Como o foco do estudo é a geração de calor e seu resfriamento, é preciso que se aprofunde no componente da estrutura. Este tópico, por sua vez, depende do entendimento sobre o isolamento térmico aplicado a diferentes aeronaves, o que dá ênfase à importância do estudo térmico para a aviação, tornando possível a análise da transferência de calor, na qual se encaixa a introdução do projeto de estudo proposto, retirando o calor gerado na superfície.

2.1 AQUECIMENTO DA FUSELAGEM DA AERONAVE

Produzir aeronaves supersônicas sempre foi algo muito complexo e que demanda muito estudo e investimento, pois ao atingirem esse tipo de deslocamento a aeronave está sujeita a elevação significativa da temperatura. Por isso o material deverá possuir boas propriedades mecânicas para suportar a carga absoluta da aeronave, ser um bom isolante térmico

e suportar tal temperatura sem perder suas propriedades. Diante disso, apresenta-se uma proposta de solução para essa situação que sempre limitou a indústria aeroespacial a expandir os limites de velocidade.

As aeronaves a partir de determinada velocidade de deslocamento, considerando um volume de controle, passam a variar de forma mais significativa a massa específica do ar (ρ), logo o fluido passa a ser analisado na condição de escoamento compressível, condição que gera alguns fenômenos responsáveis pela elevação da temperatura da fuselagem. Dentre os efeitos desse tipo de escoamento aborda-se a entalpia de estagnação (h_0), que vai de um ponto com velocidade a outro em repouso em uma desaceleração isentrópica, transformando a energia cinética em energia de pressão e térmica. Outro fator é a onda de choque, que acontece acima de Mach 1, que é causada por uma variação brusca das propriedades do fluido ao longo do escoamento, acontecendo sempre que o fluido não atender as condições de contorno, com a possibilidade de um escoamento isentrópico no volume de controle, contribuindo ainda mais para o aumento da temperatura (BRUNETTI, 2008b).

Para se compreender como esse aquecimento acontece, é fundamental que se entenda os princípios termodinâmicos que o definem. Como a compressão isentrópica ocorre e tem-se o ar atmosférico como fluido, é importante definir a equação dos gases ideais.

$$P = \rho RT \quad (2.1)$$

Sendo:

P=Pressão

V=Volume

R = Contante específica do gás

ρ = Massa específica

O número de Mach, como introduzido anteriormente, é a relação do escoamento numa seção e a velocidade do som na mesma seção, como demonstrado na equação 1.1.

A velocidade do som, para gases ideais, também pode ser representada da seguinte forma (BRUNETTI, 2008b):

$$C = \sqrt{KR\Delta T} \quad (2.2)$$

Sendo:

K= Relação dos calores específicos

R= Contante específica do gás

ΔT = Variação de temperatura ($T_{sup} - T_{amb}$)

A entalpia (h) de estagnação é descrita da seguinte forma:

$$h_{sup} + \frac{V_{sup}^2}{2} = h_{amb} + \frac{V_{amb}^2}{2} \quad (2.3)$$

Sabe-se que para uma simulação de escoamento é plausível que se considere o fluido com velocidade e o objeto em estudo como em repouso, para facilidade de reestudos. Logo, a superfície da aeronave recebe $V=0$ e $h=C_p.T$, possibilitando a reformulação para:

$$C_p.T_{sup} = C_p.T_{amb} + \frac{V_{amb}^2}{2} \quad (2.4)$$

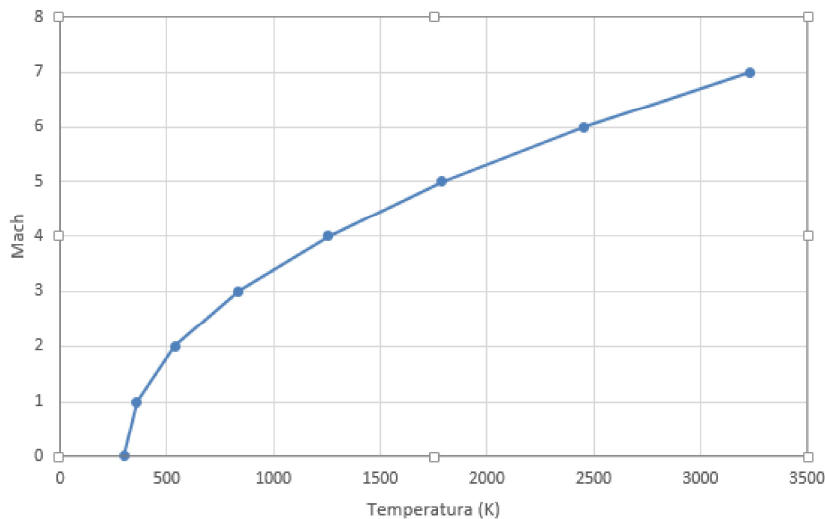
Onde:

C_p =Calor específico a pressão constante

Substituindo e simplificando as questões citadas anteriormente, é possível obter uma equação mais concisa, representada a seguir. Tornando possível o desenvolvimento e análise do gráfico ilustrado na figura 2 (criado com a ajuda do "software" *Excel* da empresa *Microsoft*) que por sua vez permite uma melhor interpretação do valor da temperatura em função do Mach para o ar.

$$T_{sup} - T_{amb} = \frac{M^2 K R T}{2 C_p} \quad (2.5)$$

Figura 2 – Gráfico do Mach em função da temperatura superficial



Fonte Própria

2.2 RESISTÊNCIA TÉRMICA E MATERIAIS

Ao analisar que velocidades supersônicas aumentam a temperatura do casco da aeronave, a empresa Lockheed, teve a ideia de usar titânio como principal material de trabalho para desenvolver o SR-71 Black Bird, pois possui propriedades que atendem às condições desse tipo de escoamento (UFPR, 2007). O Titânio tem uma temperatura de fusão em torno de 1650°C , sendo necessário um complexo mecanismo para fundir o material, pois ele é facilmente contaminado por outros elementos, um dos motivos do preço elevado (ProtoLab Propiedades dos Materiais, 2013).

Propriedades mecânicas do Titânio Puro (recozido):

- Limite de Resistência à Tração (tensão até ruptura): 517 Mpa;
- Limite de Escoamento (regime elástico): 448 Mpa;
- Limite de Resistência à Fadiga: Aplicando-se uma carga média de 30 por cento da tensão de escoamento. A falha do material ocorre em aproximadamente 19 milhões de ciclos;
- Altas Temperaturas:
 - Condutividade Térmica: 22 W/m.K ;
 - Massa Específica: $4,506 \text{ g/cm}^3$;

Usa-se o titânio quando a temperatura de trabalho excede os 250°C com carga constante. A liga de alumínio vanádio e titânio (Ti-6Al-4V) suporta sobre carregamento 350°C , acima desse valor, aço e superligas de níquel são a melhor alternativa, no entanto esses materiais podem ser 70 % mais pesados (ProtoLab Propiedades dos Materiais, 2013).

- Limite de Resistência à Tração (tensão até ruptura): 993Mpa;
- Limite de Escoamento (regime elástico): 924Mpa;

Quando se trata de reentrada na atmosfera, por exemplo, usa-se as ligas de gama-titânio-aluminídeo (Ti-48Al-2Cr-2Nb), podendo suportar 850°C por longos períodos de tempo (FAB, 2018).

Aeronaves convencionais são predominantemente compostas, por alumínio e suas ligas. Isso se deve ao fato de serem leves, terem boa resistência mecânica, boa elasticidade e serem inoxidáveis (RODRIGUES, 2013). Apesar desse comportamento, ele também apresenta boa condutividade térmica, o que é desfavorável quando submetido a velocidades

hipersônicas, na qual o material vai aquecer podendo comprometer a microestrutura por fluência e dependendo da velocidade, podendo até fundir o material.

Características do Alumínio Puro (recozido):

- Limite de Resistência à Tração (tensão até a ruptura): 48 Mpa (O valor pode variar em função da liga, e/ou tratamento térmico);
- Limite de Escoamento: 12,7Mpa (tensão em regime elástico);

Limite de resistência à fadiga: Em muitas ligas de alumínio, não há um limite ao qual a fadiga não possa acontecer, porém quanto menor a carga aplicada, maior será o número de ciclos. Testes afirmam que o limite está em torno de 50 milhões de ciclos, com cargas entre 25 e 50%, do valor da tensão de ruptura (σ_{rup}) (Associação Brasileira do Alumínio, ABAL, 2017).

Temperaturas elevadas:

- Fusão: O alumínio puro, funde em 660°C. O mesmo não acontece com várias ligas do metal, que costuma fundir em temperaturas inferiores;
- Fluência: A partir dos 200°C, quando submetido a tensão por longos períodos, o material tende a deformar plasticamente. Por outro lado, existem ligas que contornam essas propriedades;
- Condutividade Térmica do Alumínio: 204 W/m.K;

O alumínio faz liga com outros metais, como o cobre e o manganês, ou silício, um ametal que atua como um metal. A principal função das ligas de alumínio, é aumentar a resistência mecânica, mantendo ao máximo as demais propriedades (Associação Brasileira do Alumínio, ABAL, 2017).

2.3 PROTEÇÃO TÉRMICA

Além de uma boa escolha dos materiais estruturais, em alguns casos mais extremos, uma proteção térmica adicional de faz necessária. Para isto algumas empresas de grande renome e também universidades desenvolvem materiais e tecnologias específicas para estes casos.

2.4 SISTEMA DE PROTEÇÃO TÉRMICA (*THERMAL PROTECTION SYSTEMS - TPS*)

A proteção térmica é de fundamental importância na criação dos projetos relacionados aos ônibus espaciais. Alguns desafios foram encontrados ao decorrer do seu desenvolvimento, como por exemplo, na utilização de sistemas reutilizáveis que pudessem suportar os ambientes de altas temperaturas na reentrada da atmosfera terrestre. Além disso, possuem uma vida útil de no mínimo 100 missões com remodelação e manutenção (DUNBAR, 2015).

Durante o período de reentrada, a superfície externa dos ônibus espaciais podem atingir uma temperatura de até 1648 graus Celsius ($^{\circ}\text{C}$) na reentrada, ou -156°C no frio rigoroso do espaço. Assim, o sistema de proteção térmica foi desenvolvido para proteger a estrutura metálica subjacente, os tanques de combustível criogênico, aquecimento aerodinâmico, proporcionar uma superfície lisa e até mesmo suportar as variações de temperatura em órbitas, névoa, vento e chuva (CHAPLINE, 2016).

O aquecimento aerodinâmico é baseado na combinação de compressão e fricção do gás atmosférico na superfície de um objeto. O calor gerado nesse processo é irradiado de volta para o espaço em virtudes das altas temperaturas da superfície. A tampa do "nariz" e as arestas das asas (onde são alocados os tanques), são as regiões da aeronave com temperaturas mais elevadas, por esse motivo os ônibus espaciais são compostos de vários materiais, proporcionando baixo peso e custo (DUNBAR, 2015).

2.4.1 Proteção Térmica: Materiais

Inúmeros materiais foram utilizados nas pesquisas para o desenvolvimento do projeto de um sistema de proteção térmica para os ônibus espaciais, tais como, "telhas" de sílica rígidas ou isolamento fibroso para temperaturas de aproximadamente 1260°C ($1533,15\text{ K}$) e reforçado de carbono-carbono para temperaturas superiores a 1260°C ($1533,15\text{ K}$). Todos estes materiais utilizam revestimentos de elevada emissividade para garantir a máxima rejeição de calor por convecção de entrada e através de calor por radiação. Isto garante que estes materiais irão suportar temperaturas nos momentos de lançamento, subida, operações em órbita, reentrada e pouso (CHAPLINE, 2016).

2.4.1.1 Categoria das Telhas

- **Alta Temperatura:** "Telhas" de isolamento superficial reutilizável usado um revestimento de vidro de borossilicato preto, com um valor de emitância (energia emitida)

superior a 0,8. Utilizada para cobrir áreas dos veículos em que as temperaturas atingiriam até 1260 °C (1533,15 K) (CHAPLINE, 2016).

- **Baixa temperatura:** "Telhas" de isolamento superfície reutilizável, que engloba um revestimento branco com as propriedades ópticas adequadas, necessárias para manter as temperaturas de aproximadamente 649 °C (922,15 K) e para o controle térmico do veículo (CHAPLINE, 2016).

2.4.1.2 Reforçado de Carbono-Carbono

É um material composto por uma cura de tecido de grafite que tenha sido pré-impregnados com resina fenólica, logo após, coloca-se em moldes com formatos complexos. As peças são ásperas, o polímero de resina é convertido em carbono por *pyrolysis* (uma alteração química provocada pela ação de calor), e em seguida a peça é impregnada com álcool furfurílico e pirolisados várias vezes para aumentar a sua densidade resultando em uma melhora nas suas propriedades mecânicas e maior resistência a abrasão (CHAPLINE, 2016).

2.4.1.3 Materiais Ablativos

Os materiais ablativos são utilizados até os dias atuais por ter sua eficácia comprovada desde a corrida espacial. Por ser um material que resiste a altas temperaturas, tem baixa condutividade térmica, calor específico elevado, resiste à erosão, dissipa energia térmica enquanto se desintegra, resiste ao choque térmico e tem alta resistência ao impacto. Mas, ocorre a dissipação gradual do material devido aos intensos fluxos térmicos (SILVA, 2009).

2.4.2 Preocupações

Uma das preocupações referentes ao sistema de proteção, é com a falta de dados para estimar a durabilidade e operabilidade dos materiais que serão utilizados na proteção térmica dos ônibus espaciais. Estes materiais devem resistir a erosão da chuva, impactos de partículas de baixa e alta velocidade, carregamento aerotérmico, acústico e termomecânico. Os problemas direcionados a operabilidade estão diretamente relacionados ao tipo de impermeabilização (logo após cada voo é necessário impermeabilizar as telhas e cobertores na sonda para evitar que absorvam umidade), revestimentos, facilidade de inspeção, manutenção e reparo, técnicas de fixação que permitem uma substituição rápida (CHAPLINE, 2016).

2.5 TERMODINÂMICA

Termodinâmica é a ciência que estuda a energia e suas conversões, tendo como base três leis fundamentais, que podem ser intituladas como lei zero, 1ª lei e 2ª lei.

A lei zero da termodinâmica diz que quando dois corpos têm igualdade de temperatura com um terceiro corpo, eles terão igualdade de temperatura entre si. Um exemplo bem simples para essa lei é quando cozinhando e esquecemos a colher dentro da panela, ela aquecera até a temperatura que o alimento se encontra, estabelecendo um equilíbrio térmico entre eles (BORGNAKE; SONTAG, 2013) .

Diferente da lei zero, na 1ª lei da termodinâmica aplica-se o princípio de conservação de energia, afirmando que a energia total transferida para um sistema é igual à variação de sua energia interna conforme demonstrado na equação 2.6, que combinada com a energia cinética e potencial é denominada de energia total, conforme demonstrado na equação 2.7 (BORGNAKE; SONTAG, 2013).

$$\Delta E = Q + W \quad (2.6)$$

A energia total (E_t) é composta pela energia interna, cinética, potencial e demais termos (equação 2.7), já a Energia interna U é composta pela energia térmica (calor latente e sensível), química e nuclear (RIBERA, 2019).

$$E_t = m(h + \frac{1}{2}v^2 + gz) \quad (2.7)$$

Na 2ª lei apresenta-se o grau de reversibilidade dos processos térmicos. Na equação 2.8. O δQ é a variação de calor trocado com o meio externo e a temperatura do sistema e essa relação é denominada entropia (CENGEL; GHAJAR, 2009a).

$$\int \frac{\delta Q}{T} \leq 0 \quad (2.8)$$

$$dS \geq \frac{\delta Q}{T} \quad (2.9)$$

De forma mais intuitiva, um processo isentrópico não troca calor com o meio externo para mudar o grau de agitação das moléculas (CENGEL; GHAJAR, 2009a).

$$dS_{saida} \geq 0 \quad (2.10)$$

2.6 TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Como os vôos supersônicos resultam no aumento da temperatura dos materiais da fuselagem da aeronave, é importante analisar o comportamento dos materiais submetidos à altas temperaturas. Sendo assim, analisa-se de forma mais abrangente, os estudos de transferência de Calor, seja na forma de condução, convecção ou radiação e verificar as condições em que cada tipo de transferência se adequa.

2.6.1 Condução

O processo da condução térmica, baseia-se na passagem de calor da região de temperatura mais alta, para outra região com menor temperatura (de acordo com a segunda lei da termodinâmica o calor flui do corpo com maior temperatura para o corpo com menor temperatura). A energia do corpo de temperatura mais alta agita as moléculas do corpo de temperatura mais baixa, fazendo com que a energia cinética média das moléculas deste último se eleve, aumentando, assim, sua energia interna. Consequentemente, a temperatura do corpo que está recebendo a energia em forma de calor se eleva até o estado de equilíbrio (MORISHITA; BARROSA, 2004). A condução ocorre em sólidos, líquidos e gases, sendo nos dois últimos devido as colisões e difusões das moléculas, já nos sólidos ela acontece devido à combinação das vibrações das moléculas e a energia é transportada por elétrons livres.

O processo da condução térmica, baseia-se na passagem de calor da região de temperatura mais alta, para outra região com menor temperatura (de acordo com a segunda lei da termodinâmica o calor flui do corpo com maior temperatura para o corpo com menor temperatura). A energia do corpo de temperatura mais alta agita as moléculas do corpo de temperatura mais baixa, fazendo com que a energia cinética média das moléculas deste último se eleve, aumentando, assim, sua energia interna. Consequentemente, a temperatura do corpo que está recebendo a energia em forma de calor se eleva até o estado de equilíbrio (MORISHITA; BARROSA, 2004). A condução ocorre em sólidos, líquidos e gases, sendo nos dois últimos devido as colisões e difusões das moléculas, já nos sólidos ela acontece devido à combinação das vibrações das moléculas e a energia é transportada por elétrons livres.

$$q'' = -k \frac{dt}{dx} \quad (2.11)$$

Onde:

q'' = Taxa de condução de Calor;

K = Condutividade térmica do material;
 dT/dx = Gradiente de temperatura na seção.

2.6.1.1 Condutividade Térmica

A condutividade térmica é a capacidade de um material conduzir calor. Ela pode ser definida, como a taxa de transferência de calor por meio de uma unidade de comprimento de um material por unidade de área e por unidade de diferença de temperatura (CENGEL; GHAJAR, 2009a). Um material é classificado como bom condutor de calor, de acordo com o valor da sua condutividade, sendo que quanto maior este valor, melhor condutor ele será, como por exemplo, o cobre e alumínio que possuem alta condutividade térmica, respectivamente $398[W/mk]$ e $237[W/mk]$. Os materiais que possuem baixo valor de condução de calor, são classificados como isolantes, aqui pode-se citar o isopor e borracha como mal condutores de calor por possuírem valor de condução variando de $0,033$ a $0,020[W/mk]$. Os metais e cristais puros possuem maiores valores de condutividade, enquanto os gases e materiais isolantes tem menores valores de condução.

A condutividade térmica nos gases é proporcional a raiz quadrada da temperatura e inversamente proporcional a raiz quadrada da massa molar, isso significa que, para um determinado gás a condutividade aumenta com o aumento da temperatura e diminui com o aumento da massa molar (CENGEL; GHAJAR, 2009a).

Nos líquidos a condutividade térmica se torna complicada pelo fato de ocorrer uma maior proximidade das moléculas, permitindo um forte campo de força intermolecular; ao contrário dos gases, na fase líquida a condutividade decresce com o aumento da temperatura, exceto com a água, com o aumento da massa molar também ocorre a diminuição da condutividade térmica. Os valores de condutividades para os líquidos estão no intervalo entre os sólidos e gases. Na maior parte dos casos a condutividade térmica é maior nos elementos na fase sólida e menor na fase gasosa (MORISHITA; BARROSA, 2004).

Nos elementos na fase sólida a condutividade ocorre devido a dois fatores: ondas de vibração de rede que são motivadas pelos movimentos vibracionais das moléculas arranjadas em posições relativamente fixas, constituindo redes e a energia transportada por meio do movimento livre dos elétrons. A alta condutividade térmica de metais puros está relacionada ao componente eletrônico e este componente depende de como as moléculas estão arranjadas. O diamante é um exemplo de elemento que possui arranjo atômico ordenado sendo o sólido com maior valor de condutividade térmica conhecido, por isso é utilizado em sistemas eletrônicos como dissipador de calor, obstante seu elevado valor (SIMÕES, 2012).

Metais puros possuem condutividade térmica elevada, entretanto, nas ligas metálicas (junção de dois ou mais elementos) a condutividade térmica é menor do que nos metais puros (CENGEL; GHAJAR, 2009a).

A condutividade térmica dos materiais varia com a temperatura, em certos materiais ocorre uma pequena variação no decorrer do tempo, já em outros casos essa variação é bastante perceptível e pode aumentar drasticamente próxima do zero absoluto onde se tornam materiais supercondutores (MORISHITA; BARROSA, 2004).

Na transferência de calor um material é considerado isotrópico, ou seja, com propriedades uniformes em todas as direções, porém, os materiais compostos de madeira apresentam características estruturais diferentes e em direções diferentes (CENGEL; GHAJAR, 2009a).

2.6.1.2 Difusividade Térmica

É uma propriedade específica do material, para caracterizá-lo quanto a condução de calor. Representa a velocidade com que o calor se difunde por meio de um material. A difusividade térmica pode ser entendida como a razão entre o calor conduzido por meio do material e o calor armazenado por unidade de volume. Um material com alta condutividade térmica ou baixa capacidade térmica terá elevada difusividade térmica, quanto maior for esta propriedade, maior será a propagação de calor no meio. Um valor pequeno de difusividade térmica indica que a maior parte do calor é absorvida pelo material e uma quantidade pequena de calor é conduzida (CENGEL; GHAJAR, 2009a). A difusividade térmica é definida pela equação:

$$\alpha = \frac{k}{\rho c_p} \quad (2.12)$$

Onde:

α = Difusividade térmica;

k = Condutividade térmica;

ρc_p = Capacidade térmica;

2.6.1.3 Equação de Condução de Calor

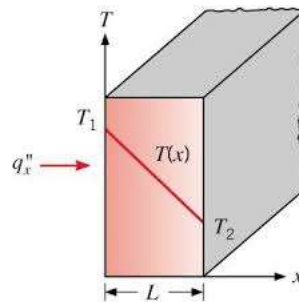
2.6.1.4 Equação de Condução de Calor Unidimensional

A condução de calor dita unidimensional é aquela que ocorre apenas em uma direção, sendo desprezível nas outras. A equação da condução de calor varia de acordo com a coordenada sendo elas retangulares, cilíndricas ou esféricas.

2.6.1.5 Equação da Condução de Calor em Paredes Planas

O caso ilustrado na figura 3, se refere a uma parede de espessura L , cujo lado esquerdo é mantido a uma temperatura T_1 enquanto o lado direito possui uma temperatura T_2 . Para esta situação será considerado regime permanente, condução de calor unidimensional e propriedade de transportes constantes. Como se pode observar, a distribuição de temperaturas $T(x)$ dentro da parede é linear.

Figura 3 – Condução de Calor Em Paredes Planas



Fonte: (CENGEL; GHAJAR, 2009a)

A equação que rege a condução de calor para paredes planas é apresentada a seguir:

$$q'' = \frac{k\Delta t}{L} \quad (2.13)$$

Onde:

K = Condutividade Térmica do Material;

Δt = Variação de Temperatura;

L = Espessura da Parede.

2.6.1.6 Equação da Condução de Calor em um Cilindro Longo

Para esta situação será usado o mesmo princípio do caso anterior, sem geração de calor e condutividade térmica, regime permanente, porém, a geometria do material passa a ser no formato cilíndrico.

O fluxo de calor nas superfícies cilíndricas é produto da equação:

$$q'' = \frac{K(T_2 - T_1)}{r \ln \frac{r_1}{r_2}} \quad (2.14)$$

Onde:

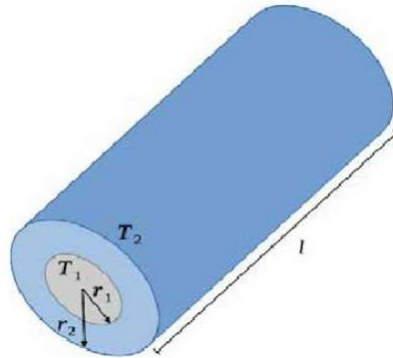
T_2 = Temperatura Externa;

T_1 = Temperatura Interna;

R_1 = Raio interno;

R_2 = Raio Externo.

Figura 4 – Condução de Calor Em Cilindros

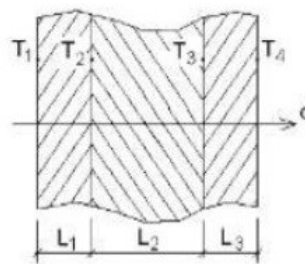


Fonte: (SIMÕES, 2012)

2.6.1.7 Condução de Calor Permanente em Paredes Planas Compostas

O fluxo de calor para este caso é o mesmo que atravessa todas as paredes. Será adotado regime permanente, condução unidimensional sem geração de calor na parede. Para paredes planas compostas é utilizado o método das resistências térmicas para de calcular a taxa de transferência de calor através da superfície, segundo (CENGEL; GHAJAR, 2009a) isso é feito observando que a resistência de condução de cada parede é L/KA , sendo ligadas em série e usando a analogia elétrica, ou seja, dividindo a diferença de temperatura entre duas superfícies em temperaturas conhecidas pela resistência térmica total entre elas.

Figura 5 – Transferência de Calor Em Paredes Compostas



Fonte: (SIMÕES, 2012)

Para cada parede temos as seguintes equações:

$$\text{Parede 1: } q = \frac{K_1 A (T_1 - T_2)}{L_1}$$

$$T_1 - T_2 = \frac{q L_1}{K_1 A}$$

$$\text{Parede 2: } q = \frac{K_2 A (T_2 - T_3)}{L_2}$$

$$T_2 - T_3 = \frac{q L_2}{K_2 A}$$

$$\text{Parede 3: } q = \frac{K_3 A (T_3 - T_4)}{L_3}$$

$$T_3 - T_4 = \frac{q L_3}{K_3 A}$$

Somando-se as equações temos:

$$T1 - T4 = \frac{q \sum Li}{KiA} \quad \text{ou} \quad q = \frac{\Delta T}{R}$$

2.6.1.8 Condução de Calor Transiente

Na condução de calor transiente será considerado a variação da temperatura com o tempo e a posição. Nos problemas envolvendo condução de calor transiente é adicionado um termo que representa a mudança na quantidade de energia do meio com o tempo. Esse termo adicional aparece como derivada primeira da temperatura em função do tempo na equação diferencial e como mudança na quantidade de energia interna durante a variação de temperatura na formulação do balanço de energia. (CENGEL; GHAJAR, 2009a)

2.6.1.9 Método da Capacitância Global

A essência do método da capacitância global é a suposição de que a temperatura do sólido é espacialmente uniforme em qualquer instante durante o processo de transição, assim, o gradiente de temperatura no interior deste sólido pode ser desprezado (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000). Este é o método mais simples para se obter resultados em problemas de aquecimento e resfriamento de determinadas superfícies e sólidos, deve-se determinar as condições em que ele pode ser usado, obtendo maior precisão nos resultados. Adota-se como exemplo, uma parede plana em regime estacionário de condução, em que uma superfície é mantida a uma temperatura e a outra é exposta a um fluido de temperatura $T_{\infty} < T_{s1}$. A temperatura desta superfície será algum valor T_{s2} , onde, $T_{\infty} < T_{s2} < T_{s1}$ como mostrado na figura 6.

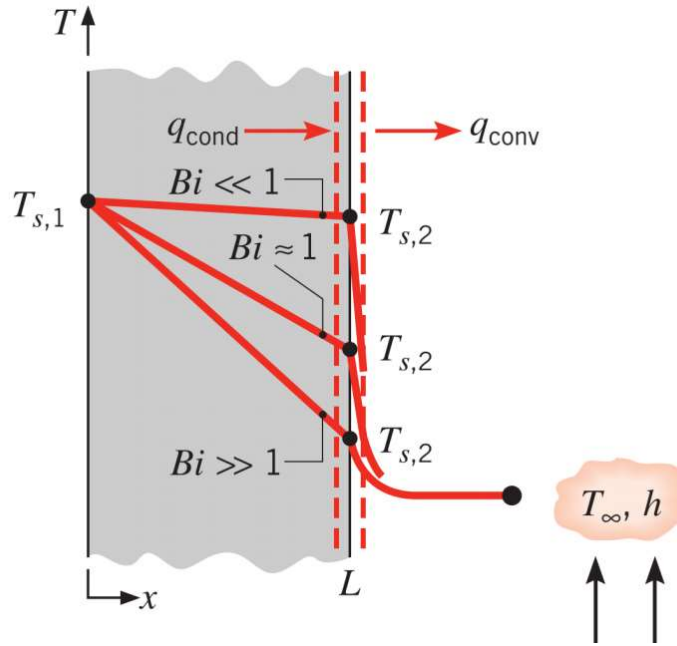
Em condições de regime estacionário o balanço de energia superficial será:

$$\frac{kA}{L}(T_{s1} - T_{s2}) = hA(T_{s2} - T_{\infty}) \quad (2.15)$$

Em problemas de condução envolvendo efeitos de convecção, um parâmetro é fundamental para realiza-se os cálculos, o número de Biot que é dado pela sigla BI, ele fornece uma medida da queda de temperatura do sólido, em relação à diferença de temperatura, entre a superfície e o fluido (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000). Quando obtem-se $BI \ll 1$, a resistência a condução dentro do sólido será menor do que a resistência a convecção através da camada limite do fluido. Através disto supõe-se que a distribuição de temperatura seja uniforme.

Para $BI \ll 1$ o gradiente de temperatura no sólido é pequeno, e $T(x, t) = T(t)$. Praticamente a diferença de temperatura está entre o fluido e o sólido. Para valores de $BI = 1$, os gradientes de temperatura no interior do sólido são significativos, portanto, $T = T(x,$

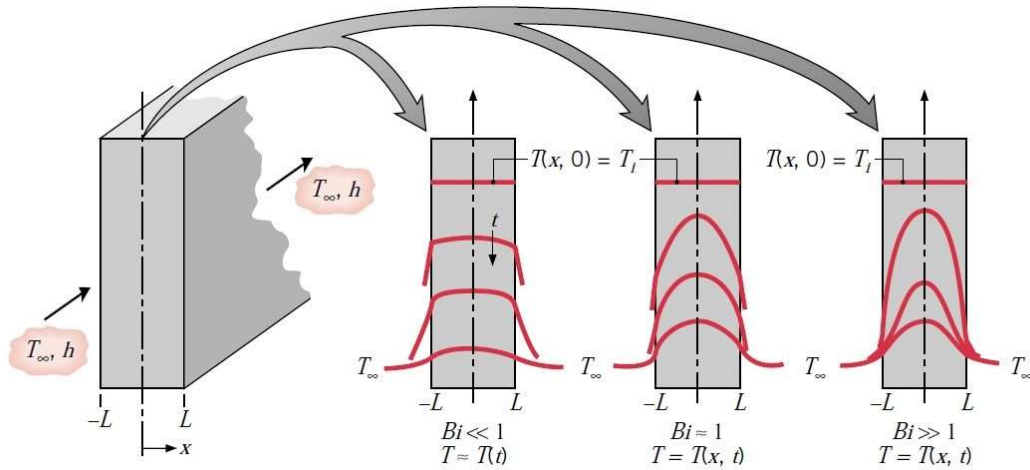
Figura 6 – Distribuição de Temperatura em uma Parede Plana



Fonte: (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000)

t). Já, ao usar-se o $BI \gg 1$, a diferença de temperatura no sólido é muito maior do que aquele entre a superfície e o fluido, a imagem 5 demonstra como ocorre este fenômeno.

Figura 7 – Distribuição de Temperaturas Transientes Para Diferentes Números de Biot.



Fonte: (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000)

Para $BI < 0,1$, o erro associado ao uso do método da capacitancia global é aceitável. A equação utilizada para cálculo do número de Biot é dada abaixo:

$$BI = \frac{hLc}{K} \quad (2.16)$$

$$Lc = \frac{v}{Asup} \quad (2.17)$$

Onde:

h = Coeficiente Convectivo;

K = Coeficiente de Condutividade Térmica;

Lc = Comprimento Característico;

v = Volume do Corpo;

$Asup$ = Área da Superfície.

Outro parâmetro utilizado para cálculo de condução transiente é conhecido como número de Fourier, este representa o tempo decorrido para que ocorra a transferência de calor na superfície, e sua equação é dada por:

$$Fo = \frac{\alpha t}{L^2} \quad (2.18)$$

2.6.1.10 Efeitos Espaciais

Este modelo é utilizado quando não se pode recorrer ao método da capacitância global para cálculo de condução transiente, agora deve-se considerar os gradientes de temperatura no interior do sólido. Deve-se especificar uma condição inicial que será $T(x, 0) = T_i$ e duas condições de contorno que serão:

$$\frac{\partial T}{\partial x} = 0 \quad (2.19)$$

$$-K \frac{\partial T}{\partial x} = h[T(L, t) - T_\infty] \quad (2.20)$$

A condição inicial demonstra uma distribuição de temperatura no tempo $t = 0$, a equação 2.19 reflete o requisito de simetria para o plano médio da parede, já a fórmula 2.20 presume a condição de superfície experimentada para o tempo $t > 0$ (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000).

A forma adimensional da variável temperatura, pode ser definida como:

$$\theta^* = \frac{\theta}{\theta_i} = \frac{T - T_\infty}{T_i - T_\infty} \quad (2.21)$$

A coordenada espacial (comprimento) adimensional, pode ser representada a partir de:

$$X^* = \frac{x}{L} \quad (2.22)$$

Já o tempo adimensional, pode ser definido como:

$$t^* = \frac{\alpha t}{L^2} \equiv Fo \quad (2.23)$$

Na forma adimensional, a dependência funcional pode ser demonstrada por:

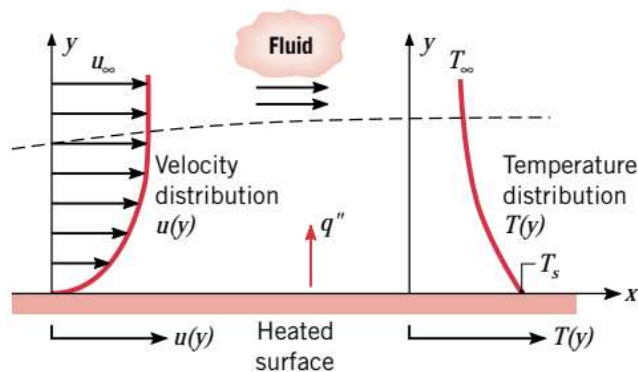
$$\theta^* = f(x^*, Fo, Bi) \quad (2.24)$$

A equação 2.24 implica que, para uma certa geometria, a distribuição transiente de temperaturas é uma função universal de x^* , Fo , Bi . Isto é, a solução adimensional tem uma forma especificada que não depende dos valores particulares de T_i , T_∞ , L , k , α , ou h (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000).

2.6.2 Convecção

A transferência de calor por convecção é composta por dois mecanismos. Além da transferência de energia devido ao movimento molecular aleatório (difusão), a energia também é transferida pelo movimento volumoso, ou macroscópico, do fluido. Esse movimento está associado ao fato de que, em qualquer instante, um grande número de moléculas se move coletivamente ou como agregados. Tal movimento, na presença de um gradiente de temperatura (figura 8), contribui para a transferência de calor (INCROPERA et al., 2007).

Figura 8 – Gradientes



Fonte: (INCROPERA et al., 2007)

Os processos de transferência de calor que envolvem mudança de fase de um fluido também são considerados como sendo de convecção devido ao movimento do fluido induzido durante o processo, como o aumento das bolhas de vapor durante a ebulição ou a queda das gotículas durante a condensação (CENGEL; KLEIN; BECKMAN, 1998).

Em 1701, Isaac Newton considerou a existência do processo de convecção (equação 2.25), tornando assim possível o cálculo da taxa de transferência de calor por unidade de área q'' (equação 2.25). Logo é possível afirmar que a transferência de calor por convecção, ocorre entre um fluido em movimento e uma superfície delimitadora quando os dois estão em temperaturas diferentes (INCROPERA et al., 2007).

$$q'' = \bar{h}(T_s - T_\infty) \quad (2.25)$$

Sendo:

T_∞ : A temperatura do fluido na sua camada mais distante da placa;

T_s : Temperatura da superfície;

$\bar{h}$: Coeficiente de transferência de calor por convecção;

A transferência de calor por convecção pode ser classificada de acordo com a natureza do fluxo. Fala-se de convecção forçada quando o fluxo é causado por meios externos, como por um ventilador, uma bomba ou ventos atmosféricos. Em contraste, para a convecção livre (ou natural), o fluxo é induzido por forças de flutuação, que são devidas a diferenças de densidade causadas por variações de temperatura no fluido. O ar que entra em contato com os componentes experimenta um aumento na temperatura e, conseqüentemente, uma redução na densidade. Uma vez que é agora mais leve que o ar circundante, as forças de flutuação induzem um movimento vertical para o qual o ar quente que ascende das placas é substituído por um ar ambiente mais frio (INCROPERA et al., 2007).

Retornando a figura 8, que mostra uma placa plana aquecida, resfriada por uma corrente de ar que passa por ela. Também pode-se ver as distribuições de velocidade e temperatura que representam essa situação de convecção. O primeiro ponto a notar é que a velocidade diminui na direção da superfície, como resultado de forças viscosas atuando no fluido. Como a velocidade da camada de fluido adjacente à parede é zero, a transferência de calor entre a superfície e essa camada de fluido deve ser por condução (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

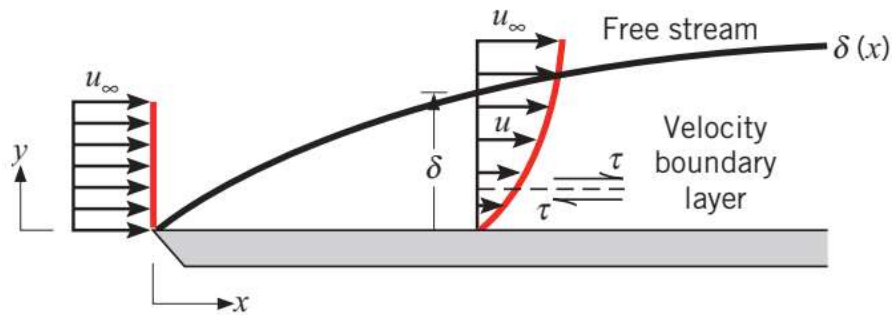
2.6.2.1 Camadas Limites

2.6.2.2 Camadas Limites de Velocidade

Quando as partículas entram em contato com a superfície, sua velocidade é reduzida significativamente em relação à velocidade do fluido a que está distante da placa, e para a maioria das situações é válido assumir que a velocidade da partícula é zero na parede. Essas partículas então atuam na direção do movimento das partículas na camada de fluido adjacente, que agem para retardar o movimento das partículas na camada seguinte, e assim por diante até que, a uma distância y da superfície, o efeito se torna desprezível. Esse

retardamento do movimento do fluido está associado a tensões de cisalhamento (equação 2.26) que atuam em planos paralelos à velocidade do fluido (Figura 9). Com o aumento da distância y da superfície, o componente de velocidade x do fluido, u , deve então aumentar até se aproximar do valor do fluxo livre u . Isto é usado para designar condições no fluxo livre fora da camada limite (INCROPERA et al., 2007).

Figura 9 – Gradiente de Velocidade



Fonte: (INCROPERA et al., 2007)

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (2.26)$$

Onde:

τ : Tensões de Cisalhamento

μ : Viscosidade do Fluido

$\frac{du}{dy}$: Variação da velocidade em relação a altura

Inicialmente, o fluxo na camada limite é completamente laminar. A espessura da camada limite cresce com o aumento da distância da borda de ataque e, em alguma distância crítica x , os efeitos de inércia tornam-se suficientemente grandes em comparação com a ação de amortecimento viscoso que pequenas perturbações no fluxo começam a crescer. À medida que essas perturbações se amplificam, a regularidade do fluxo viscoso é perturbada e ocorre uma transição do fluxo laminar para o fluxo turbulento. Na região de fluxo turbulento, pedaços macroscópicos de fluido se movem através de linhas de fluxo e transportam a energia térmica e o momento. Como mostrado em livros sobre mecânica de fluidos, o parâmetro adimensional que relaciona quantitativamente as forças inerte e viscosa e cujo valor determina a transição de fluxo laminar para fluxo turbulento é o número de Reynolds Re_x , que é definido como demonstrado na equação 5.2 (INCROPERA et al., 2007).

$$Re_x = \frac{\rho U_\infty x}{\mu} = \frac{U_\infty x}{\nu} \quad (2.27)$$

Onde, segundo (BRUNETTI, 2008c):

ρ : Massa específica

U_∞ : Velocidade na Camada Livre para o qual aplica-se a razão $\frac{(U_s-u)}{(U_s-u)} = 0,99$

x : Distância do começo da placa - borda de ataque (onde o fluxo começa) - até a parte em análise

μ : Viscosidade

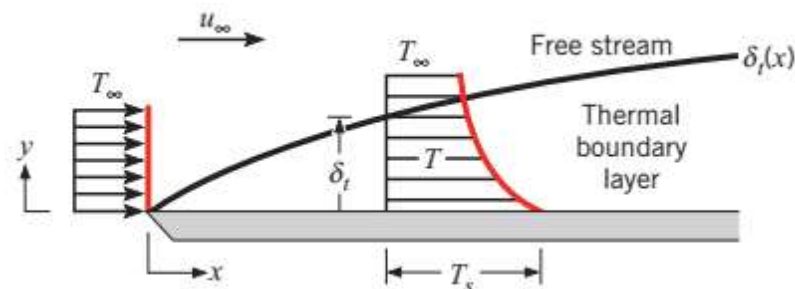
ν : a viscosidade cinética ($\frac{\mu}{\rho}$)

O valor crítico de Re_x no qual a transição para turbulento ocorre, $Re_{c,x}$ depende da rugosidade superficial e do nível de atividade turbulenta, no fluxo principal. Quando grandes perturbações estão presentes no fluxo principal, a transição começa quando $Re_x = 10^5$ mas em campos de fluxo menos perturbados, não começará até $Re_x = 2 \times 10^5$ (BRUNETTI, 2008c).

2.6.2.3 Camada Limite de Temperatura

Assim como uma camada limite de velocidade se desenvolve quando há fluxo de fluido sobre uma superfície, uma camada limite térmica deve se desenvolver se o fluxo livre do fluido e as temperaturas da superfície forem diferentes. Considere o fluxo sobre uma placa plana isotérmica (Figura 10). Na borda de ataque, o perfil de temperatura é uniforme, com $T_y = T_\infty$. No entanto, partículas fluidas que entram em contato com a placa atingem o equilíbrio térmico na temperatura da superfície da placa (seguindo a lei zero da termodinâmica). Por sua vez, essas partículas trocam energia com as da camada de fluido adjacente, e o gradiente de temperatura se desenvolvem no fluido. A região do fluido em que esses gradientes de temperatura existem é a camada limite térmica, e sua espessura é tipicamente definida como o valor de y para o qual aplica-se a razão $\frac{(T_s-T)}{(T_s-T_\infty)} = 0,99$. Com o aumento da distância da borda de ataque, os efeitos da transferência de calor penetram mais na corrente livre e a camada limite térmica cresce (INCROPERA et al., 2007).

Figura 10 – Gradiente de Temperatura



Fonte: (INCROPERA et al., 2007)

A relação entre as condições nesta camada limite e o coeficiente de transferência de calor por convecção podem ser prontamente demonstradas. Em qualquer distância da borda principal, o fluxo de calor da superfície local pode ser obtido aplicando-se a lei de Fourier (equação 2.11) ao fluido em sua posição inicial (0) (INCROPERA et al., 2007).

Esta expressão é apropriada porque, na superfície, não há movimento do fluido e a transferência de energia ocorre apenas por condução. Lembrando a lei de Newton de resfriamento (equação 2.25), e combinando isso com a equação 2.11, obtemos a equação 2.28, determinam a taxa de transferência de calor através do camada limite. Como é uma constante, gradientes de temperatura na camada limite devem diminuir com o aumento de x . Consequentemente, a magnitude das diminuições aumenta com x , logo $\bar{h}$ diminui com o aumento de x (INCROPERA et al., 2007).

$$\bar{h} = \frac{-k \frac{dT}{dy}|_{y=0}}{T_s - T_\infty} \quad (2.28)$$

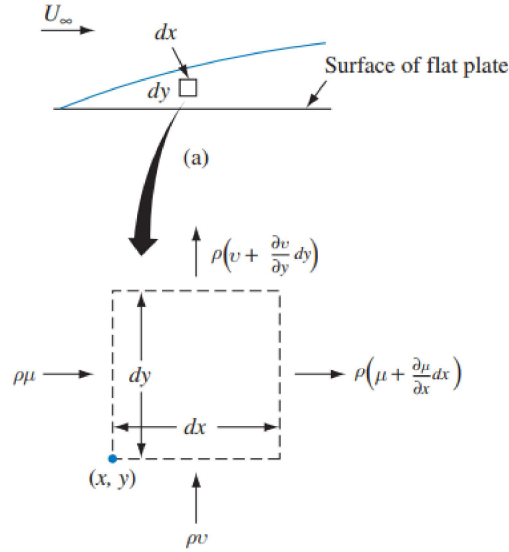
2.6.2.4 Equações de Conservação de Massa, Momento e Energia para Fluxo Laminar Sobre uma Placa Plana

Na abordagem clássica da convecção, deriva-se equações diferenciais para os equilíbrios de momento e energia na camada limite e depois resolve estas equações para o gradiente de temperatura no fluido utilizando a interface fluido/parede para avaliar o coeficiente de transferência de calor por convecção. Uma abordagem um pouco mais simples, porém mais útil, é derivar equações integrais ao invés de equações diferenciais e usar uma análise aproximada para obter uma solução. Nesta seção, as equações diferenciais que governam o fluxo de um fluido sobre uma placa plana serão derivadas para ilustrar a similaridade entre transferência de calor e momento e para introduzir parâmetros adimensionais apropriados relacionando os processos. Em seguida, as equações integrais para o fluxo sobre uma superfície plana serão desenvolvidas e resolvidas para ilustrar uma abordagem analítica que também será usada para obter os coeficientes da camada limite de transferência de calor em escoamentos turbulentos, como demonstrado no livro *Principles of heat transfer* (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

Para derivar a equação de conservação de massa, considera-se um volume de controle dentro da camada limite, como mostrado na Figura 11, e assuma que as condições de estado estacionário prevalecem. Não há gradientes na direção z (perpendicular ao plano do esboço) e o fluido é incompressível (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

Lembrando que, como demonstrado na figura 11, o fluxo de massa pode ser demonstrado sendo um produto da multiplicação da massa específica (ρ), pela velocidade - para o nosso exemplo existente em x e y (v e u) - e a área. O que leva a equação 2.29 em x e equação

Figura 11 – Volume de controle para conservação de massa em uma camada limite incompressível em fluxo sobre uma placa plana



Fonte: (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012)

2.30 em y .

$$-\rho \frac{\partial u}{\partial x} dx dy \quad (2.29)$$

$$-\rho \frac{\partial v}{\partial x} dx dy \quad (2.30)$$

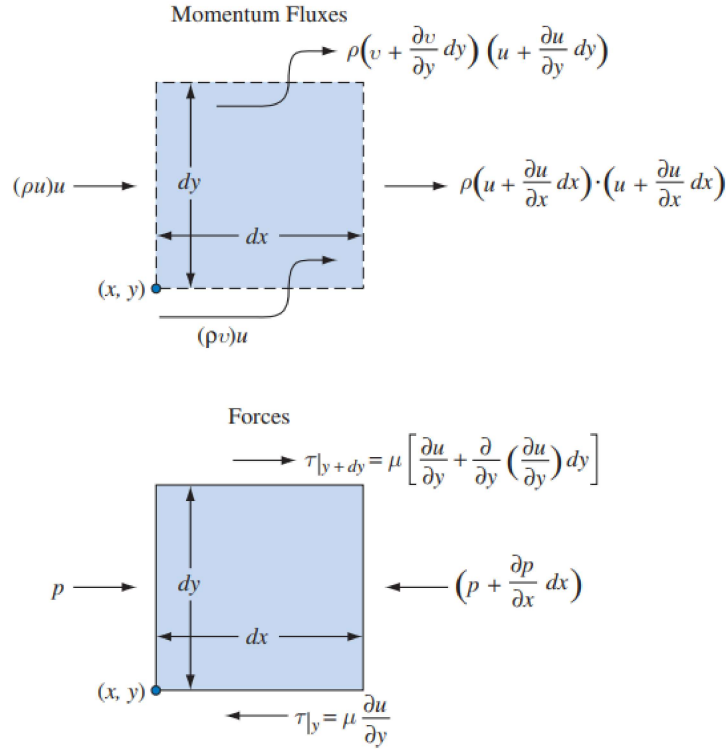
Sabendo que a vazão mássica líquida fora do volume de controle é zero e um fluxo bidimensional constante, a conservação de massa requer a equação 2.31.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (2.31)$$

A equação de conservação do momento é obtida da aplicação da segunda lei de movimento de Newton ao elemento. Assumindo que o fluxo é newtoniano, que não há gradientes de pressão na direção y , e que o cisalhamento viscoso na direção y é insignificante, as taxas de fluxo de momento na direção x para o fluido pela face da esquerda e da direita (Figura 12) são $\mu u^2 dy$ e $\mu [u + (\partial u / \partial x) dx]^2$, respectivamente. Deve-se notar, no entanto, que o fluxo através das faces horizontais também contribuirá para o equilíbrio do momento na direção x . O fluxo de massa x que entra pela face inferior é $\mu v u dx$, e o fluxo de momento por unidade de largura que sai pela face superior é demonstrada na equação 2.32 (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

$$\rho \left(v + \frac{\partial v}{\partial y} dy \right) \left(u + \frac{\partial u}{\partial y} dy \right) dx \quad (2.32)$$

Figura 12 – Volume de controle diferencial para conservação do momento em uma camada limite incompressível bidimensional



Fonte: (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012)

Tendo em vista as equações de forças viscosas e de pressão demonstradas na figura 12, ao igualar a soma das forças ao fluxo de massa fora do volume de controle na direção x e negligenciando diferenciais de segunda ordem e usando a equação de conservação de massa, a equação de conservação do momento reduz-se a equação 2.33 (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

$$\rho \left(u + \frac{\partial u}{\partial x}\right) \left(u + \frac{\partial u}{\partial y}\right) = \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2.33)$$

Usando a equação de conservação de massa e negligenciando termos de segunda ordem, como fizemos na derivação da equação de conservação do momento, dá a seguinte expressão para a equação de energia sem dissipação:

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial T}{\partial y^2} \quad (2.34)$$

Como uma camada limite é bastante fina, sob condições normais, além disso, o termo de pressão na equação de momento é zero para fluxo sobre uma placa plana. Então a

semelhança entre as equações de momento e energia se torna aparente:

$$u \frac{\partial u}{\partial y} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (2.35a)$$

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) \quad (2.35b)$$

Nas relações precedentes, ν é a viscosidade cinemática. É igual a μ/ρ e é frequentemente chamado de difusividade momentânea. A proporção ν/ρ é igual a $(\mu/\rho)(k/pc_p)$ que é o número de Prandtl (equação 2.36). Se α for igual a ν , então Pr é 1 e as equações de momento e energia são idênticas. Para esta condição, soluções não dimensionais de $u(y)$ e $T(y)$ são idênticas se as condições de contorno forem semelhantes. Assim, é evidente que o número de Prandtl, que é a razão das propriedades do fluido (ou, mais rigorosamente, a razão entre o momento e as difusividades térmicas), controla a relação entre as distribuições de velocidade e temperatura (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

$$Pr = \frac{c_p \mu}{k} = \frac{\nu}{\alpha} \quad (2.36)$$

2.6.2.5 Semelhança da Camada Limite: As Equações da Camada Limite Normalizada

Uma visão adicional considerável dos aspectos físicos do fluxo da camada limite, bem como a forma dos parâmetros de similaridade que governam os processos de transporte, podem ser obtidos pela não-dimensionalidade das equações governantes, mesmo sem resolvê-las (INCROPERA et al., 2007). Para expressar as equações da camada limite em forma adimensional, defini-se as seguintes variáveis adimensionais:

$$\begin{aligned} x^* &= \frac{x}{L} & v^* &= \frac{v}{U_\infty} \\ y^* &= \frac{y}{L} & p^* &= \frac{p}{\rho_\infty U_\infty^2} \\ u^* &= \frac{u}{U_\infty} & T^* &= \frac{T - T_s}{T_\infty - T_s} \end{aligned}$$

Onde L é uma dimensão de comprimento característica, como o comprimento de uma placa, U_∞ é a velocidade da corrente livre, T_s é a temperatura da superfície, T_∞ é a temperatura da corrente livre e ρ_∞ é a densidade da corrente livre.

Substituindo as variáveis adimensionais acima nas equações 2.31, 2.37b e 2.35b produz as correspondentes equações da camada limite:

$$\frac{\partial u^*}{\partial x^*} + \frac{\partial v^*}{\partial y^*} = 0 \quad (2.37a)$$

$$u^* + \frac{\partial u^*}{\partial x^*} + v^* \frac{\partial u^*}{\partial y^*} = \frac{1}{Re_L} \frac{\partial^2 u^*}{\partial y^{*2}} - \frac{\partial p^*}{\partial x^*} \quad (2.37b)$$

$$u^* \frac{\partial T^*}{\partial x^*} + v^* \frac{\partial T^*}{\partial y^*} = \frac{1}{Re_L Pr} \frac{\partial^2 T^*}{\partial y^{*2}} \quad (2.37c)$$

Observe que, ao não dimensionar as equações da camada limite, as coloca-se em uma forma na qual os parâmetros de semelhança sem dimensão Re_L e Pr aparecem. Esses parâmetros de similaridade nos permitem aplicar soluções de um sistema para outro sistema geometricamente semelhante, desde que os parâmetros de similaridade tenham o mesmo valor em ambos. Por exemplo, se o número de Reynolds for o mesmo, as distribuições de velocidade adimensional para ar, água e glicerina fluindo sobre uma placa plana serão as mesmas em determinados valores de x^* (KREITH; MANGLIK; BOHN, 2012).

2.6.2.6 Número de Nusselt

O número de Nusselt é responsável por fornecer uma medida de calor por convecção que ocorrerá na superfície, logo sua determinação mudará de acordo com a geometria a que o fluxo é submetido. Ele será uma relação da distância L do escoamento, o número de Reynolds e o de Prandtl. Conhecendo o valor de Nusselt (Nu), torna-se possível o cálculo do coeficiente de convecção, isto a partir da equação de Nusselt médio (equação 2.38).

$$Nu = \frac{\bar{h}L}{k} \quad (2.38)$$

Sendo:

$\bar{h}$: Coeficiente Convectivo

L : Distância de Escoamento

k : Condutividade do Fluido

2.6.3 Radiação

A radiação térmica é transferida em forma de onda eletromagnéticas ou fótons, se dá como resultado da configuração eletrônica de moléculas ou átomos. Para ocorrer a transferência de calor por radiação não exige presença da matéria, ao contrário da transferência por condução ou por convecção. Porém a troca de calor por radiação é mais rápida e viaja na velocidade da luz, aproximadamente 300.000 Km/s e se propaga no vácuo permitindo o efeito da radiação do sol na superfície da terra (Pedro Donoso, 2010).

A Radiação térmica é a energia gerada pelos corpos do zero absoluto, processo pelo qual se transfere calor de uma superfície de maior temperatura para menor temperatura. Por se tratar de um fenômeno volumétrico a radiação pode ser emitida por todos os meios (sólidos, líquidos e gases), sofrem ação tanto de absorção, tanto de transição, porem em diferentes intensidades. A radiação pode ser considerada um fenômeno superficial, materiais como rochas e madeira, pelo motivo que a radiação térmica emitida no interior desses sólidos jamais ira chegar na sua superfície e a radiação emitida sobre esses corpos geralmente é absorvida no instante que toca a superfície (CENGEL; GHAJAR, 2009b).

A maior taxa de radiação que pode ser emitida a um corpo hipotético na temperatura T , é dada pela lei de Stefan-Boltzmann, essa superfície ideal e chamada de corpo negro, esta quantidade de radiação emitida pode ser baseada pela seguinte fórmula (Pedro Donoso, 2010):

$$q''_{(k)} = \sigma T^4 \quad (2.39)$$

Em que $\sigma = 4,88 \times 10^{-8} \text{ kcal}/(\text{hm}^2\text{k})$, A significa área total da superfície e T é a temperatura real no corpo. E denominada de radiação de corpo negro, define-se poder emissivo (E) todas as radiações emitidas por um corpo real e menos que a radiação emitida por um corpo negro. Superfície de absorvidade (α) é outra propriedade muito importante na radiação térmica, pois e o tanto de energia de radiação que incide sobre a superfície que absorve. Tanto o poder emissivo (E) quanto absorvidade (α) de uma superfície depende diretamente do comprimento da onda de radiação e de sua temperatura. A lei de Kirchhoff do estado da radiação diz que o poder emissivo e absorcivo de um plano a uma certa temperatura e comprimento de onda são iguais, porém em muitos casos, na prática, as temperaturas tanto da superfície, quanto da fonte de radiação são da mesma ordem de grandeza. Para superfícies não transparentes a radiação que não é absorvida pela superfície é refletida (CENGEL; GHAJAR, 2009b).

Existe uma diferença entre radiação emitida e absorvida e o calor real absorvido, pois depende diretamente da diferença de calor que está sendo emitido pela radiação, e do corpo que esta recebendo está radiação, pois o corpo pode estar tanto ganhando temperatura quanto perdendo temperatura para o meio. Isto tudo depende das propriedades da superfície, da interação do meio e entre outros (Pedro Donoso, 2010).

A emissão de calor por radiação para um meio cercado com gás e ar, acontece paralelamente por condução entre o plano e o gás, ou por convecção (se tiver movimento do gás) (CENGEL; GHAJAR, 2009b).

Em grande parte dos estudos sobre radiação térmica, está vinculado outras formas de transmissão térmica. Com isso utiliza-se a definição de condutância (K_r) e resistência

térmica para radiação (R_r) (CENGEL; GHAJAR, 2009b).

$$k_r = \frac{F_{1-2}\sigma A_1(T_1^4 - T_2^4)}{T_1 - \frac{dT_2}{dt}} \quad (2.40)$$

$$R_r = \frac{1}{K_r} \quad (2.41)$$

Outra importante definição de radiação é o coeficiente de transmissão de calor que é dado por:

$$H_r = \frac{k_r}{A_1} \quad (2.42)$$

3 DESENVOLVIMENTO DO PROJETO

O Trabalho foi segmentado em etapas, tendo entre elas duas principais, a do primeiro e segundo semestre. No primeiro semestre a ideia foi construída e lapidada juntamente com os orientadores e estas divididas conforme o conhecimento e habilidade de cada integrante. E a segunda, executada no segundo semestre, se resume a construção da bancada, coleta e análise dos resultados.

Para a primeira parte foram realizadas as tarefas listadas na tabela 8 (apêndice), que foram destinadas a determinados integrantes do grupos.

O estudo, visando a construção de uma bancada didática considerou como interpretação para a entrada de calor a ocorrência de escoamentos compressíveis causados pela entalpia de estagnação presentes, principalmente, na aviação supersônica. Que é uma das grandes fontes de preocupação das empresas de aviação, por serem responsáveis pela produção de uma grande quantidade de calor, prejudicando as estruturas a que são submetidas.

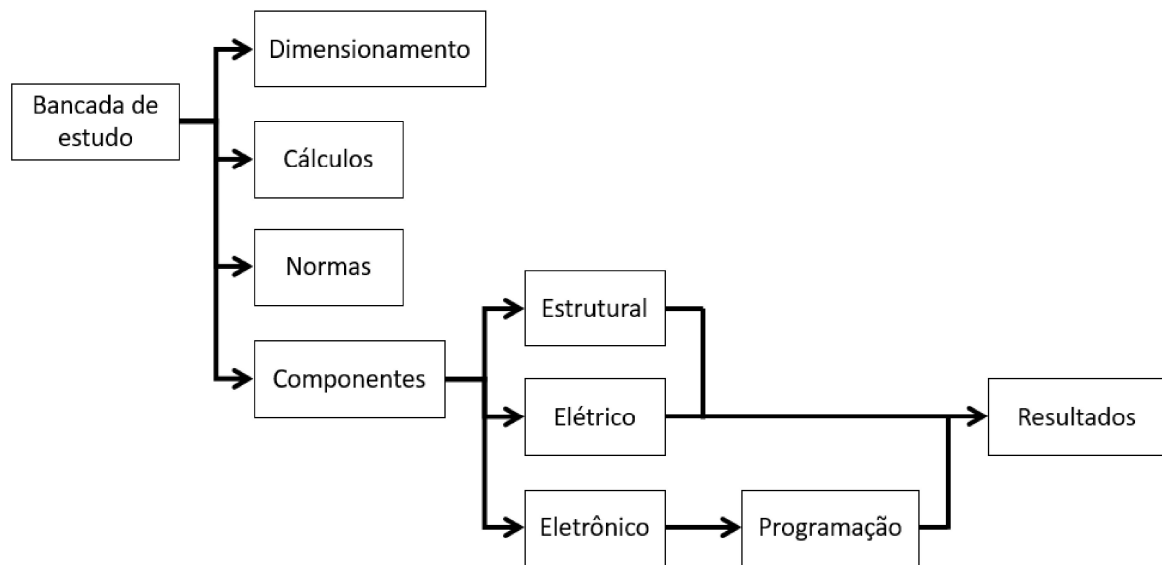
Dentre os impasses do aumento das velocidades da aviação, destaca-se as propriedades térmicas dos materiais. O material utilizado deveria ter alta resistência térmica e mecânica, baixa massa específica (ρ) para suportar os efeitos do escoamento compressível para o volume de controle. Materiais com essas propriedades são raros, logo, pensou-se que estudar métodos de dissipar este calor, e como essa ação ocorre, poderia auxiliar para futuras aplicações quem sabe mais ambiciosas na área da aviação supersônica.

Logo a bancada foi segmentada com o intuito de descrever a transferência de calor através de um escoamento entre placas, onde será inserido calor unilateral, usando um fluxo interno para dissipar esse calor na forma de convecção. Ou seja, o ar entrará em temperatura ambiente, resfriará a placa aquecida, impedindo que a segunda placa se aqueça, fazendo com que a temperatura de saída do ar seja maior do que a de entrada.

3.1 PLANEJAMENTO DO PROJETO

A ideia da construção de uma bancada de estudo, foi baseada no fenômeno explicitado no capítulo 3.1, com o intuito de analisar o comportamento dos materiais em condições térmicas semelhantes. A partir da análise de temperatura, verificaria-se a possibilidade de se retirar carga térmica a partir dos princípios de transferência de calor e massa. Com isso um estudo empírico se torna possível, com o intuito de analisar o comportamento de uma determinada quantidade de calor aplicada a simples placas planas.

Figura 13 – Fluxograma da Segunda Etapa do Projeto



Fonte Própria

Para reter o calor, a indústria aeroespacial conta com materiais bastante isolantes (como comentado em capítulos anteriores), porém existe também a possibilidade de se fazer essa resistência térmica por convecção e é com base nesse princípio que se visou-se a construção de um instrumento que auxiliasse as análises desse tipo de estudo.

Para se fazer uma resistência térmica por convecção ou em outra colocação retirar o calor através do escoamento, pensou-se em um instrumento que pode simular um escoamento interno entre a fuselagem e a cabine de tripulantes. Para isso, essa bancada deveria obedecer as condições de contorno para análise de alguma equação do número de Nusselt que se adequasse a aquecimento unilateral, com escoamento interno. Através do modelo matemático teórico, comparado com dados empíricos, poderia-se viabilizar ou não tal linha de pensamento.

3.2 MEMORIAL DE CÁLCULO

Para que o desenvolvimento dessa bancada seja feita de um modo mais planejado, tornando possível a retirada dos dados necessário de uma forma mais precisa e segura é necessário um melhor planejamento com a utilização de alguns cálculos.

Tendo isto em mente, para um melhor entendimento da correlação entre as variáveis, foi elaborado uma Matrix Estrutural (*Design Structure Matrix* - DSM), fazendo com que seja facilitada a tomada de decisão sobre as variáveis que serão determinadas ou encontradas

através dos cálculos. Na linha o "x" demarca de quem a variável recebe informação e na coluna é possível ver para quem aquela variável mandará seus dados.

Figura 14 – Design Structure Matrix

	M	V	C	P	ρ	R	T	K	h	Cp	E	m	g	y	Q	W	s	L	$\bar{h}$	τ	μ	Re	x	Pr	Nu	σ
M	M	x	x																							
V		V	x		x									x						x	x	x				
C			C			x	x	x																		
P				P	x	x	x																			
ρ		x			ρ	x	x							x							x	x				
R						R	x																			
T			x	x	x	x	T	x							x		x									x
K								x	K																	
h		x							h		x		x	x												
Cp										Cp																
E		x									E	x	x	x	x	x										
m												m														
g													g													
y		x												z							x					
Q						x	x	x		x					Q	x	x	x	x				x			x
W											x					W										
s							x										s									
L								x										L	x							x
$\bar{h}$						x	x									x			$\bar{h}$	x						x
τ		x												x						τ	x					
μ																					μ					
Re		x			x									x								x	Re			
x																								x		
Pr					x			x		x															Pr	
Nu								x	x					x					x							Nu
σ																										σ

Fonte Própria

3.2.1 Dimensionamento

Para realizar a convecção forçada entre placas e tendo como fluido de trabalho o ar, pensou-se em um ventilador para realizar o escoamento. Para o regime turbulento, é considerado que o fluxo se torna completamente desenvolvido em um comprimento (x) dez vezes maior que o diâmetro (D), seguindo a equação 3.1 (INCROPERA et al., 2007). A partir disso, verificou-se que tendo um terço do sistema em desenvolvimento e o restante completamente desenvolvido, seria um bom parâmetro para efetuar as simulações para a análise da resistência térmica por convecção. Com base nisso, com uma distância entre placas de 30 mm, o sistema se tornaria completamente desenvolvido em uma distância de 300 mm e a partir daí projetou-se o sistema com um comprimento de 1000 mm.

$$\frac{x}{D} = 10 \quad (3.1)$$

Para acoplar as duas placas em forma de tubo, é preciso o uso de um material que tenha o mínimo de transmissão de calor por condução, com a função de unir lateralmente uma

placa a outra. Por ter uma melhor manuseabilidade utilizou-se a madeira, que poderia-se fechar a secção tubular. Para o aquecimento unilateral das placas foi utilizado resistência elétrica, para se ter um melhor controle do fluxo de calor em relação à quantidade de vazão mássica de fluido. No eletro ventilador foi usado um dimmer para controle de rotação, adaptando consequentemente a vazão de acordo com a solicitação de resfriamento para o calor admitido.

3.2.2 Condução Térmica

A condução térmica do projeto estará presente, principalmente, em dois aspectos. Na maior condução, que ocorrerá entre a placa de Alumínio ($k=204$ [W/mK]) e a resistência e entre essa mesma fonte de calor e a madeira ($k= 0,17$ W/mK), que mesmo fazendo o papel de isolante térmico, este material será responsável por uma certa perda de calor para o ambiente. Para prever um melhor isolamento foi optado por adicionar uma camada de isolante térmico, neste caso sendo a lã de rocha, com condução térmica ($k=0,039$ [W/mK]).

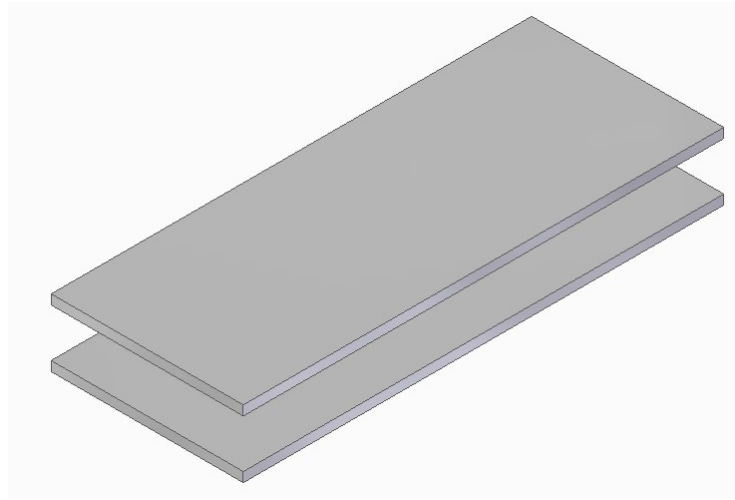
O conjunto de placas com convecção interna, projetada com o auxílio do software *Solid Edge ST10 student version*, da fabricante *Siemens* (Figura 15), que aqui simulará uma superfície de parede dupla que será responsável por dissipar o calor inserido no sistema em análise. Para que o planejamento deste sistema fosse desenvolvido, é proposto um conjunto de placas de alumínio com espessura (L) de 1,5 mm cada e tendo uma distância (D) entre si de 30 mm. A medida está analisada aqui como sendo um limite mínimo de espessura da placa e uma distância considerável, para que o fluxo se torne plenamente desenvolvido em uma bancada de tamanho considerável para o estudo, que aqui se?ra de 1000 mm. Juntamente com um material de alta condução térmica comumente usado na aviação civil, o alumínio, que tornarão possível a representação da dissipação do calor produzido pelo fenômeno entalpia de estagnação o mais real possível, porem para uma temperatura de ensaio mais baixa que a real, o que exige uma comparação com Mach menor.

3.2.2.1 Transferência de Calor Entre Placas

Após toda modelagem, é essencial demonstrar matematicamente a possibilidade de sucesso da tese, levando em consideração todos os princípios físico-químicos necessários para realizá-lo. Todos os dados usados nesta etapa foram retirados do livro *Fundamentos de Transferência de Calor e Massa* (INCROPERA; DEWITT; BERGMAN, 2000).

Busca-se neste cálculo inicial um valor para as temperaturas internas, para que seja possível realizar uma análise do processo e também ter uma noção do fluxo energético (calor) presente na bancada. Para isto serão utilizadas algumas fórmulas apresentadas

Figura 15 – Placas Sujeitas Transferência de Calor



Fonte Própria

anteriormente, como a primeira lei da termodinâmica (equação 2.6), as equações de condução (equação 2.11) e convecção (equação 2.25), auxiliadas pelas fórmulas de Prandtl (equação 2.36) e Nusselt (equação 2.38).

Para o modelo, usou-se um novo cálculo de Reynolds com base no diâmetro equivalente, já que a seção do escoamento interno é retangular (equação 3.2)

$$D_{eq} = \frac{4A}{P} \quad (3.2)$$

Sendo:

- D o diâmetro equivalente
- A a área da seção retangular
- P o perímetro interno

A partir do diâmetro médio, é possível determinar a velocidade mínima para escoamento turbulento, com base na equação 5.2, tendo $Re \geq 2300$ para regime turbulento, o que resulta em uma velocidade mínima de escoamento entre as placas de 0,67 [m/s]. Isso sem considerar nenhuma perda de carga no sistema. Logo para a escolha do exaustor, é importante que se tenha em mente a velocidade mínima necessária e uma possível perda de carga no escoamento.

Levando em consideração que o valor de Prandtl para a condição de contorno atribuída (escoamento interno, turbulento e fluxo plenamente desenvolvido) é tabelado, pode-se estabelecer as equações de Nusselt teóricas para determinar uma resistência térmica convectiva.

Para escoamento interno com aquecimento unilateral, usa-se à seguinte equação de Nusselt:

$$Nu = 0,0243Re^{0,8}Pr^{0,4} \quad (3.3)$$

Considerando que a equação 3.3 oferece a possibilidade de erro de até 25%, enquanto a equação 3.4 pode reduzir de 25% para 10% essa margem de erro.

$$Nu = \frac{(f/8)(Re - 1000)Pr}{1 + 12,7(f/8)^{0,5}(Pr^{2/3} - 1)} \quad (3.4)$$

Sendo:

- f o fator de atrito
- Re o número de Reynolds
- Pr o número de Prandlt

E o Fator de Atrito necessário é calculando utilizando a seguinte equação,

Para Reynolds menor que 20000

$$f = 0,316Re^{-\frac{1}{4}} \quad (3.5)$$

Para Reynols maior que 20000;

$$f = 0,184Re^{-\frac{1}{5}} \quad (3.6)$$

A partir das equações acima, pode-se determinar o valor teórico do coeficiente de convecção. Para finalizar, usando os fundamentos de joule, calculou-se a quantidade de calor em função da potência da resistência:

$$Q = i^2.R.t \quad (3.7)$$

Sendo:

- i a corrente elétrica
- R o valor da resistência em Ohm
- t o tempo em segundos

3.2.2.2 Outros Cálculos

Alguns outros cálculos poderiam ser adicionados ao projeto, como o cálculos estruturais, cálculos elétricos para o acionamento da resistência, eletro ventilador e outros acessórios eletrônicos. Mas por se tratar de um trabalho focado na transferência de calor, foi buscado um profissional certificado na área elétrica, responsável por planejar e calcular o que for necessário separadamente. Quanto ao cálculo puramente estrutural, este não foi levado em consideração pelo mesmo motivo de não se tratar do foco principal, fazendo com que os valores estruturais considerados sejam os necessários para uma boa construção e manutenção de um protótipo.

Contudo algumas considerações não deixaram de ser analisadas, e estas serão referenciadas posteriormente em uma análise das principais normas regulamentadoras (NRs), para a construção de uma boa bancada de estudos.

3.3 NORMAS REGULAMENTADORAS

As NRs (normas regulamentadoras) são 36 normas que tem como finalidade orientar profissionais sobre a segurança e saúde em determinada atividade ou função desempenhada instruindo-os da melhor maneira possível evitando possíveis acidentes de trabalho promovendo sua integridade física além de promover políticas de segurança e saúde do trabalhador dentro da empresa. Essa normas são regulamentadas pela lei 6514 de 1977 e aprovada pela portaria 3214/1978 Entre essas normas as de maior relação ao projeto descrito foi a NR-10, NR-12 e NR-17. Que são responsáveis por cobrir as normas de projetos elétricos, máquinas e equipamentos e ergonomia (operabilidade).

3.3.1 NR-10 SEGURANÇA EM INSTALAÇÃO E SERVIÇOS EM ELETRICIDADE

A NR-10 estabelece os requisitos e condições mínimas objetivando a implementação de medidas de controle e sistemas preventivos, de forma a garantir a segurança e a saúde dos trabalhadores que, direta ou indiretamente, interajam em instalações elétricas e serviços com eletricidade.

- Medidas de Proteção Individual

No item 12.9.1, nos trabalhos em instalações elétricas devem ser adotados equipamentos de proteção individual específicos e adequados às atividades desenvolvidas.

- Segurança de Projetos

Segundo o item 13.3.1, é obrigatório que os projetos de instalação elétricos especifiquem dispositivos de desligamento de circuitos que possuam recursos para impedimento de reenergização, para sinalização de advertência com indicação da condição operativa.

Os itens 13.3.3 e 10.3.8, referência ao projeto instalação e elétrico que deve considerar o espaço seguro, quando ao dimensionamento e a localização de seus componentes e as influências externas e atender ao que dispõem nas Normas Regulamentadoras de Saúde e Segurança no Trabalho.

- Segurança na Construção, Montagem, Operação e Manutenção

Item 10.4.1, as instalações elétricas devem ser construídas, montadas, operadas, reformadas, ampliadas, reparadas e inspecionadas de forma a garantir a segurança e a saúde dos trabalhadores e usuários.

Segundo o item 10.4.5, para atividades em instalações elétricas deve ser garantida ao trabalhador iluminação adequada e uma posição de trabalho segura, de acordo com a NR 17 - Ergonomia, de forma a permitir que ele disponha dos membros superiores livres para a realização das tarefas.

- Sinalização de Segurança

Nas sinalizações e serviços em eletricidade deve ser adotadas medidas de segurança. As medidas são identificação dos circuitos elétricos, delimitações das áreas, travamentos e bloqueios de dispositivos e sistemas de manobra manual, restrições e impedimentos de acesso e sinalização de áreas de circulação, de vias públicas, de veículos e de movimentação de cargas.

3.3.2 NR-12 SEGURANÇA DE TRABALHO EM MÁQUINAS E EQUIPAMENTOS

Segundo NR-12 no item 12.1, visa definir referências técnicas, princípios fundamentais e medidas de proteção para garantir a saúde e a integridade física dos trabalhadores e estabelece requisitos mínimos para a prevenção de acidentes e doenças do trabalho nas fases de projeto e utilização da máquinas e equipamentos de todos os tipos. No item 12.5, para a implementação dessa norma, deve-se considerar as características das máquinas e equipamentos, do processo, a apreciação de riscos e o estado da técnica.

- Arranjo Físico e Instalações

Conforme os itens 12.6, 12.6.2, 12.8.2, as áreas devem ser devidamente demarcadas, as áreas de circulação devem ser mantidas permanentemente desobstruídas e os espaços em torno das máquinas devem ser projetados, dimensionados e mantidos de forma que os trabalhadores, movimentem-se com segurança.

- Instalações e Dispositivos Elétricos

As instalações elétricas das máquinas e equipamentos devem seguir as normas da NR10. No item 12.17, referencia alguns requisitos mínimos de segurança que devem ser considerados em relação aos condutores de alimentação elétrica das máquinas.

Os requisitos mínimos importante para o desenvolvimento desse trabalho referente ao item 12.17 são oferecer resistência mecânica compatível com a utilização e possuir uma proteção contra o calor.

Segundo o item 12.18, os quadros de energia devem possuir sinalização ao perigo de choque elétrico e restrição de pessoas não autorizadas e possuir proteção/identificação dos circuitos.

No item 12.21, referencia comandos que são proibidos nas máquinas e equipamentos. Utilizar chave geral como dispositivo de partida e parada e chave tipo faca nos circuitos elétricos.

- Dispositivos de Partida, Acionamento e Parada

Item 12.24, os dispositivos de partida devem ser instalados em um lugar de livre acesso que possam ser acionados ou desligados por qualquer funcionário e não esteja localizado em zonas perigosas.

- Sistemas de Proteção, Risco Adicionais e Sinalização

Os itens 12.38, 12.109, 12.116, 12.117 referencia que as zonas de perigo das máquinas e equipamentos deve possuir sistemas de proteção. Devem ser dotadas medidas de proteção contra queimaduras pelo contato da pele com superfícies aquecidas de máquinas e equipamentos e possuir sinalização de segurança e instruções de operação e manutenção e outras informações necessárias para garantir a integridade física e a saúde do funcionário. A sinalização de segurança deve ficar destacada na máquina e equipamentos, em um lugar de fácil visualização e compreensão.

3.3.3 NR-17 ERGONOMIA

Esta Norma Regulamentadora visa a estabelecer parâmetros que permitam a adaptação das condições de trabalho às características psicofisiológicas dos trabalhadores, de modo a proporcionar um máximo de conforto, segurança e desempenho eficiente.

- Equipamentos de Postos de Trabalho

No item 17.4.1, todos os equipamentos que compõem um posto de trabalho devem estar adequados às características psicofisiológicas dos trabalhadores e à natureza do trabalho a ser executado.

- Condições Ambientais de Trabalho

Segundo o item 17.5.2, algumas condições de conforto são recomendadas para as seguintes locais: salas de controle, laboratórios, escritórios, salas de desenvolvimento ou análise de projetos.

- Índice de temperatura efetiva entre 20 a 23°C;
- Velocidade do ar não superior a 0,75m/s;
- Umidade relativa do ar não inferior a 40%.

O item 17.5.2.2, os parâmetros previstos no subitem 17.5.2 devem ser medidos nos postos de trabalho, sendo os níveis de ruído determinados próximos à zona auditiva e as demais variáveis na altura do tórax do trabalhador.

3.4 REPRESENTAÇÃO DO PROJETO

Depois de uma análise das principais características que são de maior importância para o projeto, é possível que se tenha uma melhor representação visual do que é necessário que se tenha para um melhor desenvolvimento, tanto em âmbito estrutural, elétrico e eletrônico. Lembrando que por se tratar de um protótipo, o cálculo ou qualquer aprofundamento nesses postos citados são o foco do projeto. Mas por serem de extrema importância para o seu funcionamento eles serão representados a seguir.

3.4.1 Desenho Técnico Estrutural

A estrutura foi pensada tendo em mente o funcionamento de todo o projeto e a localização das peças necessários. Os apoios estruturais sendo aço 1020, as barreiras do fluxo e apoio das placas de madeira, e a transformação/redução do exaustor para as chapas

também de aço 1020. Por serem os materiais mais baratos que atendem as demandas térmicas e estruturais do projeto. Uma breve representação pode ser vista no conjunto de figuras 16, desenvolvidos no "software" *SOLIDWORKS 2016 SP5* (o desenho com mais detalhes de medidas estão representados no apêndice).

Figura 16 – Desenho Técnico



(a) Vista Lateral



(b) Vista Isométrica

Fonte Própria

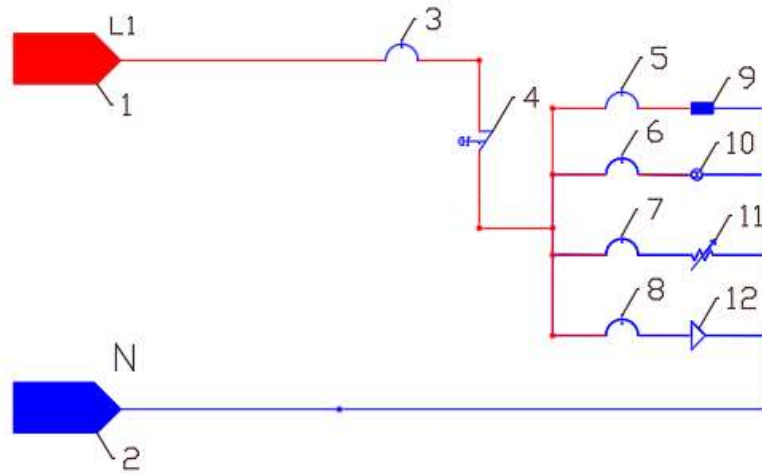
3.4.2 Sistema Elétrico

Para alimentar todo o sistema foi necessário o planejamento de um painel elétrico, possibilitando o controle do ventilador, resistência e micro controlador. A figura 17 (criada com o "software" *Autodesk AutoCAD 2020 - STUDENT VERSION*) demonstra a conexão dos componentes, contudo esta também está mais detalhada no apêndice, onde é demonstrado os componentes numerados, para um melhor entendimento.

3.4.3 Sistema Eletrônico

A análise do comportamento térmico do sistema será feita por módulos termopar que serão interpretados por um micro controlador (Arduíno Mega), que salvará os dados de temperatura em um cartão de memória micro-SD, em uma faixa tempo-tempo determinado de acordo com o tempo de exposição de calor. Com dados de temperatura obtidos em função do tempo, pode-se gerar gráficos comparativos entre o valor real e o modelo matemático teórico.

Figura 17 – Sistema Elétrico



Fonte Própria

3.5 MONTAGEM DA BANCADA

Para dar início a construção, foi utilizada novamente a divisão de tarefas entre os integrantes para a construção, a coleta e análise dos resultados e o complemento da trabalho descritivo. Esta distribuição de responsabilidades foi pensada levando em consideração a disponibilidade, a facilidade de acesso ao material e o conhecimento prévio de cada integrante.

Com as tarefas atribuídas ao grupo como mostra na tabela 9 (apêndice), foi realizado um cronograma com datas pré definidas para o início da realização das atividades referentes a bancada e em seguida preenchida com as datas de finalização.

Tabela 1 – Cronograma

Passo a Passo	Descrição	Início	Final
1º	Compra dos materiais	12/08/2019	19/08/2019
2º	Marcenaria	20/08/2019	27/08/2019
3º	Metalurgia	28/08/2019	04/09/2019
4º	Eletricista	05/09/2019	12/09/2019
5º	Junção das peças	13/09/2019	27/09/2019
6º	Testar os equipamentos	30/09/2019	14/10/2019
7º	Automação da bancada	15/10/2019	29/10/2019
8º	Programação	30/10/2019	08/11/2019
9º	Testes	11/11/2019	29/11/2019

Fonte Própria

1º Passo: Na compra dos materiais foi realizado o levantamento e cotação das peças, onde foi adquirido pelo grupo uma chapa de alumínio com espessura de 1,5 [mm], exaustor de ar com tamanho de 300 [mm] de diâmetro, metalon composto de aço 1020, resistência elétrica 2000 [Watt] de potência e isolante térmico (lã de rocha).

2º Passo: Foi projetada a estrutura lateral da bancada, que dá suporte a placa de ensaio, utilizando madeira e com o apoio de um especialista na área de marcenaria, fomos auxiliados com a construção desta peça.

3º Passo: Quanto ao projeto envolvendo metalurgia, foram realizadas as etapas de soldagem dos metalons que serviram de base para a bancada, processo de estampagem e solda obtendo a peça cônica, corte das chapas de alumínio e finalizando com pintura eletrostática dos metais ferrosos.

Figura 18 – Redução do Exaustor Para as Chapas



Fonte Própria

4º Passo: A montagem foi iniciada com a junção da bancada de madeira a sua base metálica, após realizou-se o acoplamento do exaustor no cone e posteriormente na peça de madeira. Utilizando rebites, unimos as resistências elétricas à chapa de alumínio que foi inserida na bancada por meio de suas ranhuras laterais.

5º Passo: Neste passo foi possível verificar a parte elétrica dos equipamentos e comprovar sua funcionalidade.

6º Passo: Para realizar o monitoramento da temperatura foi necessário 6 termopares, um micro controlador arduino UNO, display 12X06, módulo de cartão micro SD para coletar e guardar as informações, jumper macho/fêmea para efetuar as conexões e caixa.

Figura 19 – Painel Elétrico



Fonte Própria

Figura 20 – Bancada Montada e Pronta para testes



Fonte Própria

7ºPasso: A programação foi realizada respeitando todos os parâmetros necessários para adquirir dados coerente e finalmente instalar no equipamento para começar os testes referentes aos dados de temperatura.

8ºPasso: Finalmente com todo o equipamento funcionamento foi realizado os testes com o auxílio de um anemômetro e multímetro para verificar os dados das placas e exaustor. Portanto, todos os experimentos possíveis foram realizados.

4 LISTA DE MATERIAIS

Para o desenvolvimento da bancada didática foi levado em consideração os cálculos com as normas citadas anteriormente. Portanto, o projeto prático se decompôs entre os componentes estruturais, elétricos e programação.

4.1 COMPONENTES ESTRUTURAIS

Na tabela 2, está composto todos os componentes estruturais para desenvolver o fundamento físico da bancada.

Tabela 2 – Lista dos Componentes Estruturais

COMPONENTES DA ESTRUTURA	UNIDADE	QUANTIDADE
Chapa FF 16 1,50 mm	UND	3,25
Alumínio 2 X 11,2	UND	1
Chapa FQ 14 2,00 mm	kg	4,33

Fonte Própria

4.2 COMPONENTES ELÉTRICOS

Na parte elétrica, todos os componentes utilizados para que esta cumpra as funções necessárias estão listados na tabela 3.

Tabela 3 – Lista dos Componentes Elétricos

COMPONENTES ELÉTRICOS	UNIDADE	Quantidade
Quadro de Comando	PC	1
Disjuntor Unipolar Tec 06A-C	PC	2
Disjuntor Unipolar Tec 20A-C	PC	1
Disjuntor Unipolar Tec 10A-C	PC	1
Disjuntor Unipolar Tec 32A-C	PC	1
Botão Importf 22mm COGUM GIRAR	PC	1
Trilho Fixação Contator/Borne	M	2
Cabo Flexível 750 V 1,5 MM ²	M	1
Sistema X Caixa Lizflex 1 TOM	PC	1
Multímetro	UND	1
Dimmer Qualitronix	UND	1
Termostato TIWA 50 A 300	PC	1

Sinaleiro 220V 10MM Lp-11	PC	1
Terminal Encaixe Isolado AJ	PC	7
Cabo PP3X1, 5MM 1,60M C/PLU	MT	1
Cabo Fibra Vibro 4,5MM N 12	MT	2
Cabo Fibra Vibro 2,5MM N 12	MT	2,5
Fita isolante preta	MT	25
Termo Anemômetro HDA-910	UND	1
Exaustor 30 cm	UND	1
Resistência	PC	2

Fonte Própria

4.3 COMPONENTES ELETRÔNICOS

Os componentes descritos na tabela 5, são para desenvolver a programação que irá auxiliar na coleta dos resultados.

Tabela 5 – Lista dos Componentes Eletrônicos

COMPONENTES DA PROGRAMAÇÃO	UNIDADE	QUANTIDADE
Termopar MAX 6675 P/ Arduino	UND	6
Display LCD 16x2	UND	1
Módulo Cartão Micro SD	UND	1
Jumper Macho/Fêmea	UND	1
Caixa Krea Plástica	UND	1

Fonte Própria

É importante salientar que de acordo com o catalogo do fabricante alguns destes equipamentos que ficaram responsáveis pela medição e controle da temperatura tem uma margem de erro em seus dados. Um deles sendo o Termostato, que controlará o fornecimento de calor. Este apresenta uma margem de erro de proximamente 15 °C, para a ativação de resistência. Já o termopar, tem uma margem de erro de 5 °C na coleta de dados.

5 RESULTADOS

Tendo a bancada em mãos e em pleno funcionamento, o próximo passo foi a coleta de dados e a comparação com os resultados teóricos. Que foram calculados utilizando a ajuda do "software" *Excel 2013* da empresa *Microsoft*. E os principais dados de propriedade foram retirados dos livros *Mecânica dos Fluidos* do Franco Brunetti e *Fundamentos de Transferência de Calor E de Massa* do Frank P. Incropera.

Começando pelo fluxo de ar no perímetro de ensaio; para que o objetivo principal de resfriamento seja alcançado, o ideal é a imposição de um fluxo turbulento. Para escoamentos internos esse tipo de fluxo acontece com $Re > 2300$. O ventilador (exaustor) utilizado, tem uma vazão de $1500 [m^3/h]$, que para uma área de escoamento de $0,0072 [m^2]$ tem-se uma velocidade máxima teórica de $57,87 [m/s]$, isto desconsiderando toda e qualquer perda de carga no escoamento. Contudo com a utilização do anemômetro, constatou-se que a velocidade máxima do fluxo foi de aproximadamente $7,8 [m/s]$. Logo o estrangulamento do fluxo e o atrito imposto produzem uma perda de carga de aproximadamente $50 [m/s]$. O que pode ser justificado principalmente pelo alto ângulo de transformação que une o exaustor e as placas.

Tendo isto em mãos é preciso verificar se o escoamento ainda atinge aos parâmetros de fluxo turbulento. E já que a velocidade vai ser controlada pra diferentes ensaios, até que ponto ela ainda corresponderá as características exigidas?

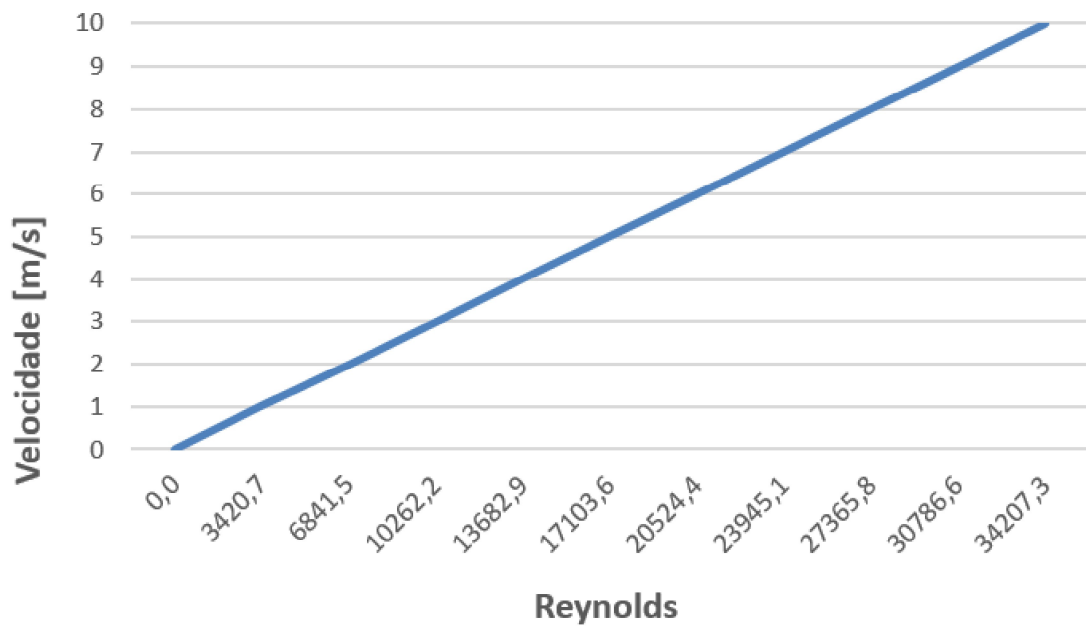
Utilizando a equação de Reynolds (equação 5.2), as características do ar atmosférico em temperatura ambiente ($\mu = 0,00001846 [Ns/m^2]$, $\rho = 1,1614 [kg/m^3]$), o diâmetro hidráulico da bancada (equação 5.1) e a velocidade do fluxo, podemos obter o gráfico da figura 21. Onde o fluxo começa a ser turbulento com uma velocidade mínima de $0,67 [m/s]$. Logo a bancada oferece uma variação de aproximadamente $7 [m/s]$ para elaboração de testes.

$$D_{eq} = \frac{4A}{P} \quad (5.1)$$

$$Re_x = \frac{\rho U_{\infty} x}{\mu} \quad (5.2)$$

O segundo passo é determinar a distancia de desenvolvimento do fluxo, até que ponto ele esta em desenvolvimento até de tornar completamente desenvolvido. Tendo em mãos o valor do diâmetro hidráulico $53,33 [mm]$, sabe-se que o fluxo, para escoamento turbulento, não depende de Nusselt ou Prandtl, e se desenvolve em aproximadamente dez vezes o valor do diâmetro ($x = 10D_{eq}$), tendo como comprimento final aproximadamente $533,3 [mm]$.

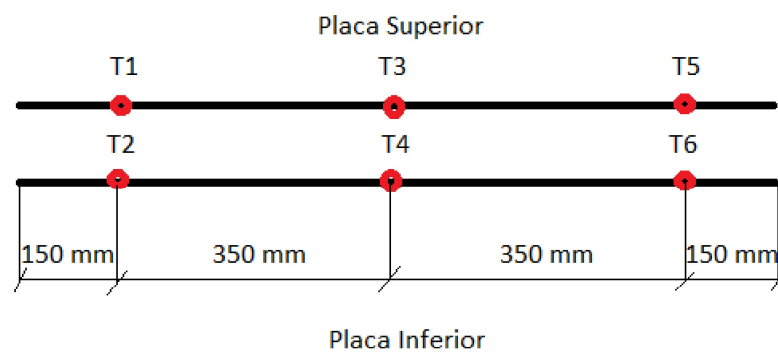
Figura 21 – Realção de Reynolds com a velocidade do fluxo de ar entre as chapas, onde praticamente todo o fluxo se encontra em escoamento turbulento ($Re \geq 2300$)



Fonte Própria

Tendo em mãos estes dados parte-se para o planejamento da locação dos termopares nas placas de 1000 [mm] de comprimento. Que foram dispostos a uma distancia de de 150 [mm] da entrada de ar, no centro da placa e a 150 [mm] do final da placa (figura 22).

Figura 22 – Locação do termopares nas chapas inferiores e superiores, que foram locadas para pegar seus valores no escoamento completamente desenvolvido (T_5 e T_6), escoamento em desenvolvimento (T_1 e T_2) e no período de transição T_3 e T_4



Fonte Própria

Em seguida foi criado o planejamento de ensaios (tabela 6), tendo em mente que para cada taxa de calor constante - na resistência representados por três pontos de temperatura - pode-se introduzir uma convecção forçada, responsável por dissipar este calor até que

as temperaturas atinjam um valor constante. Equilibrando assim os dois fluxos até que se atinja uma temperatura constante.

Já que a temperatura da entalpia de estagnação é função da velocidade do escoamento, relacionou-se a velocidade do escoamento em Mach para cada temperatura. Para a temperatura de 100°C a melhor relação foi Mach 1,02, em que a temperatura de estagnação é de 87,32°C e considerando a onda de choque normal a temperatura é de 104,82°C. Para a temperatura de 200°C a melhor relação foi Mach 1,63 em que a temperatura de estagnação é de 184,14°C e considerando onda de choque normal a temperatura é de 200,178°C. E para a temperatura de 300°C a melhor relação foi para mach 2 em que a temperatura de estagnação é de 264,593, considerando a onda de choque é 300°C.

Tabela 6 – Planejamento de ensaios para cada ponto de temperatura do termostato e para cada um deste, três diferentes velocidades de ventilação entre as chapas

T [°C]	V [m/s]	T_{inf} [°C]	T_{sub} [°C]
100	2,8	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
	5,5	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
	7,8	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
200	2,8	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
	5,5	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
	7,8	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
300	2,8	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6
	5,5	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6

	7,8	T_1	T_2
		T_3	T_4
		T_5	T_6

Fonte Própria

5.1 COLETA DE RESULTADOS PARA FLUXO DE CALOR CONSTANTE ATÉ 100 °C

5.1.1 Escoamento com velocidade mínima (2,8 m/s)

No primeiro ensaio determinou-se que a temperatura controlada pelo termostato fosse de 100°C, como demonstrado na tabela 6. Primeiramente aqueceu-se a chapa inferior até que o termostato desligasse a resistência, sem fluxo de massa inicialmente.

Os gráfico da figura 23 mostram o aquecimento da placa inferior, que esta em contato com a resistência. E o aquecimento da placa superior, que ocorre por convecção natural. Nota-se que em alguns ponto o aquecimento chega a ser superior a 100°C.

Tendo a placa já na temperatura desejada inicia-se o resfriamento, que ocorre sem fluxo de calor inicialmente, já que o termostato desativou a resistência, implicando-se na existência exclusiva de resfriamento a velocidade mínima de 2,8 [m/s] (figura 24), até que a resistência seja ativada novamente.

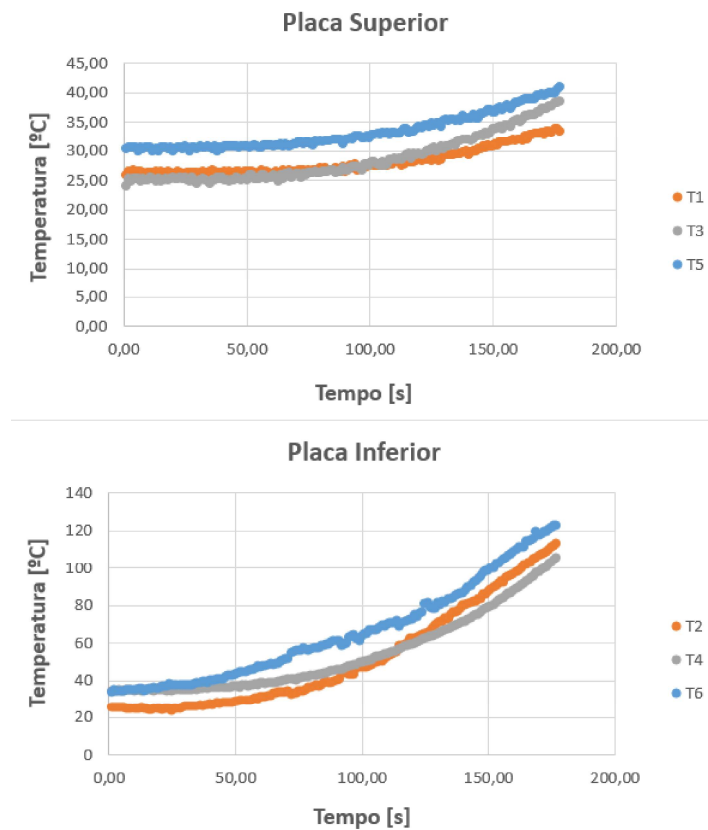
Por fim, a resistência é ativada novamente ocorrendo o fluxo de massa e de calor, onde o aquecimento é interrompido pelo termostato rapidamente, mostrando que o resfriamento causado por este fluxo de massa é rapidamente superado pelo o fluxo de calor constante (figura 25). O que mostra como consequência uma variação de temperatura quase nula, já que o resfriamento causado pelo fluxo de ar é muito pequeno e a temperatura média da placa retorna ao valor determinado.

5.1.2 Escoamento com velocidade média (5,5 m/s)

Com a placa aquecida inicialmente, o segundo ensaio começa com o termostato já desligado e a temperatura alcançada. Restando somente o resfriamento com a velocidade de 5,5 [m/s], até que a resistência seja acionada novamente (figura 26).

E posteriormente com o acionamento da resistência pelo termostato os dois fluxo disputam novamente até que se alcançasse uma temperatura média , ou até que um fluxo de

Figura 23 – Placas em temperatura ambiente sendo aquecida até a primeira temperatura limite de teste (100 °C)



Fonte Própria

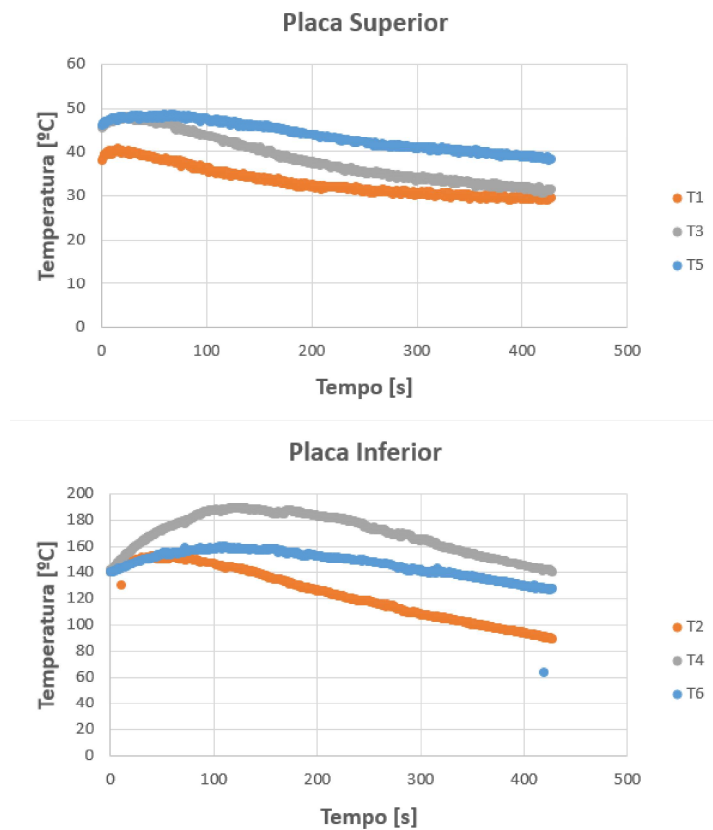
calor vença e a resistência seja desativada. Isto acontece novamente porém agora em um tempo maior, já que aumentou-se o fluxo de massa (figura 27).

5.1.3 Escoamento com velocidade máxima (7,8 m/s)

Finalizando a análise para 100 °C, tem-se o escoamento com velocidade máxima de 7,8 [m/s]. Que inicialmente, assim como no ensaio anterior, vai resfriar a placa que já esta com temperatura superior a limite (100 °C) (figura 28). O que acontece mais rapidamente com uma velocidade maior.

E em seguida, após a ativação do termostato, os dois fluxos acontecem simultaneamente de novo, porém agora com uma vazão maior. É importante ressaltar que com a elevação para determinada temperatura é essencial saber as propriedades dos materiais usados na estrutura, principalmente a temperatura de fulgor, pois dependendo do material usado pode-se ocasionar um princípio de incêndio. Já que caso a resistência não esteja isolada corretamente, o próprio fluxo de ar pode ter papel de comburente.

Figura 24 – Placas aquecidas sendo resfriadas até a primeira temperatura limite de teste ($100\text{ }^{\circ}\text{C}$), com fluxo de ar a velocidade de $2,8\text{ [m/s]}$



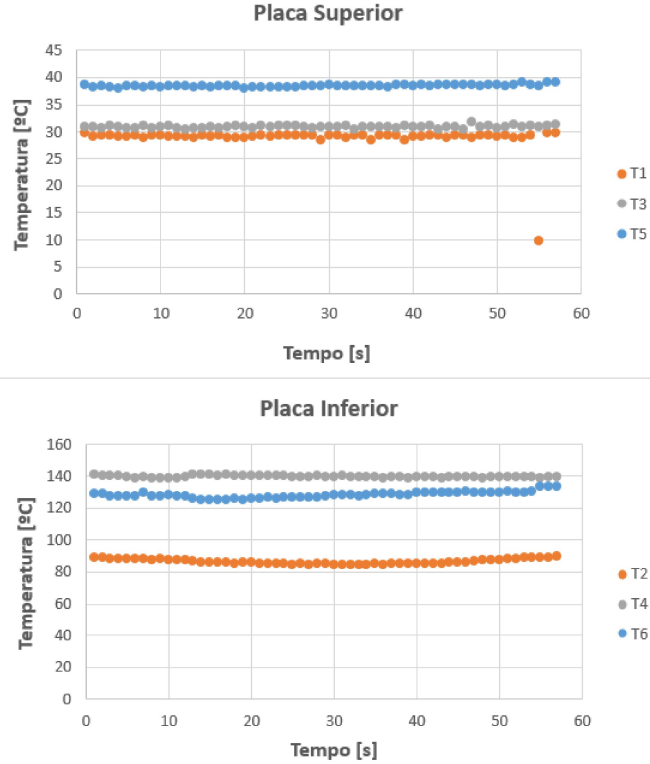
Fonte Própria

Após levar em consideração as propriedades de combustão dos materiais por fulgor, verificou-se a possibilidade de melhorar o trabalho de forma preventiva, pois a relação alta temperatura e escoamento de ar vulnerabiliza-se o início de chamas. Pensando-se em futuros pesquisadores da área, mesmo contendo isolante térmico que é considerado incombustível (lã de rocha) recomenda-se o uso de materiais refratários para servir de suporte e fechar a seção tubular das placas, preferencialmente com baixo coeficiente de dilatação e a mínima rugosidade superficial tendo-se como um bom exemplo, placa cerâmica de porcelanato.

5.2 ERRO - COMPARAÇÃO DO VALOR TEÓRICO COM O PRÁTICO

Para o cálculo teórico foi utilizado a temperatura da placa inferior, o calor da resistência e o coeficiente de convecção para ar atmosférico a temperatura ambiente, já que em todos os testes a temperatura de saída do ar ficou de $32,6\text{ }^{\circ}\text{C}$ para a velocidade $2,8\text{ [m/s]}$, $28,8\text{ }^{\circ}\text{C}$ para a velocidade de $5,5\text{ [m/s]}$ e $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ para velocidade de $7,8\text{ [m/s]}$.

Figura 25 – Placas sendo aquecidas e resfriadas a velocidade de 2,8 [m/s], até que atinja uma temperatura de equilíbrio ou até que o fluxo de calor seja maior fazendo com que o termostato seja desativado, parando o fluxo de calor



Fonte Própria

Utilizando a equação de Nusselt (equação 2.38) e Prandtl (equação 2.36), torna-se possível o cálculo do coeficiente de convectivo (equação 2.25). E com o cálculo do calor fornecido pela resistência (equação 3.7) pode-se calcular a temperatura teórica ideal da placa superior e comparar os valores coletados com os esperados. E assim apontar uma porcentagem de erro utilizando a formula de erro simples (equação 5.3).

$$erro = \left[\frac{Real - Ideal}{Ideal} \right] . 100 \quad (5.3)$$

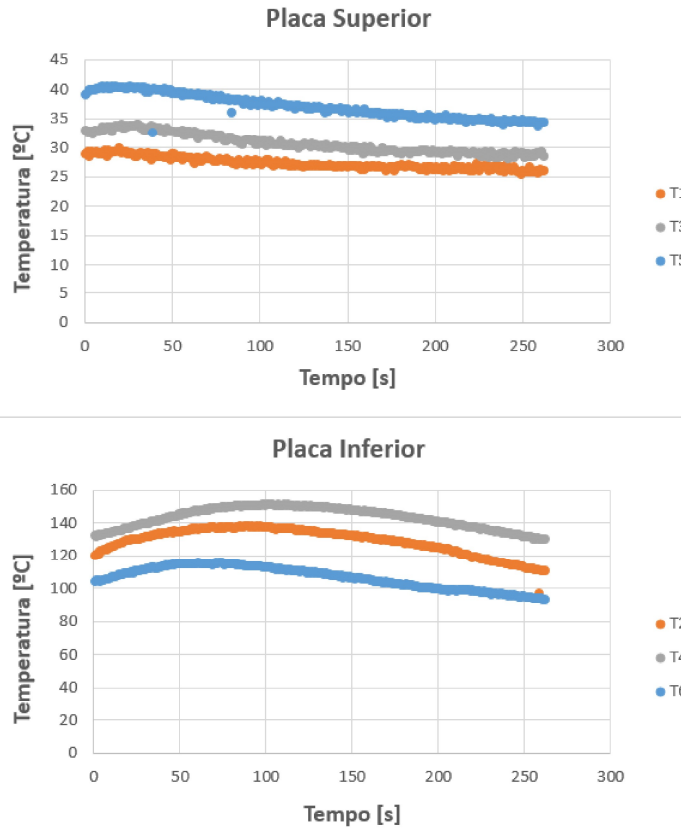
5.2.1 Para o Primeiro Par de Termopares (T1 e T2)

O primeiro conjunto de termopares se encontra na região de entrada do fluxo, o que faz com que seu cálculo seja mais específico, já o fluxo ainda esta em desenvolvimento. Logo foi utilizada a equação 5.4 para encontrar o valor de Nusselt para cada velocidade de fluxo.

$$Nu = 1,86 \left(\frac{RePr}{L/D} \right)^{1/3} \left(\frac{\mu}{\mu_s} \right)^{0,14} \quad (5.4)$$

Com a formula em mão e suas restrições partimos para os cálculos da temperatura teórica da placa superior. Com um coeficiente convectivo de 309,84 [W/(m²K)] para

Figura 26 – Placas aquecidas sendo resfriadas até a primeira temperatura limite de teste (100 °C), com fluxo de ar a velocidade de 5,5 [m/s]



Fonte Própria

velocidade inicial, 420,52 [W/(m²K)] para velocidade média e 472,46 [W/(m²K)] para a máxima velocidade de teste.

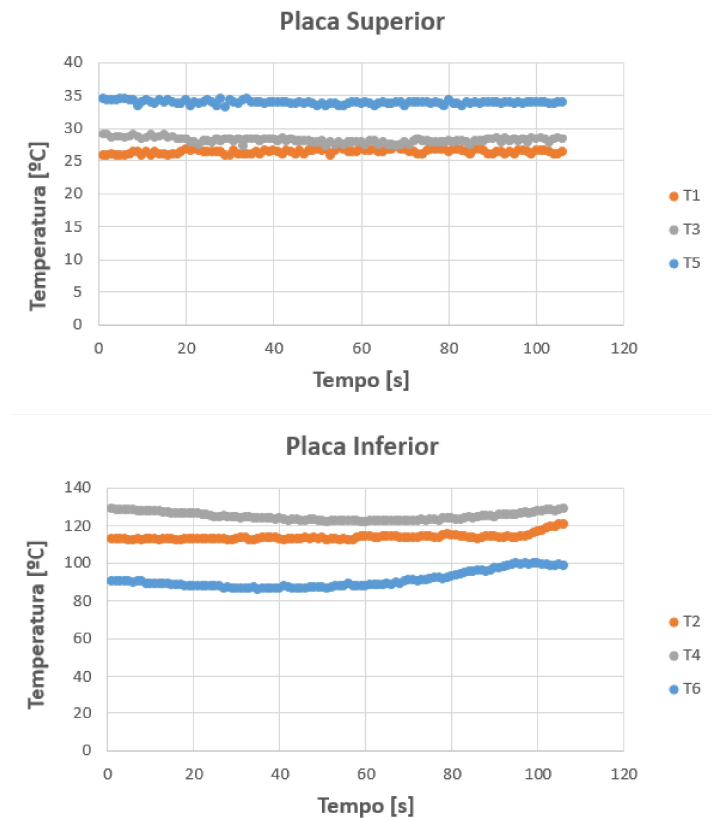
O que resultou em um erro mínimo de até 19,6%, quando o fluxo esta mais próximo do equilíbrio entre o resfriamento e o fornecimento de calor, onde o Termostato "vence" a resistência convectiva. E erro médio final de 37,68%.

5.2.2 Para o Segundo Par de Termopares (T3 e T4)

Já no centro da placa, o par de termopares se encontra em cima do espaço de transição entre fluxo em desenvolvimento e plenamente desenvolvido. Logo o Nusselt que melhor se aplica é o da equação 5.5, que pode ser usado tanto para fluxo desenvolvido quanto para fluxo em transição com uma erro teórico de até 10%. Sendo que o anterior pode apresentar um erro de 25%.

$$Nu = \frac{(f/8)(Re - 1000)Pr}{1 + 12,7(f/8)^{1/2}(Pr^{2/3} - 1)} \quad (5.5)$$

Figura 27 – Placas sendo aquecidas e resfriadas a velocidade de 5,5 [m/s], até que atinja uma temperatura de equilíbrio ou até que o fluxo de calor seja maior fazendo com que o termostato seja desativado, parando o fluxo de calor



Fonte Própria

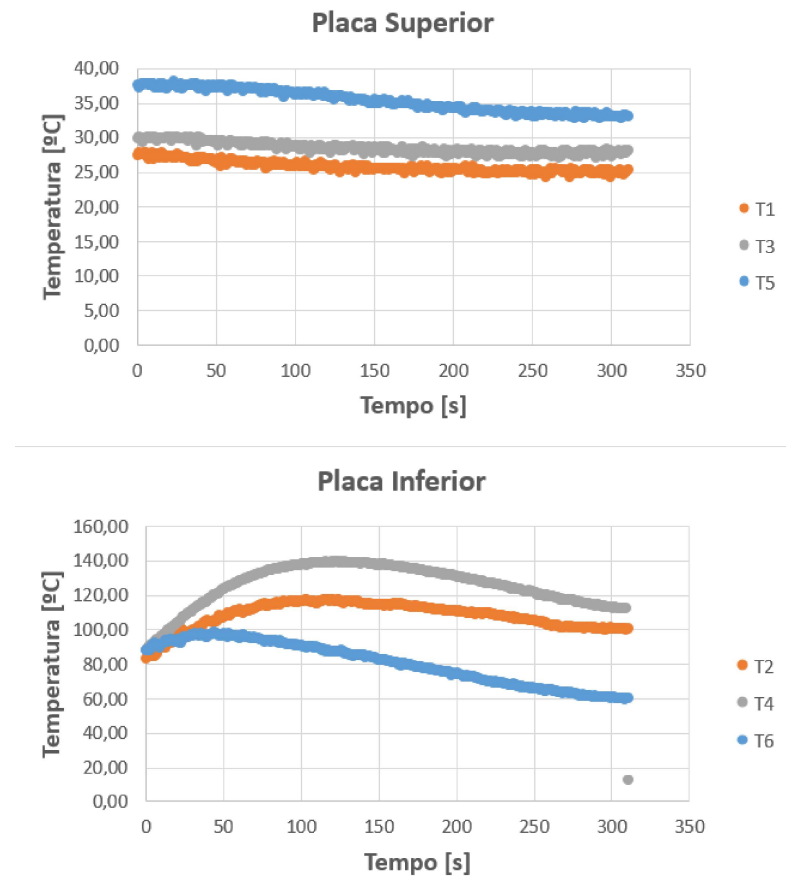
Neste segundo ponto foi alcançado uma erro mínimo maior que o anterior, de até 50%, quando o fluxo esta mais próximo do equilíbrio entre o resfriamento e o fornecimento de calor e erro médio final de 53%.

5.2.3 Para o Segundo Par de Termopares (T5 e T6)

Para o calculo da ultima coleta de termopares, foi utilizada também a formula de Nusselt anterior (equação 5.5). Que oferece um erro menor comparado com o resultado real, para o calculo do coeficiente convectivo.

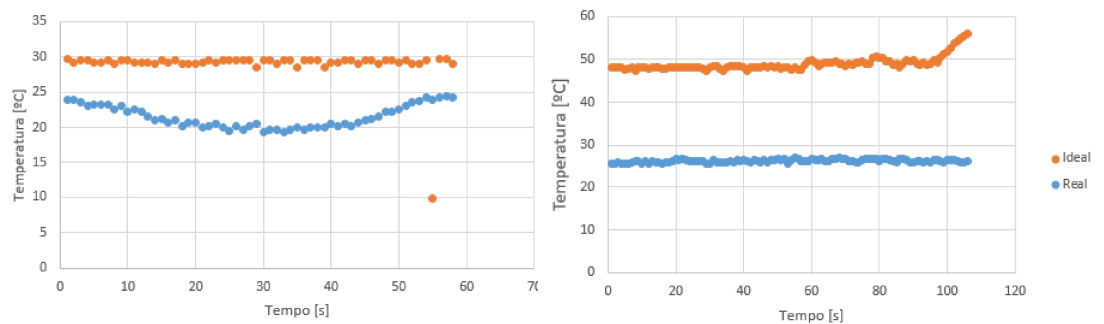
Para este estudo o erro mínimo foi de 18% e o médio de 25,16%. Logo conclui-se que, diferente do os erros do termopares tanto na entrada quanto no fluxo desenvolvido é menor do que na parte do fluxo que está em transição.

Figura 28 – Placas aquecidas sendo resfriadas até a primeira temperatura limite de teste (100 °C), com fluxo de ar a velocidade de 7,8 [m/s]



Fonte Própria

Figura 29 – Valor real e ideal para a temperatura (T1 e T2) da placa superior, considerando somente convecção entre as placas com as velocidades de teste

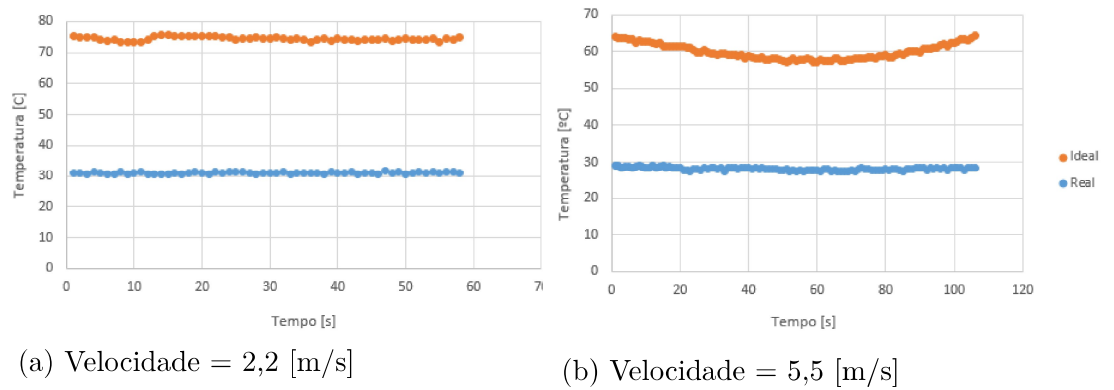


(a) Velocidade = 2,2 [m/s]

(b) Velocidade = 5,5 [m/s]

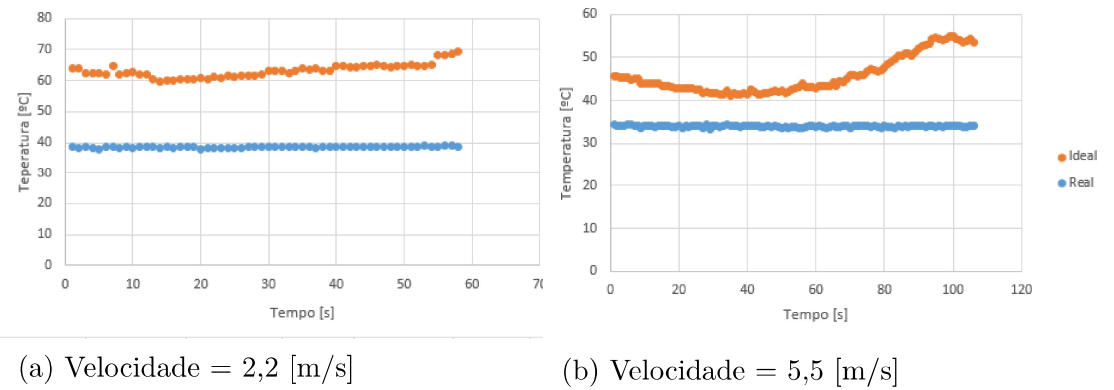
Fonte Própria

Figura 30 – Valor real e ideal para a temperatura da placa superior (T3 e T4), considerando somente convecção entre as placas com as velocidades de teste



Fonte Própria

Figura 31 – Valor real e ideal para a temperatura da placa superior (T3 e T4), considerando somente convecção entre as placas com as velocidades de teste



Fonte Própria

5.3 DISCUSSÃO DE RESULTADOS E SUGESTÕES DE MELHORIAS

As análises de erro, feitas para o fluxo de massa e calor constante, identifica-se um erro médio de aproximadamente 35%, que é muito alto para um ensaio de protótipo, que segundo a análise pode ser causado graças a não consideração da temperatura ambiente como influência na temperatura da placa superior, influência do calor absorvido pela madeira na coleta dos dados, já que o termopar ficou próximo da madeira e ela não é tão boa condutora quanto o alumínio, o que pode ter feito com que a temperatura tenha sido aferida.

Outro importante fator é a utilização de duas resistências térmicas, que mesmo sendo acionadas simultaneamente e por estarem conectadas em série, não aquecem de forma uniforme, apresentando uma variação de em média 20 °C de uma ponta a outra da chapa.

Um melhor isolamento da estrutura e dos termopares que coletam os dados. A substituição por equipamentos que ofereçam uma precisão maior para diminuir o erro. A substituição do termostato por um potenciômetro, para controlar diretamente o envio de corrente e não a temperatura final. Para a montagem é viável que se pense na possibilidade de variação da distância entre as placas, com algum sistema de regulação, para obter mais resultados do fluxo. E a substituição da madeira por um material cerâmico com maior resistência ao calor, que apesar de oferecer uma maior dificuldade para a modelagem, também oferece uma resistência térmica maior para os testes futuros.

Todavia com os resultados coletados é possível que se faça uma análise considerável do fenômeno e de seu funcionamento. Além de possibilitar o desenvolvimento de novos estudo aprofundando em cálculos estruturais, elétricos, termodinâmicos, fluido térmicos e da ciência dos materiais.

6 CONCLUSÃO

A indústria enfrenta muitas limitações em relação aos materiais a serem usados para suportarem todas as adversidades, na indústria aeroespacial por exemplo dispõe dos melhores estudos de materiais para se projetar um foguete, ônibus espacial ou aviões supersônicos, que além de terem de suportar carga, os materiais muitas das vezes precisam reter temperaturas elevadas. Portanto, existem muitos estudos direcionados para soluções alternativas e foi pensando nisso que usou-se os estudos de transferência de calor e massa, mecânica dos fluidos e termodinâmica para analisar uma possível solução para o fenômeno da entalpia de estagnação em voos supersônica.

O fenômeno entalpia de estagnação eleva a temperatura da superfície do casco da aeronave de forma mais significativa em voos supersônicos e com isso inúmeros materiais são usados para reter o calor adquirido. Ao adicionar esses materiais, além de elevar o custo de incrementá-los ao projeto, a carga nominal básica da aeronave também se eleva, materiais como as ligas de titânio usados no Lockheed Black Bird além de serem raros são de difícil conformabilidade, tornando a construção e a manutenção pouco viável a longo prazo. O Concorde por exemplo não teve um retorno econômico tão eficiente, pois atravessar o continente em poucas horas era um sinônimo de grande avanço para a sociedade, no entanto a relação custo versus tempo de operação poderia ser compensada com logística interna nos aeroportos e assim usar os jatos convencionais para fazerem tais mobilidades, dependendo do trajeto. Os materiais usados na aviação supersônica possuem limite de temperatura ao qual a estrutura pode suportar a, seja a temperatura de fluência ou até mesmo de fusão. Usando os conceitos de convecção interna analisou-se a possibilidade de minimizar tal problema sem a substituição do material, com isso um estudo foi feito para auxiliar as pesquisas para auxílio da indústria aeroespacial e ao construir um instrumento representativo desse fenômeno, muitos estudantes poderão ser beneficiados com estudos da termomecânica.

Ao analisar todo o problema envolvido, o principal intuito da construção da bancada, seria comparar o valor de Nusselt teórico com o prático, já que para os valores teóricos seria possível retirar calor adquirido nesse tipo de escoamento.

Basicamente, foi construída uma bancada com escoamento turbulento entre duas placas planas em um suporte de madeira para fechar a seção de tubo retangular e aquecimento unilateral por resistências elétricas e um ventilador para forçar o fluxo, reproduzindo assim os fenômenos. Os dados de temperatura em pontos estratégicos foram obtidos por termopares com leitura em uma placa Arduino, usou-se também um anemômetro para

analisar a velocidade do fluxo e assim determinaria-se uma comparação da quantidade de calor que seria possível retirar na prática.

A princípio, usaria-se apenas madeira para estruturar a bancada, no entanto recomenda-se o uso de um material refratário com baixa rugosidade, como cerâmica porcelanato. O uso da lã de rocha foi essencial para isolar a propagação por condução e para os termopares coletarem informações apenas da placa e ter o mínimo de influência direta da resistência.

Portanto, é importante concluir que foi possível comparar os resultados coletados com os teóricos, tendo um erro médio de 35%. Sendo este um valor satisfatório para se trabalhar na análise de dados de transferência de calor.

Figura 32 – Bancada Didática de transferência de calor finalizada e com os devidos ajustes, pronta para coleta de análise de dados



Fonte Própria

7. REFERÊNCIAS

- AIBN. *Columbia Accident Investigation Board*. Washington DC, USA, 2013. I, 248 p. Citado na página 14.
- Associação Brasileira do Alumínio, ABAL. *Propriedades do alumínio*. 2017. Disponível em: <<http://abal.org.br/aluminio/caracteristicas-quimicas-e-fisicas/propriedadesmecanicas/>>. Citado na página 20.
- BORNGRAVE, C.; SONTAG, R. E. *Fundamentos da Termodinâmica*. 8º. ed. [S.l.]: Blucher, 2013. Citado na página 23.
- BRUNETTI, F. *Mecânica dos fluidos*. [S.l.]: Pearson Educacion, 2008. Citado na página 35.
- CENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa*. [S.l.]: Amgh Editora, 2009. Citado 6 vezes nas páginas 23, 25, 26, 27, 28 e 29.
- CENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa*. [S.l.]: Amgh Editora, 2009. Citado 2 vezes nas páginas 41 e 42.
- CENGEL, Y. A.; KLEIN, S.; BECKMAN, W. *Heat transfer: a practical approach*. [S.l.]: McGraw-Hill New York, 1998. Citado na página 32.
- CHAPLINE, G. *Thermal Protection Systems*. [S.l.: s.n.], 2016. Citado 2 vezes nas páginas 21 e 22.
- DUNBAR, B. NASA - Space Shuttle Overview: Columbia (OV-102). 2005. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/centers/kennedy/shuttleoperations/orbiters/columbia/info.h>>. Citado na página 14.
- DUNBAR, B. NASA - Thermal Protection System (TPS) and Materials. 2015. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/centers/ames/research/humaninspace/humansinspacethermalprotectionsystem.html>>. Citado na página 21.
- Ernest Mach. *A História e a Origem do Princípio da Conservação da Energia*. Uerj. [S.l.: s.n.], 1872. Citado na página 11.
- FAB, I. d. A. e. E. *Titânio Propriedades e ligas*. 2018. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/index.php/aeronautica/titanio>>. Citado na página 19.
- GIBBS, Y. NASA Dryden Fact Sheets. Brian Dunbar, 2015. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-030-DFRC.html>>. Citado na página 12.

INCROPERA, F. P.; DEWITT, D. P.; BERGMAN, T. L. *Fundamentos de Transferência de Calor E de Massa*. [S.l.]: Grupo Gen-LTC, 2000. Citado 5 vezes nas páginas 29, 30, 31, 32 e 46.

INCROPERA, F. P. et al. *Fundamentals of heat and mass transfer*. [S.l.]: Wiley, 2007. Citado 7 vezes nas páginas 32, 33, 34, 35, 36, 39 e 45.

KREITH, F.; MANGLIK, R. M.; BOHN, M. S. *Principles of heat transfer*. [S.l.]: Cengage learning, 2012. Citado 6 vezes nas páginas 33, 36, 37, 38, 39 e 40.

KSC, L. W. NASA - STS-51L Mission Profile. Brian Dunbar, 2016. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission/_pages/shuttle/shuttlemissions/archives/sts-51L.h>. Citado na página 14.

LOFF, S. The Apollo Missions. 2015. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission/_pages/apollo/missions/index.h>. Citado na página 13.

MORISHITA, H.; BARROSA, M. R. da. *Princípios Fundamentais da Transferência de Calor*. 2004. Citado 3 vezes nas páginas 24, 25 e 26.

Pedro Donoso, J. *Transferência de calor por radiação*. [S.l.], 2010. 26 p. Citado 2 vezes nas páginas 40 e 41.

ProtoLab Propiedades dos Materiais. *Tabela de Condutividade Térmica de Materiais de Construção*. 2013. Disponível em: <<http://www.protolab.com.br/Tabela-Condutividade-Material-Construcao.htm>>. Citado na página 19.

RIBERA, R. L. *Notas de Aula-Sistemas Térmicos*. [S.l.], 2019. Disponível em: <http://www.cienciatermicas.com/pdf/CiclosTermodinamicos/CT_Roteiro_Au>. Citado na página 23.

Ricardo Moriah. Concorde: 50 anos do supersônico mais elegante dos céus. 2011. Disponível em: <<https://airway.uol.com.br/concorde-50-anos-do-supersonico-mais-elegantes-dos-ceus/>>. Citado na página 12.

RODRIGUES, M. C. *ESTUDO DE CASOS DE SELEÇÃO DOS MATERIAIS E PROCESSOS PARA A*. Tese (Doutorado), 2013. Disponível em: <<https://repositorio.unesp.br/bitstream/handle/11449/120836/000736617.pdf?sequence=1>>. Citado na página 19.

SILVA, W. *QUALIFICAÇÃO DE MATERIAIS UTILIZADOS EM SISTEMAS DE PROTEÇÃO TÉRMICA PARA VEÍCULOS ESPACIAIS*. [S.l.], 2009. 106 p. Disponível em: <<http://livros01.livrosgratis.com.br/cp123944.pdf>>. Citado na página 22.

SIMÕES, J. R. M. *Processos de Transferência de Calor*. São Paulo, 2012. Disponível em: <<http://lattes.cnpq.br/2457667975987644>>. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 28.

Thiago Vinholes. Primeiro voo supersônico completa 70 anos AirWays. 2017. Disponível em: <<https://airway.uol.com.br/primeiro-voo-supersonico-completa-70-anos/>>. Citado na página 11.

UFPR, D. de E. M. *Propriedades Mecânicas*. 2007. Disponível em: <<http://ftp.demec.ufpr.br/disciplinas/EngMec/NOTURNO/TM343/Titânio.pdf>>. Citado na página 19.

Vinholes, Thiago. Primeiro voo supersônico completa 70 anos AirWays. 2017. Disponível em: <<https://airway.uol.com.br/primeiro-voo-supersonico-completa-70-anos/>>. Citado na página 11.

Vinholes, Thiago. Avião hipersonico da Boeing também pode ser hiper poluidor. 2018. Disponível em: <<https://airway.uol.com.br/aviao-hipersonico-da-boeing-tambem-pode-ser-hiper-poluidor/>>. Citado 2 vezes nas páginas 12 e 13.

YVETTE. NASA - The Birth of NASA. Brian Dunbar, 2008. Disponível em: <https://www.nasa.gov/exploration/whyweexplore/Why_We_2>. Citado na página 13.

ANEXO

RELAÇÕES PARA ESCOAMENTO ISENTRÓPICO DE UM GÁS PERFEITO COM $K=1,4$

M	T/T_o	p/p_o	ρ/ρ_o	A/A^*
0,00	1,000	1,000	1,000	∞
0,04	0,9997	0,9989	0,9992	14,48
0,08	0,9987	0,9955	0,9968	7,262
0,12	0,9971	0,9900	0,9928	4,864
0,16	0,9949	0,9823	0,9873	3,673
0,20	0,9921	0,9725	0,9803	2,964
0,24	0,988	0,9607	0,9718	2,496
0,28	0,9846	0,9470	0,9619	2,166
0,32	0,9699	0,9315	0,9506	1,922
0,36	0,9719	0,9052	0,9913	1,659
0,40	0,9690	0,8956	0,9332	1,590
0,4152	0,969	0,8913	0,9296	1,512
0,44	0,9627	0,8755	0,9094	1,474

RELAÇÕES PARA ONDA DE CHOQUE NORMAL COM $K=1,4$

M_x	M_y	p_{oy}/p_{ox}	T_y/T_x	p_y/p_x	ρ/ρ_o
1,00	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
1,50	0,7011	0,9298	1,320	2,458	1,862
2,00	0,5774	0,7209	1,687	4,500	2,667
2,50	0,5130	0,4990	2,137	7,125	3,333
3,00	0,4752	0,3283	2,679	10,33	3,857
3,50	0,4512	0,2130	3,315	14,13	4,261
4,00	0,4350	0,1388	4,047	18,50	4,571
4,50	0,4236	0,09170	4,875	23,46	4,812
5,00	0,4152	0,06172	5,8	29	5

APÊNDICE

DIVISÃO DE TAREFAS PARA A PRIMEIRA PARTE DO TRABALHO

Tabela 8 – Primeira Divisão de Tarefas

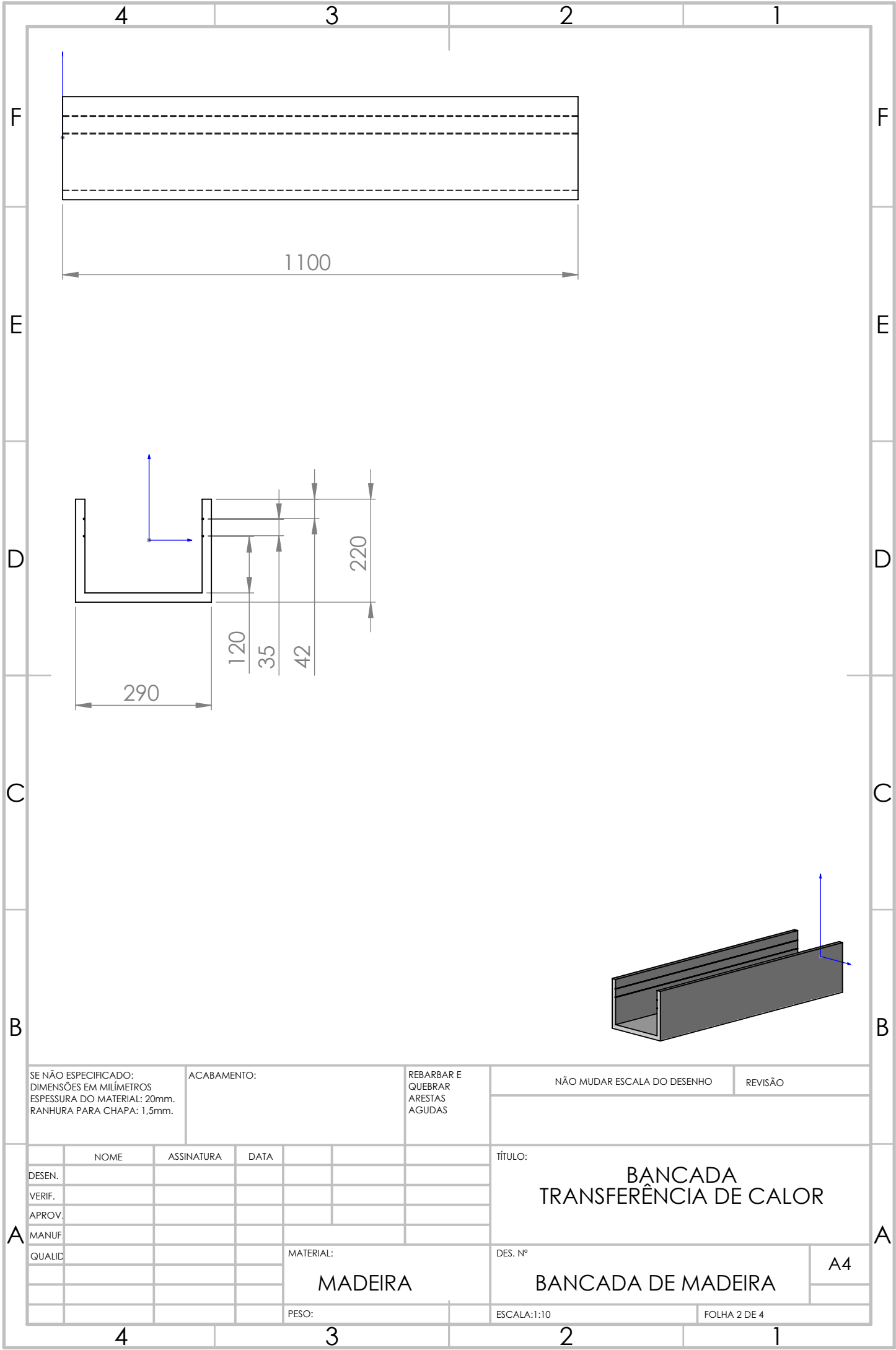
	Diogo	Larissa	Lucas	Matheus	Mylena	Patrick
História				X		
Materiais						X
Proteção Térmica		X				
Termodinâmica				X	X	
Transferência de calor	X		X		X	
Condução	X					
Convecção					X	
Radiação			X			
Cálculos	X	X		X	X	X
Bancada					X	X
Placa Plana	X				X	X

DIVISÃO DE TAREFAS PARA A SEGUNDA PARTE DO TRABALHO

Tabela 9 – Segunda Divisão de Tarefas

	Diogo	Larissa	Lucas	Matheus	Mylena	Patrick
Projeto	X	X	X	X	X	X
Cálculos					X	X
Dimensionamento			X	X	X	
Normas		X		X		
Compra de Componentes	X	X	X	X		X
Montagem Estrutural	X		X	X		
Montagem Elétricas				X	X	
Programação					X	
Coleta de Dados	X	X			X	X
Descrição dos Resultados	X	X	X	X	X	X

DESENHO TÉCNICO DA BANCADA DE TRANSFERÊNCIA DE CALOR



F

F

E

E

D

D

C

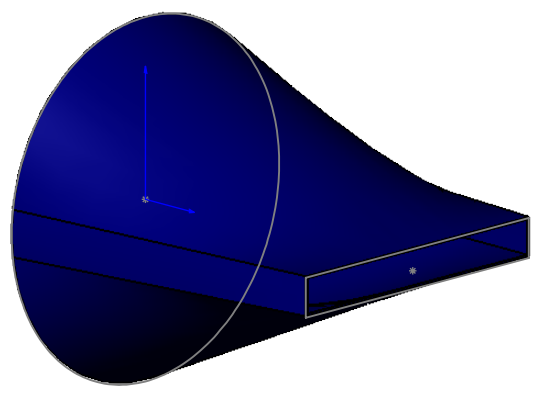
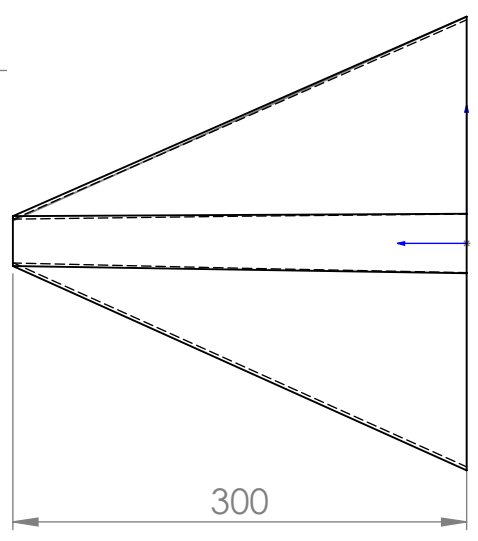
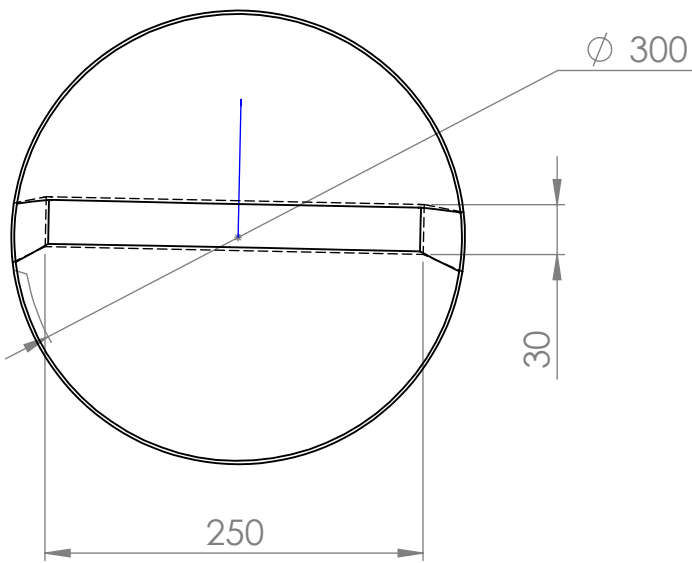
C

B

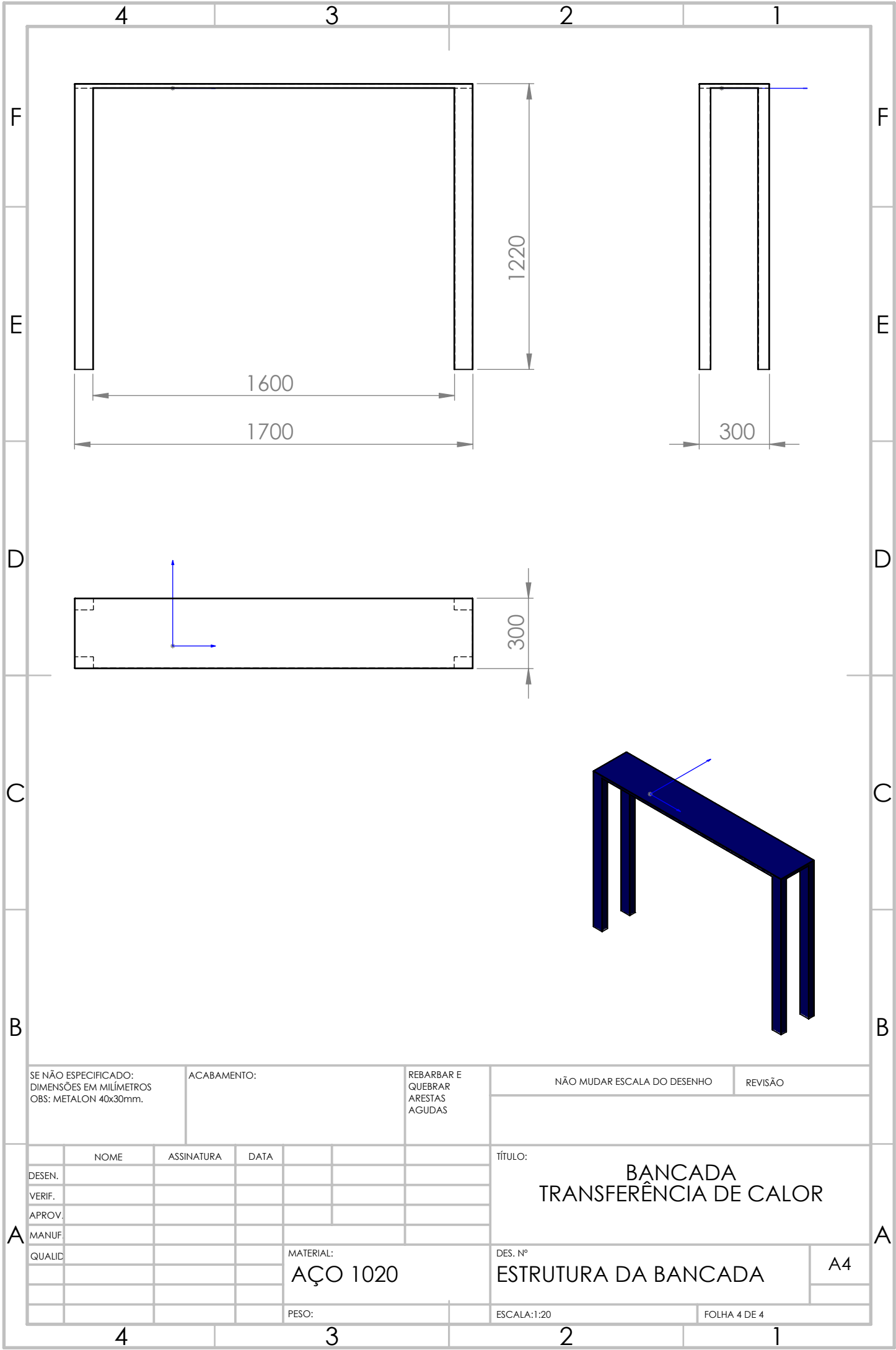
B

A

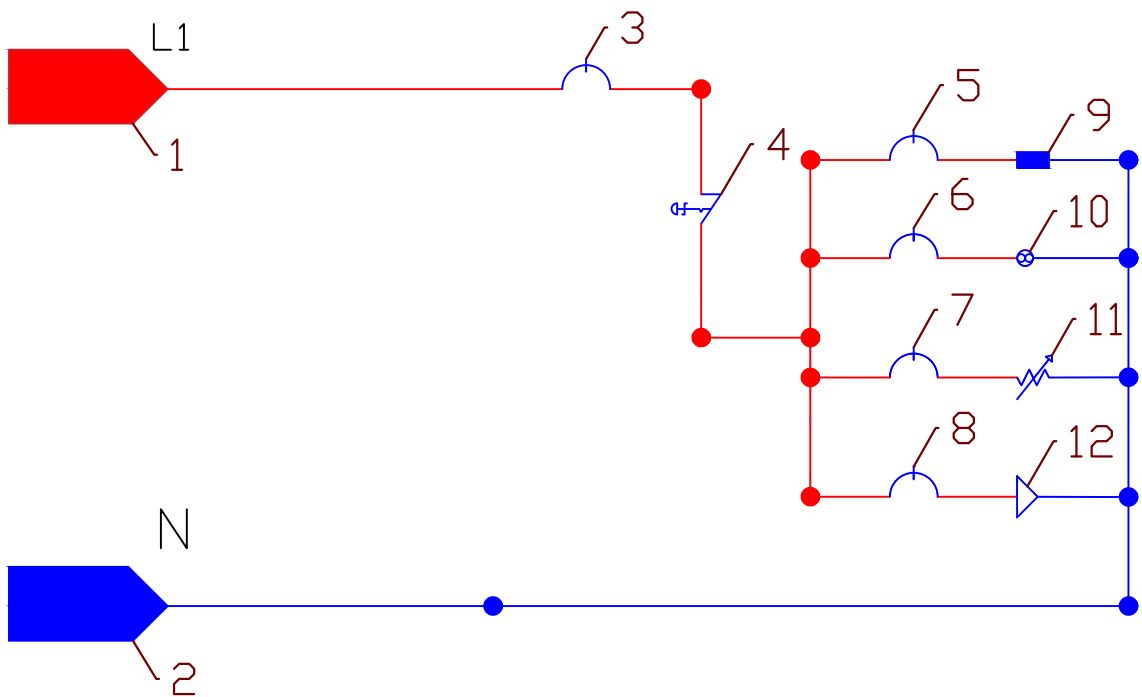
A



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETRO		ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	
NOME		ASSINATURA		DATA		TÍTULO:			
DESEN.						BANCADA TRANSFERÊNCIA DE CALOR			
VERIF.									
APROV.									
MANUF.									
QUALID									
						MATERIAL:		DES. Nº	
						AÇO 1020		CONE	
						PESO:		ESCALA:1:5	
								FOLHA 2 DE 4	
								A4	



DESENHO TÉCNICO DO SISTEMA ELÉTRICO



	Disjuntor Monofásifo
	Tomada Monofásica
	Botoeira de Emergencia
	Controlador de Potencia
	Resistencia
	Exaustor

1	Fase
2	Neutro
3	Disjuntor 32A
4	Botoeira de Emergencia
5	Disjuntor 20A
6	Disjuntor 10A
7	Disjuntor 6A
8	Disjuntor 6A
9	Resistencia
10	Exaustor
11	Controlador de Potencia
12	Tomada Monofásica