

unesp  **UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA**

“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”

CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

FELIPE DE BARROS GASPAR

COMBUSTÃO DO HIDROGÊNIO EM ESCOAMENTO SUPERSÔNICO

Guaratinguetá
2011

FELIPE DE BARROS GASPAR

COMBUSTÃO DO HIDROGÊNIO EM ESCOAMENTO SUPERSÔNICO

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. João Andrade de Carvalho Junior
Co-Orientador: Dr. Francisco Dias Rocamora Junior

Guaratinguetá
2011

G249c	Gaspar, Felipe de Barros Combustão do Hidrogênio em Escoamento Supersônico / Felipe de Barros Gaspar – Guaratinguetá : [s.n], 2011. 60 f : il. Bibliografia: f. 59-60 Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2011. Orientador: Prof. Dr. João Andrade de Carvalho Junior Coorientador: Francisco Dias Rocamora Junior
	1. Hidrogênio - Combustão I. Título
	CDU 662.9

COMBUSTÃO DO HIDROGÊNIO EM ESCOAMENTO SUPERSÔNICO

FELIPE DE BARROS GASPAR

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

**APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Prof. Dr. Mauro Hugo Mattias
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. JOÃO ANDRADE DE CARVALHO JUNIOR
Orientador/UNESP-FEG


Dr. FRANCISCO DIAS ROCAMORA JUNIOR
Co-Orientador/DCTA-IBR-FAH-EAH-C


Prof. Dr. PEDRO MAGALHÃES SORRENTINO
UNESP-FEG

Dezembro de 2011

DADOS CURRICULARES

FELIPE DE BARROS GASPAR

NASCIMENTO	06.02.1982 – CARVALHOS / MG
FILIAÇÃO	Duilhon Rocha Gaspar Denise de Barros Leite Gaspar
1997/1999	Curso Técnico Colégio Técnico e Industrial de Guaratinguetá “Prof. Carlos Augusto Patrício Amorim”
2005/2011	Curso de Graduação Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá – Universidade Estadual Paulista “Julio Mesquita Filho”

Dedicatória

à minha família, em especial aos meus pais Duilhon e Denise, por todo apoio e incentivo ao longo de minha vida.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por ter iluminado meu caminho e guiado meus passos, agradeço pela minha vida, pela minha saúde, pela minha capacidade, pela minha família e por meus amigos.

À minha família agradeço por todo apoio, compreensão e incentivo dados tanto para a realização desse trabalho, quanto durante a graduação e em outros momentos de minha vida.

Pela orientação, direcionamento e apoio para a realização desse trabalho, agradeço ao meu orientador, professor Dr. João Andrade de Carvalho Junior e meu orientador do Instituto de Estudos Avançados Dr. Francisco Dias Rocamora Junior.

Agradeço de modo especial a minha namorada Aline Leite Barbosa que esteve ao meu lado me cobrando, incentivando e ajudando de várias maneiras possíveis.

Agradeço ao Instituto de Estudos Avançados, por ter fornecido subsídios para a realização desse trabalho. Em particular, agradeço aos pesquisadores Leda Shizue Yanagihara Rigolon e Mauricio Antoniazzi Pinheiro Rosa pelo incentivo na realização desse estudo e apoio profissional.

Epígrafe

"Com a força da sua mente, seu instinto e,
também com sua experiência
você pode voar alto."

Ayrton Senna

GASPAR, F. B. **Combustão do Hidrogênio em Escoamento Supersônico**. 2011. 60 f.
Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do
Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.

RESUMO

Neste trabalho são investigadas as condições de funcionamento de um Estato-reator a combustão supersônica (*scramjet*) através de simulação numérica considerando escoamento permanente bidimensional.

Através de um software comercial, FLUENT, são simulados casos de escoamento invíscido e sem injeção de combustível, escoamento turbulento sem injeção de combustível, escoamento turbulento com injeção de combustível e sem queima e por fim escoamento turbulento com injeção e queima de combustível.

PALAVRAS-CHAVE: Combustão, escoamento supersônico, estato-reator a combustão supersônica, velocidade do som, simulação numérica.

GASPAR, F. B. **Hidrogen Combustion in Supersonic Flow**. 2011. 60 f.

Monograph (Undergraduate Work in Mechanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.

ABSTRACT

This work investigated the operating conditions of a 'scramjet' through numerical simulation considering two-dimensional steady flow.

Using a commercial software, FLUENT, cases of inviscid flow with and without fuel injection, turbulent flow without fuel injection, turbulent flow with fuel injection and without burning, and finally turbulent flow with fuel injection and burning are simulated.

KEYWORDS: Combustion, supersonic flow, scramjet, speed of sound, numerical simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Desenho esquemático simplificado do funcionamento de um scramjet.	16
Figura 2: Eficiência relativa de sistemas de propulsão em função do número de Mach.	17
Figura 3: Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.	19
Figura 4: Projeto conceitual de veículo hipersônico waverider.....	20
Figura 5: Projeto conceitual de veículo hipersônico utilizando scramjet.	20
Figura 6: Veículo Acelerador Hipersônico acoplado ao Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.....	20
Figura 7: Modelo do 14-X na Seção de Testes.	22
Figura 8: Escoamento a Mach 10.0 no bordo de ataque do modelo.....	22
Figura 9: Escoamento a Mach 8.71 na entrada de ar.	23
Figura 10: Fotografia integrada no tempo Mach 10.	23
Figura 11: Modelagem geométrica do <i>scramjet</i>	30
Figura 12: Geração da malha de controle do <i>scramjet</i>	30
Figura 13: Detalhe da malha de controle na cavidade <i>flameholder</i> do <i>scramjet</i>	31
Figura 14: Campo de pressão (Pascal).....	35
Figura 15: Campo de densidade (kg/m ³).....	35
Figura 16: Campo de velocidade - número de Mach.....	36
Figura 17: Campo de pressão (Pascal).....	36
Figura 18: Campo de densidade (kg/m ³).....	37
Figura 19: Campo de velocidade - número de Mach.....	37
Figura 20: Campo de pressão (Pascal).....	38
Figura 21: Campo densidade (kg/m ³)	39
Figura 22: Campo de velocidade - Número de Mach.....	39
Figura 23: Campo de espécies – Fração de massa de H ₂	40
Figura 24: Campo de pressão (Pascal).....	40

Figura 25: Campo de densidade (kg/m^3).....	41
Figura 26: Campo de velocidade - Número de Mach.....	41
Figura 27: Campo espécies – Fração de massa de H_2	42
Figura 28: Campo de pressão (Pascal).....	43
Figura 29: Campo de densidade (kg/m^3).....	43
Figura 30: Campo de velocidade - Número de Mach.....	44
Figura 31: Campo temperatura (Kelvin).....	44
Figura 32: Campo de espécies – Fração de massa de H_2	45
Figura 33: Campo de espécies – Fração de massa de H_2O	45
Figura 34: Campo reações - Taxa de Arrhenius ($\text{kgmol/m}^3\text{s}$)	46
Figura 35: Campo de pressão (Pascal).....	46
Figura 36: Campo de densidade (kg/m^3).....	47
Figura 37: Campo de velocidade - Número de Mach.....	47
Figura 38: Campo de temperatura (Kelvin)	48
Figura 39: Campo de espécies – Fração de massa de H_2	48
Figura 40: Campo de espécies – Fração de massa de H_2O	49
Figura 41: Campo de reação - Taxa de Arrhenius ($\text{kgmol/m}^3\text{s}$)	49
Figura 42: Estações estabelecidas no <i>scramjet</i>	50
Figura 43: Perfis de pressão na parede inferior do <i>scramjet</i> para os casos invíscido e turbulento.	50
Figura 44: Perfis de pressão na parede superior do <i>scramjet</i> para os casos invíscido e turbulento.	51
Figura 45: Perfis de pressão na parede inferior do <i>scramjet</i> casos turbulento sem injeção, com injeção na rampa e injeção vertical.....	52
Figura 46: Perfis de pressão na parede superior do <i>scramjet</i> casos turbulento sem injeção, com injeção na rampa e injeção vertical.....	52

Figura 47: Perfis de pressão na estação 2 do <i>scramjet</i> casos turbulento sem injeção, com injeção na rampa e injeção vertical.....	53
Figura 48: Perfis de pressão no centro do <i>scramjet</i> : casos turbulentos com injeção, com e sem queima, na rampa da cavidade <i>flameholder</i>	53
Figura 49: Perfis de pressão no centro do <i>scramjet</i> casos turbulento com injeção sem queima e com queima vertical.....	54
Figura 50: Perfis de pressão no centro do <i>scramjet</i> casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.....	55
Figura 51: Perfis de temperatura na estação 7 (saída) do <i>scramjet</i> casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.....	55
Figura 52: Perfis de pressão na estação 7 (saída) do <i>scramjet</i> casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.....	56
Figura 53: Perfis de velocidade-x na estação 7 (saída) do <i>scramjet</i> casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.....	56
Figura 54: Perfis de densidade na estação 7 (saída) do <i>scramjet</i> casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.....	57

LISTA DE TABELAS

Tabela 1. Constantes do modelo de turbulência	28
Tabela 2. Constantes do modelo de reação	28
Tabela 3: Condição de entrada dos escoamentos de ar e hidrogênio.....	34

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO.....	14
1.1	Justificativa	21
1.2	Revisão da Literatura.....	21
1.3	Objetivo	24
1.4	Organização do Trabalho	25
2.	EMBASAMENTO TEÓRICO.....	26
3.	MATERIAIS E MÉTODOS.....	29
3.1	Pré-processador:.....	29
3.2	<i>Solver</i>	31
3.3	Pós-processador.....	33
4.	RESULTADOS E COMENTÁRIOS.....	34
4.1	Casos Sem Injeção de Combustível	34
4.1.1	Escoamento invíscido	34
4.1.2	Escoamento Turbulento	36
4.2	Casos Com Injeção de Combustível Sem Queima.....	37
4.2.1	Injeção de Combustível na Rampa da Cavidade <i>Flameholder</i>	38
4.2.2	Injeção de Combustível Vertical antes da Cavidade <i>Flameholder</i>	40
4.3	Casos Com Injeção de Combustível Com Queima.....	42
4.3.1	Injeção de Combustível na Rampa da Cavidade <i>Flameholder</i>	42
4.3.2	Injeção de Combustível Vertical antes da Cavidade <i>Flameholder</i>	46
4.4	Intercomparação dos Resultados para os Casos Simulados	49
4.4.1	Comparação das pressões nas paredes inferior e superior dos casos sem injeção, invíscido e turbulento:.....	50
4.4.2	Comparação das pressões nas paredes e na estação 2 para os casos turbulentos sem injeção e os dois casos com injeção de combustível:	51

4.4.3	Comparação entre injeção de combustível na rampa com e sem queima:.....	53
4.4.4	Comparação entre injeção de combustível vertical com e sem queima:	54
4.4.5	Considerações sobre a injeção de combustível com queima na rampa da cavidade <i>flameholder</i> e vertical:	54
5.	CONCLUSÕES E SUGESTÕES.....	58
6.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	59

1. INTRODUÇÃO

De acordo com Toro (2005) atualmente, os modernos veículos espaciais utilizam sistemas de propulsão a bordo, em geral não reutilizáveis, de combustão química (propulsão sólida e/ou propulsão líquida), extraíndo energia química e convertendo em energia cinética com 97-98 % de eficiência. Aproximadamente 89% do peso do veículo espacial, no instante do lançamento, é devido ao sistema de propulsão fazer parte integrante do veículo, sendo apenas de 1 a 2,5 % devido à carga útil, em geral satélites.

Velocidade, alcance, altitude, baixo custo e, principalmente, confiabilidade, são os requisitos básicos que qualquer sistema de propulsão precisa considerar para a concepção de modernos veículos aeroespaciais de aplicação civil ou militar. Um novo sistema de propulsão aeroespacial para vôo na atmosfera da Terra deve ser projetado para uma específica missão civil (transporte comercial ou de exploração científica do espaço) ou de aplicações militares (sistema de defesa, aeronave interceptador / aeronave tática / aeronave de reconhecimento estratégico ou aeronave de acesso ao espaço) considerando o desempenho durante: decolagem horizontal ou vertical; vôo ascendente / vôo de cruzeiro / aceleração; manobra subsônica / supersônica / hipersônica; velocidade de reentrada / vôo descendente e operações de aterrissagem.

Estudos, em diversos centros de pesquisas, estão sendo realizados na direção de diminuir o peso devido ao sistema de propulsão a bordo e de materiais a serem utilizados nos veículos espaciais. Entretanto, devido à alta eficiência do sistema, 97 a 98 %, existem poucas possibilidades de melhoria dos veículos espaciais atualmente em operação.

Além disso, o conteúdo tecnológico dos produtos aeroespaciais, especialmente de plataformas lançadoras de satélites e aeronaves hipervelozes, tem crescido de tal forma que países desenvolvidos e/ou em desenvolvimento não podem conceber colocar cargas úteis (em geral, satélites) em órbita terrestre ou além, utilizando tecnologias propulsivas atualmente em operação (foguetes utilizando combustível químico: sólido ou líquido).

Na área espacial as rigorosas limitações de combustível para o lançamento de cargas úteis em órbita ou além demandam uma contínua redução de tamanho, peso e consumo de energia dos veículos lançadores.

A adequação dos requisitos básicos nos novos projetos de veículos aeroespaciais combinados com a pouca margem de melhoria de eficiência dos atuais veículos espaciais, indicam que conceitos revolucionários devem ser procurados para acesso ao espaço.

Atualmente, uma nova geração de veículos de exploração espacial, científica e comercial, utilizando tecnologias propulsivas avançadas, está em desenvolvimento em diversos centros de pesquisas ao redor da Terra, visando à substituição dos atuais veículos espaciais, que utilizam sistemas propulsivos convencionais, baseados em combustíveis sólidos e líquidos. Estes diversos centros de pesquisas estão envolvidos no desenvolvimento de novas tecnologias de propulsão, objetivando sistemas de transporte espacial com decolagem em aero-espço-portos (a serem utilizados por aeronaves e por veículos espaciais), tão seguros quanto e cerca de 100 vezes mais baratos do que os veículos espaciais utilizados hoje em dia.

Algumas soluções para esses desafios requerem mudanças de paradigma, novos modos de produção, novas tecnologias de natureza estratégica. Os requisitos de plataformas lançadoras de satélites de alto desempenho e confiabilidade, assim como as rigorosas limitações de combustível (redução de tamanho, peso e consumo de energia) para o lançamento de cargas úteis em órbita ou além, propiciam o desenvolvimento de vetores hipervelozes utilizando Propulsão Hipersônica Aspirada a Combustão Supersônica.

- Propulsão Hipersônica Aspirada baseada em Combustão Supersônica

Conceituação

Na década de 80, um ambicioso projeto de uma aeronave hipersônica de um único estágio para atingir a órbita terrestre, com diversos sistemas de propulsão aspirada, reutilizável, denominada NASP (*National Aero-Space Plane*) foi lançado pelo Presidente Reagan, dos Estados Unidos, em seu discurso ao congresso americano. O programa foi colocado sob supervisão do DARPA (*Defense Advance Research Projects Administration*) em meados de 1980. Posteriormente, um consórcio foi formado por agências do governo americano (Força Aérea, Marinha, DARPA e SDIO/*Strategic Defense Initiative Organization*) para a realização do programa NASP. O veículo NASP, de configuração *waverider*, era constituído de um único estágio, projetado para decolar de um aeroporto convencional, utilizar ciclo de sistemas de propulsão aspirada para vôo ascendente e aceleração para velocidades hipersônicas, dentro da atmosfera da Terra, e utilizar motor foguete para alcançar órbita baixa do planeta. A superfície inferior da configuração *waverider* serviria como uma rampa de compressão para que o ar atmosférico, previamente comprimido e em velocidade supersônica, fosse canalizado para um motor *scramjet*, ou seja, câmara onde combustível seria injetado na corrente de ar atmosférico em velocidade supersônica, com

conseqüente combustão. Em 1993, foi realizado, pelo consórcio, análise de redução de custo e, principalmente, dos riscos técnicos resultando no término do programa NASP em 1995. Entretanto, a enorme quantia de pesquisa de motores *scramjet* e *ramjet* criaram condições de iniciar um projeto menos ambicioso, do então veículo X-43.

Basicamente, *scramjet*, Figura 1, assim como *ramjet*, são motores aeronáuticos aspirados que não possuem partes móveis e que utilizam ondas de choque, geradas durante o voo hipersônico e supersônico, respectivamente, para promover a compressão e a desaceleração do ar atmosférico em seu interior. Esse ar atmosférico, em velocidade subsônica (caso *ramjet*) e velocidade supersônica (caso *scramjet*), é misturado e queimado com um combustível adequado para a produção do empuxo.

Portanto, quando o processo de combustão (na câmara de combustão) se dá em regime subsônico, tem-se o estado-reator de combustão subsônica (*ramjet*), predecessor do *scramjet*, e que já encontra várias aplicações. No entanto, a perda de pressão total que ocorre através da onda de choque normal (que desacelera o escoamento em um *ramjet*) faz o uso destes motores impraticáveis em velocidades de voo hipersônicas.

Em conseqüência da própria natureza dos estado-reatores (de não possuir partes móveis), eles são incapazes de produzir empuxo enquanto estão parados. O empuxo estático é nulo. Deste modo, devem ser acelerados até uma velocidade tal que as ondas de choque produzidas durante o voo, comprimam o ar atmosférico a ser admitido na câmara de combustão. Tal velocidade é designada velocidade inicial de operação e é da ordem de duas vezes e quatro vezes a velocidade do som, números de Mach 2 e 4, considerando *ramjet* e *scramjet*, respectivamente.

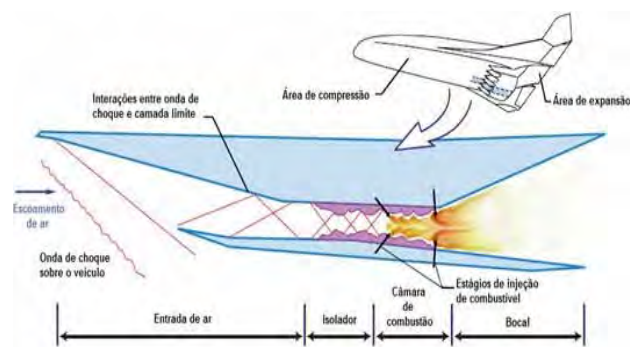


Figura 1: Desenho esquemático simplificado do funcionamento de um scramjet.

De uma maneira simplificada, o motor *scramjet*, Figura 1, é composto por uma entrada de ar supersônica, o combustor e a tubeira ou superfície de expansão. A entrada de ar desacelera o escoamento supersônico, transformando parte da sua energia cinética em pressão. A geometria da entrada de ar é responsável por condicionar o ar a ser aspirado pelo combustor às condições necessárias para a autoignição da mistura ar-combustível. O processo de compressão é função da faixa de velocidade, do comprimento disponível do veículo, e outros parâmetros de projeto do veículo. No combustor, ao escoamento supersônico é adicionado o combustível, em geral, Hidrogênio. Então, os produtos da combustão são acelerados pela tubeira, uma superfície de expansão livre, onde o empuxo é gerado.

O princípio de operação, Figura 1, do *scramjet* não tem sido alterado apreciavelmente desde o trabalho pioneiro de Weber e Mackay (1958) e dos trabalhos de Ferri (1964, 1968). Weber e Mackay investigaram a possibilidade de desempenho da combustão dentro de escoamento supersônico como uma maneira de evitar as limitações de velocidade de vôo existentes em *ramjet*.

A principal vantagem da tecnologia *scramjet* em relação à atual tecnologia de motores foguetes, pode ser ilustrada em termos de empuxo por unidade de taxa de escoamento de combustível (impulso específico), Figura 2. *Scramjet* é o sistema de propulsão a ar aspirado com maior impulso específico em velocidades hipersônicas (número de Mach acima de 5). O impulso específico de um motor foguete utilizando H_2-O_2 é cerca de 400 s enquanto um *scramjet* utilizando H_2 seria em torno de 2000 a 3000 s.

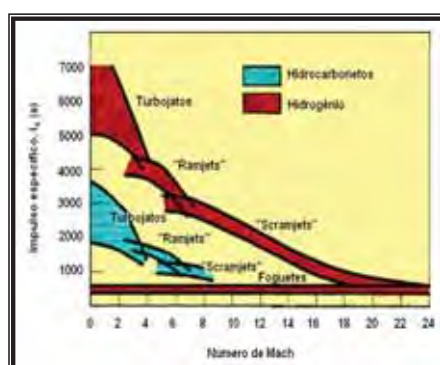


Figura 2: Eficiência relativa de sistemas de propulsão em função do número de Mach.

Na atual fase de demonstração de tecnologia *scramjet*, a propulsão sólida pode ser utilizada como estágio inicial de lançamento para que a velocidade de operação (Correspondente a número de Mach 4) seja atingida, após o que é descartada. Outro método é

a combinação de um turbo reator com um *scramjet*, também conhecido por ciclo combinado, e deverá ser empregado em veículos reutilizáveis. Uma terceira possibilidade envolve a combinação da propulsão líquida com um estado-reator de combustão subsônica *ramjet* e com *scramjet*.

Uma característica importante dos estado-reatores, *ramjet* e *scramjet* é a de formar com o veículo que o utiliza um sistema extremamente integrado, onde motor e veículo são indistinguíveis, Figura 1. Essa forte integração é causada pelo fato de que a parte frontal do veículo contribui para a compressão do ar atmosférico, enquanto que a sua parte traseira contribui para a geração do empuxo. O empuxo líquido produzido pelo motor é a diferença entre o empuxo gerado pela expansão dos gases de exaustão da parte posterior e o arrasto total do motor. Estas forças similares em magnitude poderão produzir empuxo para o vôo do veículo ou não dependendo do balanço destas forças no projeto do motor em questão.

Atualmente, um grande número de mísseis é projetado para utilizar motores “ramjet” com maior eficiência no consumo de combustível, e dessa forma, aumentar o alcance em velocidades supersônicas, do que motores foguete. Esses desenvolvimentos incluem mísseis ar-ar britânicos e mísseis de cruzeiro supersônicos russo-indianos.

Veículos aeroespaciais utilizando estado-reator a combustão supersônica (*scramjet*) transportam apenas o combustível, normalmente hidrogênio, utilizando o próprio ar atmosférico (oxigênio) como oxidante, adquirindo a maior parte da energia cinética necessária para atingir a órbita terrestre durante seu vôo atmosférico.

- O Brasil no contexto da Propulsão Hipersônica Aspirada a Combustão Supersônica Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X

O Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica “Prof. Henry T. Nagamatsu”, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), desenvolve o Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X, Figura 3, o qual é parte do esforço continuado do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), de desenvolver um demonstrador de tecnologia, visando exploração aeroespacial com decolagem em aero-espço-portos de aeronaves/veículos aeroespaciais, utilizando:

- i) tecnologia *waverider*, proporcionando sustentação ao veículo aeroespacial, e

ii) tecnologia *scramjet*, proporcionando sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada na combustão supersônica.



Figura 3: Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.

O projeto 14-X, iniciado em 2007, tem como objetivo projetar, desenvolver e fabricar um veículo de pesquisa com propulsão hipersônica aspirada que inclui a demonstração em voo de um motor *scramjet*. O projeto está planejado para realização em três fases: definição do Veículo Hipersônico Aeroespacial; desenvolvimento de motor *scramjet* em laboratório e teste de voo do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X acelerado por um veículo motor-foguete.

O veículo aeroespacial com tecnologia *waverider*, Figura 4, obtém sustentação utilizando a onda de choque, formada durante o voo supersônico/hipersônico na atmosfera terrestre, originada no bordo de ataque e colada no intradorso do veículo, gerando uma região de alta pressão, resultando em alta sustentação e mínimo arrasto. O ar atmosférico, pré-comprimido pela onda de choque, que está compreendida entre a onda de choque e a superfície (intradorso) do veículo pode ser utilizado em sistema de propulsão hipersônico aspirado baseado na tecnologia *scramjet*.

O veículo aeroespacial com tecnologia *scramjet* (*supersonic combustion ramjet*), Figura 5, utiliza um estado-reator (motor aeronáutico aspirado) que não possui partes móveis e que utiliza ondas de choque, geradas durante o voo hipersônico (de veículos aeroespaciais), para promover a compressão e a desaceleração do ar atmosférico. Imediatamente anterior ou na entrada da câmara de combustão, combustível é injetado e misturado com Oxigênio existente no ar atmosférico. Como a mistura entra na câmara de combustão em velocidade supersônica, o processo de combustão se dá em regime supersônico, denominada de combustão

supersônica, conseqüentemente tecnologia *scramjet*. O produto da combustão é expelido na região de exaustão (expansão).

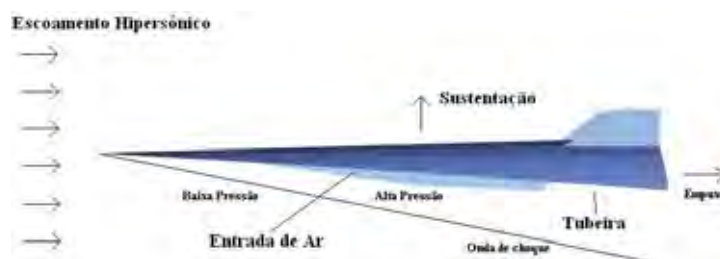


Figura 4: Projeto conceitual de veículo hipersônico waverider.

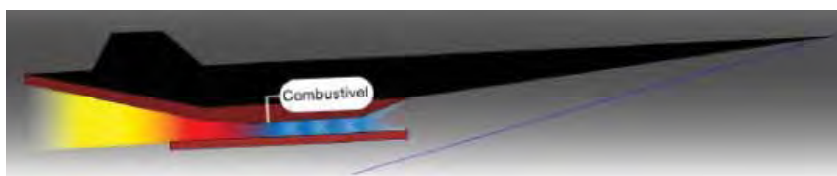


Figura 5: Projeto conceitual de veículo hipersônico utilizando scramjet.

O Veículo Acelerador Hipersônico é composto pelos motores foguetes S31 e S30, Figura 6, desenvolvidos e fabricados pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE/DCTA). O Veículo Acelerador Hipersônico irá acelerar o Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X para as condições pré-estabelecidas, de operação do estado-reator a combustão supersônica (*scramjet*), ou seja, posição (altitude, longitude e latitude), velocidade (número de Mach), pressão dinâmica e ângulo de ataque, a partir do Centro de Lançamento de Alcântara.



Figura 6: Veículo Acelerador Hipersônico acoplado ao Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X.

1.1 Justificativa

Entre as diversas tecnologias propulsivas avançadas em estudo, sistemas de propulsão aspirada hipersônica utilizando estado-reator a combustão supersônica (*scramjets*) são as que apresentam maior potencial, atendendo os requisitos básicos de altíssima velocidade (número de Mach acima de 5), confiabilidade, segurança e custo. Conseqüentemente, são os que têm recebido maior atenção de pesquisa da comunidade científica e investimento financeiro dos órgãos de fomentos de diversos países, interessados no domínio de novas técnicas de propulsão aplicadas em veículos espaciais.

A recente intensificação de esforços internacionais no sentido de desenvolver Propulsão Hipersônica Aspirada a Combustão Supersônica, sinaliza que esse será o caminho eficiente de acesso para o espaço em um futuro não muito distante.

Entretanto, uma vez que tais tecnologias forem dominadas, elas serão de difícil aquisição e encontrar-se-ão, na maioria das situações, indisponíveis para comercialização. Portanto, o domínio da Propulsão Hipersônica Aspirada a Combustão Supersônica será essencial em futuro próximo para a indústria aeroespacial, e permitirá ao homem construir aeronaves hipersônicas, alcançar outros continentes em poucas horas e atingir órbitas baixas ao redor da Terra.

Ciente destes esforços, os Ministérios da Defesa e da Ciência e Tecnologia através do documento Concepção Estratégica de 2003 elegeram como prioritárias e estratégicas para o Brasil duas áreas de pesquisa (entre outras): Propulsão com Ar Aspirado e Hipervelocidade.

1.2 Revisão da Literatura

Estudo da configuração “waverider”

Rolim (2009) desenvolveu a concepção *waverider*, resultando na configuração do Veículo Hipersônico 14-X, Figura 3, que incorpora a possibilidade do estudo do sistema de propulsão a combustão supersônica *scramjet*.

Um modelo, em escala, Figura 7, foi projetado e instrumentado para realização de ensaios no Túnel de Choque Hipersônico T3 (TORO *et al.*, 2007) do Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu/IEAv, e foi confeccionado em aço inox cirúrgico. Os objetivos dos testes conduzidos no túnel foram: **i)** Medir pressões estáticas e de Pitot para escoamentos a Mach 10, em altas e baixas entalpias; **ii)** Obter

fotografias *schlieren* para auxiliar na interpretação dos dados e definição do posicionamento da câmara de combustão *scramjet*.



Figura 7: Modelo do 14-X na Seção de Testes.

Durante os ensaios, foram obtidas condições de estagnação de até 2150 K e 2946 psi. O túnel operou em regimes de Mach 8.9 a 10.0, com número de Reynolds da ordem de 10^6 a $10^7(\text{m}^{-1})$ e número de Knudsen de 0.06 a 0.19. A distribuição de pressão sobre o intradorso do modelo foi medida. Essas medidas foram cruciais para a investigação do escoamento na entrada de ar e na superfície de expansão (tubeira). Aliadas a esses dados, as análises das fotografias *schlieren* possibilitaram a localização das ondas de choque e um melhor entendimento do comportamento do escoamento na entrada de ar do motor *scramjet*.

Uma das principais conclusões do trabalho foi a verificação da forte influência da interação viscosa hipersônica sobre o escoamento na entrada de ar. Por exemplo, o gradiente de pressão adverso que o escoamento encontra ao se aproximar da rampa do combustor supersônico faz a camada limite ficar mais espessa, podendo até separar. Esse comportamento é determinante na formação da onda de choque na rampa de compressão e assim em toda a eficiência do motor. As Figuras 8 e 9 mostram a disposição das ondas de choque formadas, visualizadas pelo método *schlieren*, enquanto a Figura 10 apresenta fotografia integrada no tempo de exposição dos efeitos de escoamento hipersônico sobre a configuração *waverider*.

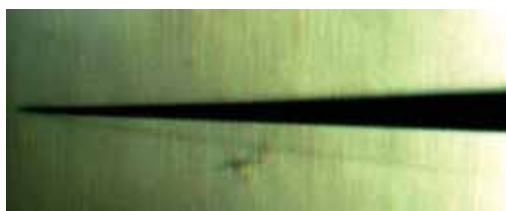


Figura 8: Escoamento a Mach 10.0 no bordo de ataque do modelo.

Condições de Estagnação: Pressão = 2938 psi e Temperatura = 1706 K

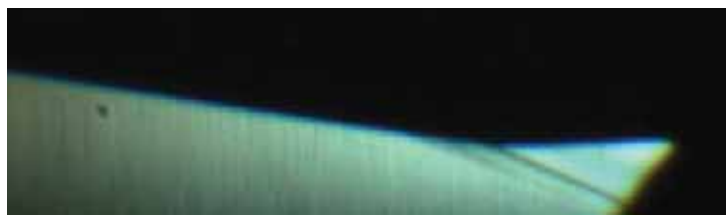


Figura 9: Escoamento a Mach 8.71 na entrada de ar.

Condições de Estagnação: Pressão = 2850 psi e Temperatura = 1702 K.



Figura 10: Fotografia integrada no tempo Mach 10.

Moura (em desenvolvimento)¹, tem por objetivo apresentar o desenvolvimento de um estado-reator a combustão supersônica em escala real para posterior análise bidimensional do escoamento de ar no interior do motor. O motor foi projetado visando acoplamento em veículo de configuração *waverider*, para condições de voo em Mach 10. As investigações incluem a visualização do escoamento utilizando a técnica de *schlieren* e medidas das pressões estáticas superficiais. As análises experimentais ocorrerão em túnel de choque hipersônico e contribuirão para a validação e otimização do estado-reator a combustão supersônica desenvolvido.

Estudo da simulação numérica

Oeverman (2000) utiliza um método numérico para a simulação de chamas de difusão turbulentas em campos complexos de escoamento compressível. O método utiliza o modelo $k-\epsilon$ de turbulência combinado com um modelo *flamelet* laminar para chamas de difusão turbulentas como uma descrição matemática da chama. O acoplamento entre turbulência e o

¹ Moura, G. S., Tese de doutorado a ser editada pelo ITA.

não-equilíbrio químico é feito através de uma descrição estatística da fração de mistura com uma suposta função densidade de probabilidade β (PDF) e uma taxa de deformação turbulenta média agindo sobre a chama. As equações governantes são resolvidas por meio do método de volumes finitos totalmente implícito em malhas não estruturadas triangulares, que permite a discretização de geometrias complexas e uma fácil adaptação da malha para o padrão de escoamento, usando um solucionador de Riemann aproximado para os fluxos convectivos e um esquema central para os fluxos viscosos. O sistema é aplicado à simulação da injeção de hidrogênio em um motor de combustão supersônica ramjet (scramjet) do Instituto de Propulsão Química do Centro Aeroespacial Alemão (DLR) e os resultados numéricos comparados concordam razoavelmente qualitativa e quantitativamente com fotografias *schlieren*, medições de velocidade, e medições de temperatura nos experimentos com e sem combustão.

Huang *et al.* (2010) investigam o efeito do local da injeção de combustível sobre o campo de escoamento de um combustor *scramjet* típico movido a hidrogênio com multicavidades, as quais são uma boa escolha para estabilizar a chama no escoamento hipersônico, e gera uma zona de recirculação no combustor *scramjet*. Além disso, se sua geometria das cavidades for projetada adequadamente, ela pode agir como um ignitor, mas o material da cavidade flameholder deve ser considerado para operar a temperaturas elevadas, utilizando acoplamento bidimensional das equações *RANS*, modelo *k- ϵ* padrão de turbulência assim como o modelo de reação *finite-rate/eddy-dissipation*, o qual fornece resultados acurados na simulação numérica desse experimento.

1.3 Objetivo

O objetivo deste trabalho é auxiliar na construção e testes do *scramjet* projetado no Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica (LAH) do IEAv utilizando a simulação numérica para obtenção de resultados que possibilitem a investigação das condições de funcionamento em diversas situações, contribuindo para a otimização do projeto.

1.4 Organização do Trabalho

No capítulo 2 é apresentada a modelagem matemática que será resolvida numericamente para os diversos casos estudados.

No capítulo 3 são apresentados os *softwares* utilizados nas resoluções dos problemas assim como os métodos por eles utilizados.

No capítulo 4 são apresentados os resultados e comentários dos diversos casos estudados, entre eles, escoamento invíscido sem injeção de combustível, escoamento turbulento sem injeção de combustível, escoamento turbulento com injeção de combustível e sem queima e, por fim, escoamento turbulento com injeção de combustível e com queima.

Finalmente, no capítulo 5, serão apresentadas as conclusões e sugestões para prosseguimento do estudo da combustão do hidrogênio em escoamentos supersônicos.

2. EMBASAMENTO TEÓRICO

No presente trabalho serão considerados os escoamentos compressíveis com e sem transporte de espécies e também com e sem reações químicas, em regime permanente. As equações de conservação que descrevem estes escoamentos são mostradas a seguir.

A equação de conservação de massa, ou equação de continuidade, pode ser escrita da seguinte forma:

$$\frac{\partial \rho}{\partial x_i} (\rho u_i) = S_m \quad (1)$$

A equação de conservação de massa em sua forma geral, é válida para os escoamentos incompressíveis, bem como compressíveis. O termo fonte, S_m , é a massa adicionada à fase contínua e quaisquer fontes definidas pelo usuário (FLUENT, 2006).

A equação de conservação de momento na direção i é dada por:

$$\frac{\partial \rho}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

onde p é a pressão estática, τ_{ij} é o tensor de tensões (descritos abaixo), e ρg_i e F_i são a força gravitacional e as forças externas na direção i , respectivamente (FLUENT, 2006). O tensor de tensões τ_{ij} é dado por:

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \quad (3)$$

onde μ é a viscosidade molecular e o segundo termo no lado direito é o efeito de dilatação volumétrica (FLUENT, 2006).

A equação de conservação de energia pode ser escrita como:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_j h_j J_j + u_j (\tau_{ij})_{eff} \right) + S_h \quad (4)$$

onde k_{eff} é a condutividade térmica efetiva ($k + k_t$, onde k_t é a condutividade térmica turbulenta, definida de acordo com o modelo de turbulência utilizado), e $J_{j'}$ é o fluxo difusivo da espécie j' . Os três primeiros termos do lado direito da equação representam a transferência de energia devido à condução, difusão de espécies e dissipação viscosa, respectivamente. S_h inclui calor da reação química, e de quaisquer outras fontes de calor volumétricas (FLUENT, 2006). Ainda na equação de conservação de energia, temos:

$$E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{u_i^2}{2} \quad (5)$$

onde a entalpia específica, h , para gases ideais é dada por:

$$h = \sum_{j'} m_{j'} h_{j'} \quad (6)$$

Além das equações do escoamento, uma equação de conservação para cada espécie química também é resolvida, que prevê a fração de massa local, tal como:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i m_{i'}) = - \frac{\partial}{\partial x_i} J_{i',i} + R_{i'} + S_{i'} \quad (7)$$

onde $R_{i'}$ é a taxa de massa de criação ou esgotamento por reação química e $S_{i'}$ é a taxa de criação através da adição da fase dispersa mais quaisquer fontes definidas pelo usuário (FLUENT, 2006). $J_{i',i}$ é o fluxo de difusão de espécies i' , dada por:

$$J_{i',i} = - \left(\rho D_{i',m} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \frac{\partial m_{i'}}{\partial x_i} \quad (8)$$

onde $D_{i',m}$ é o coeficiente de difusão das espécies i' na mistura e Sc_t é o número de Schmidt turbulento (FLUENT, 2006).

A energia cinética turbulenta, k , e sua taxa de dissipação, ε , são obtidos a partir das equações de transporte seguintes:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (9)$$

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (10)$$

Nestas equações, G_k representa a geração de energia cinética turbulenta devido aos gradientes de velocidade média. G_b é a geração de energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade. Y_M representa a contribuição da dilatação flutuante à taxa de dissipação total. $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$ e $C_{3\varepsilon}$ são constantes do modelo, σ_k e σ_ε são os números de Prandtl turbulento para k e ε , respectivamente (FLUENT, 2006). Os valores das constantes são apresentados na Tabela 1:

Tabela 1. Constantes do modelo de turbulência

σ_k	σ_ε	σ_h	C_{1s}	C_{2s}	C_μ
1.0	1.3	0.85	1.44	1.92	0.09

A expressão de Arrhenius para a constante da taxa de reação, k_f , é dada como:

$$k_{f,k} = A_k T^{\beta_k} \exp(-E_k / RT) \quad (11)$$

onde A_k é o fator pré-exponencial, β_k é o expoente de temperatura, E_k é a energia de ativação da reação e R é a constante universal dos gases (FLUENT, 2006). E os valores dos termos dessa expressão são mostrados na Tabela 2:

Tabela 2. Constantes do modelo de reação

A_k	β_k	E_k (J/kg·mol)	R (J/kg·mol·K)
$9,87 \cdot 10^8$	0	$3,1 \cdot 10^7$	8314,41

3. MATERIAIS E MÉTODOS

Como mencionado anteriormente foi utilizado um *software* CFD comercial, FLUENT versão 6.2, para resolução numérica dos escoamentos.

Computacional Fluid Dynamics, ou CFD é a análise de sistemas envolvendo escoamento de fluidos, transferência de calor, e os fenômenos associados, tais como reações químicas, por meio de simulação computacional.

Todos os códigos CFD possuem três elementos principais:

- i) Pré-processador;
- ii) *Solver* ou Solucionador;
- iii) Pós-processador.

3.1 Pré-processador:

Pré-processamento consiste na entrada de um problema de escoamento de um programa de CFD por meio de uma interface de fácil utilização e transformação subsequente desse insumo em uma forma adequada para uso do solver. As atividades do usuário na fase de pré-processamento envolvem (VERSTEEG; MALALASEKERA, 1995):

- Definição da geometria da região de interesse: o domínio computacional;
- Grade de geração de sub-divisão do domínio em um número de sub-domínios menores, não sobrepostos: uma grade (ou malha) de células (ou volumes de controle ou elementos).
- Seleção dos fenômenos físicos e químicos que precisam ser modelados;
- Definição de propriedades dos fluidos;
- Especificação das condições de contorno apropriadas em células que coincidem com o limite do domínio.

Nesta fase foi utilizado o *software* GAMBIT para modelagem geométrica, geração de malha e condições de contorno.

A seguir, na Figura 11, é mostrada imagem da modelagem geométrica do *scramjet* pelo *software* Gambit.

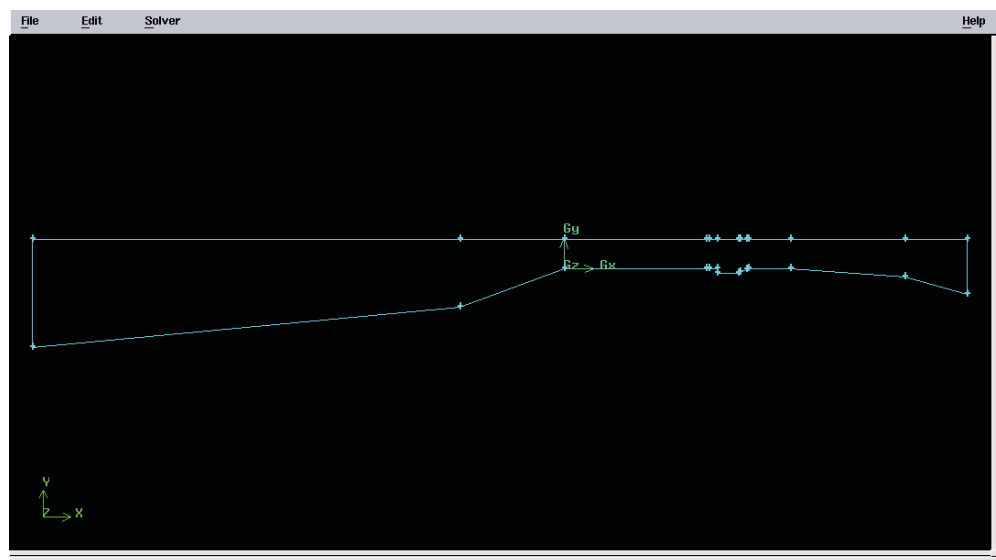


Figura 11: Modelagem geométrica do *scramjet*.

Nas próximas figuras são mostradas a geração da malha, Figura 12, e um detalhe da malha na cavidade *flameholder*, Figura 13, onde possui maior refinamento, por ser zona de interesse.

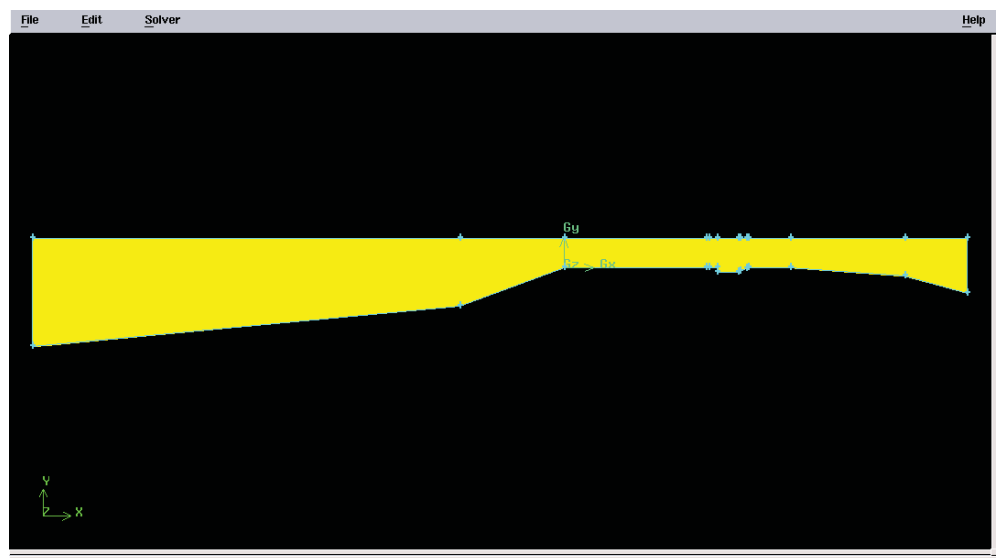


Figura 12: Geração da malha de controle do *scramjet*.

A malha utilizada é mostrada na Figura 12 e também na Figura 13, a qual é composta por 71400 células quadriláteras, onde 60 divisões estão na entrada, outras 20 divisões verticais estão na cavidade flameholder, onde é um pouco mais refinado, a saída possui 80 divisões e ao longo do scramjet são 1093 divisões.

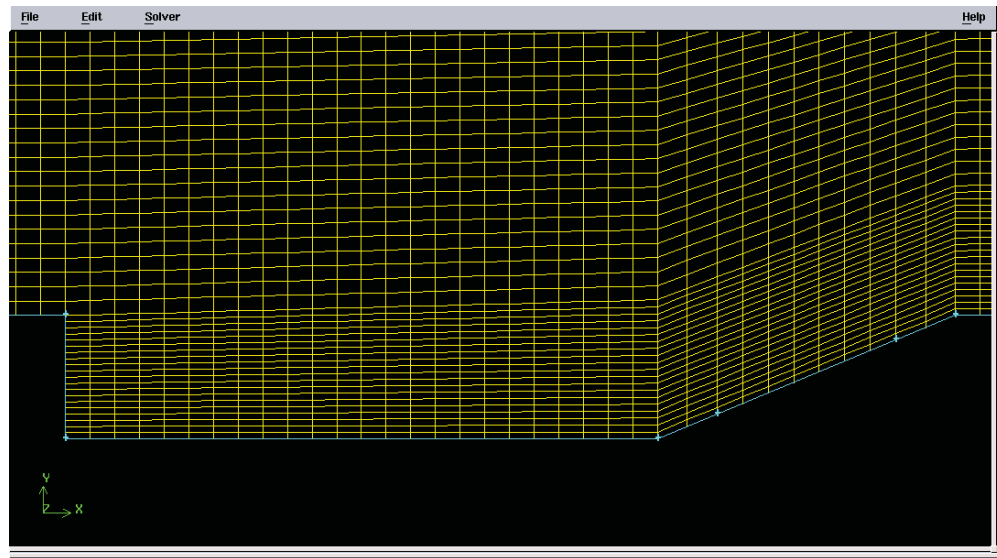


Figura 13: Detalhe da malha de controle na cavidade *flameholder* do *scramjet*.

3.2 Solver

Há três correntes distintas de técnicas de solução numérica: diferenças finitas, elementos finitos e métodos espectrais. Em linhas gerais os métodos numéricos que formam a base do *solver* executam os seguintes passos (VERSTEEG; MALALASEKERA, 1995):

- Aproximação das incógnitas do escoamento através de funções simples;
- Discretização pela substituição das aproximações nas equações que regem o fluxo e posterior manipulação matemática;
- Solução das equações algébricas.

O algoritmo numérico consiste nos seguintes passos (VERSTEEG; MALALASEKERA, 1995):

- A integração formal das equações que regem o escoamento de fluido sobre todos os volumes (finito) de controle do domínio da solução;

- A discretização envolve a substituição de uma variedade de aproximações do tipo "diferenças finitas" para os termos da equação integrada representando os processos de escoamento tais como convecção, difusão e fontes. Isso converte as equações integrais em um sistema de equações algébricas;
- Solução das equações algébricas por um método iterativo.

Nesta fase foi utilizado o FLUENT versão 6.2 para solução das equações.

O FLUENT usa um esquema baseado em volume de controle para converter as equações de conservação para equações algébricas que podem ser resolvidos numericamente. Este esquema de volume de controle consiste em integrar as equações de conservação sobre cada volume de controle, resultando em equações discretas que conservam cada quantidade em um volume de controle (FLUENT, 2006). Este método é conhecido como Método de Volumes Finitos.

A discretização das equações de conservação pode ser ilustrada com mais facilidade, considerando a equação de conservação em regime permanente para o transporte de uma quantidade escalar ϕ . Isto é demonstrado pela seguinte equação de transporte escrita na forma integral para um volume de controle arbitrário, V , da seguinte forma:

$$\oint \rho \phi \mathbf{v} \cdot d\mathbf{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\phi dV \quad (12)$$

onde ρ é a densidade, $\mathbf{v}$ é o vetor velocidade ($=u, \mathbf{i} + v, \mathbf{j}$ em 2D), $\mathbf{A}$ é o vetor de área de superfície, Γ_ϕ é o coeficiente de difusão para ϕ , $\nabla \phi$ é o gradiente de ϕ ($= (\partial \phi / \partial x), \mathbf{i} + (\partial \phi / \partial y), \mathbf{j}$ em 2D) e S_ϕ são as fontes de ϕ por unidade de volume (FLUENT, 2006).

Esta equação, aplicada a cada volume de controle ou célula, no domínio computacional, transforma-se na equação discretizada dada por:

$$\sum_f^{N_{\text{faces}}} v_f \phi_f A_f = \sum_f^{N_{\text{faces}}} \Gamma_\phi (\nabla \phi)_n A_f + S_\phi V \quad (13)$$

onde N_{faces} é o número de faces de células abrangidas, ϕ_f é o valor de ϕ convectado através das faces, A_f é a área da face f , $|\mathbf{A}|$ ($=|A_x \mathbf{i} + A_y \mathbf{j}|$ em 2D), $(\nabla \phi)_n$ é a magnitude de $\nabla \phi$ normal a face f e V é o volume da célula (FLUENT, 2006).

As equações discretizadas foram resolvidas utilizando as seguintes opções do FLUENT, conforme a Figura 14, onde:

- *Solver: Coupled* – Isto significa que para uma iteração, todas as equações são resolvidas simultaneamente;
- *Formulation: Implicit* – Para uma dada variável, o valor desconhecido em cada célula é calculado usando uma relação que inclui os valores existentes e os desconhecidos das células vizinhas. Portanto, cada valor desconhecido irá aparecer em mais de uma equação no sistema, e estas equações devem ser resolvidas simultaneamente.
- *Space: 2D* – As equações são resolvidas em um plano (XY) e na terceira dimensão (Z) a solução não varia;
- *Time: Steady* – A dependência temporal não é levada em conta na resolução.

As simulações foram realizadas em um Microcomputador com CPU Pentium-Dual Core de 2,6 GHz e 4 GB de memória RAM. Para os casos sem injeção de combustível, foram necessárias, em média, 5 (cinco) horas de tempo de computação para se atingir a convergência desejada. Já para os casos com e sem combustão do hidrogênio, foram necessários, em média, 10 (dez) dias de tempo de computação para se atingir a convergência desejada.

3.3 Pós-processador

Uma vez que o campo de escoamento é calculado, uma solução discreta para as variáveis de escoamento está disponível para o domínio de cada elemento da malha. Esta solução pode ser processada para obter os valores das variáveis do escoamento em qualquer local dentro do domínio do escoamento por meio de técnicas de interpolação padrão. É comum os pacotes CFD fornecerem poderosos recursos gráficos para analisar visualmente a solução, bem como para informar os diferentes valores das quantidades do escoamento. Se o usuário não estiver satisfeito com a solução a malha pode ser refinada ou modificações para os modelos numéricos ou físicos podem ser refeitos (WENDT, 2009).

As características do pós-processamento mais comumente empregadas são de contorno e gráficos de vetor, as linhas de corrente e os relatórios de escoamentos de superfície e volume integrais, ou gráficos XY de dados extraídos. Sequências de animação podem ser usadas para cálculos de tempo dependentes ou para a análise dos cálculos 3D por um plano de corte em movimento 2D (WENDT, 2009).

Também foi utilizado o FLUENT versão 6.2 nesta parte do trabalho.

4. RESULTADOS E COMENTÁRIOS

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos utilizando o software Fluent para todos os casos simulados, feitas comparações e comentários sobre eles.

Em todos os casos, o escoamento após o primeiro choque foi considerado paralelo a primeira rampa, e as condições de entrada utilizadas são mostradas na Tabela 3:

Tabela 3: Condição de entrada dos escoamentos de ar e hidrogênio.

	Ar*	Hidrogênio
Ma	7,57	1,0
u (m/s)	1873,44.	932,63
T (K)	150.	150
p (Pa)	1610	40000
ρ (kg/m ³)	0,0366	0,0647
Y_{O_2}	0,232	0
Y_{N_2}	0,736	0
Y_{H_2O}	0,032	0
Y_{H_2}	0	1,0
k (m ² /s ²)	140	140
$\mathcal{E}$ (m ² /s ³)	10^6	10^6

*Condição de pressão de entrada equivalente a uma altitude de 30 (trinta) quilômetros.

Para todos os casos estudados, a solução foi considerada convergida quando o resíduo de todas as variáveis ficou inferior a 10^{-3} .

4.1 Casos Sem Injeção de Combustível

4.1.1 Escoamento invíscido

Este primeiro caso foi simulado para se ter uma idéia da complexidade da estrutura de choques encontrada dentro do dispositivo *scramjet*, suas reflexões e interações entre os choques.

Como observado na Figura 14, devido ao escoamento ser invíscido e, portanto, não existir camada limite, as reflexões dos choques ocorrem diretamente nas paredes do dispositivo *scramjet*.

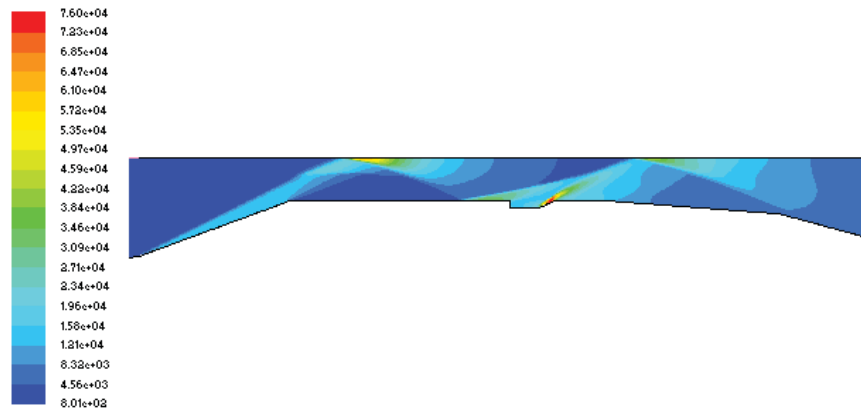


Figura 14: Campo de pressão (Pascal)

Nas Figura 15 e Figura 16 podemos observar o campo de densidade e velocidade – número de Mach, respectivamente, e os resultados dos choques.

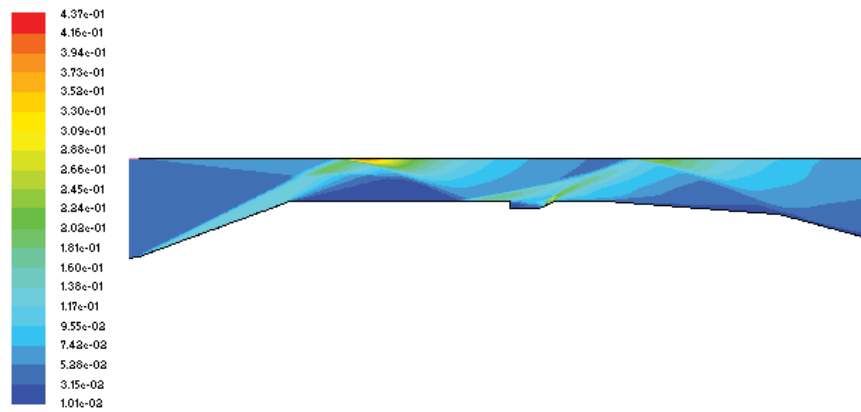


Figura 15: Campo de densidade (kg/m³)

Observa-se na Figura 16 que ao longo do *scramjet* o campo de velocidade apresenta número de Mach maior que 1, exceto na cavidade *flameholder* onde ocorre recirculação.

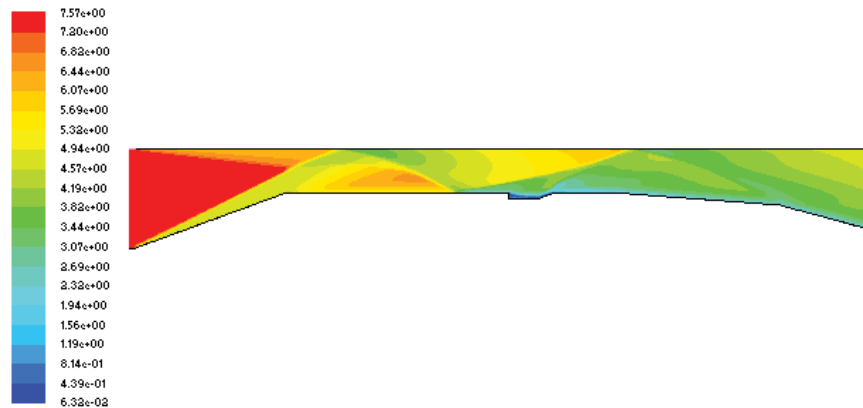


Figura 16: Campo de velocidade - número de Mach

4.1.2 Escoamento Turbulento

Neste caso leva-se em conta tanto a viscosidade molecular, μ , quanto a advinda do modelo de turbulência, μ_t , o que nos aproxima de um escoamento real dentro do dispositivo *scramjet* em condições de trabalho.

Como podemos observar na Figura 17, temos uma diferença entre as estruturas de choque do caso atual e do caso invíscido, Figura 14, pois no atual existe uma camada limite viscosa que interage com os choques. Isto será evidenciado mais a frente através dos perfis de pressão nas paredes inferior e superior para estes dois casos.

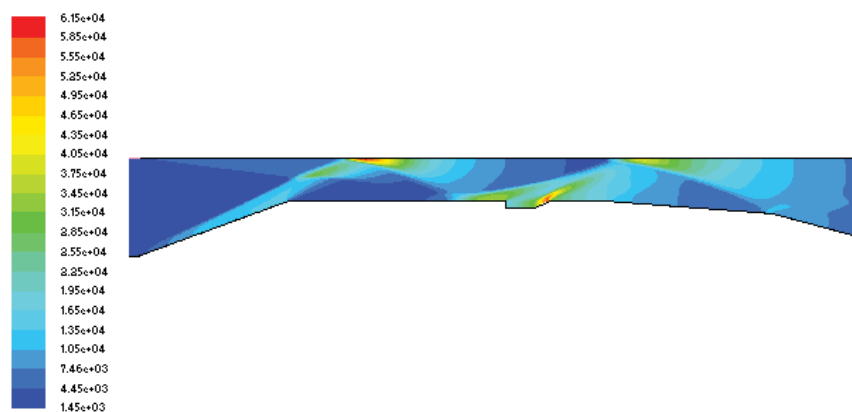


Figura 17: Campo de pressão (Pascal)

Na Figura 18 podemos observar o campo de densidade o qual poderá ser comparado com fotografias *schlieren* obtidas em experimentos.

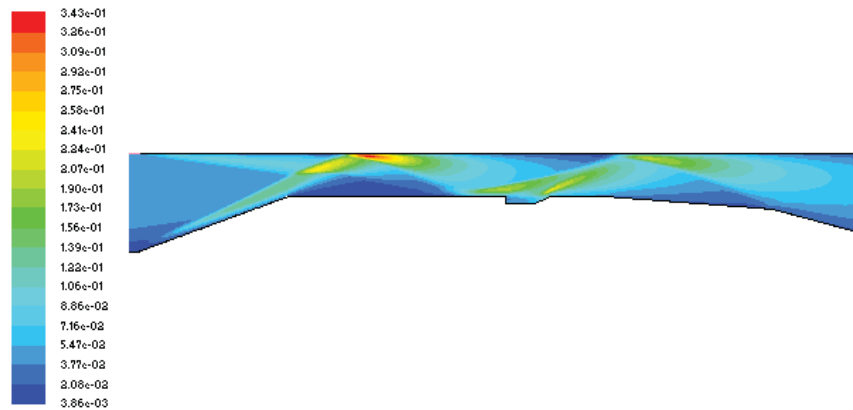


Figura 18: Campo de densidade (kg/m^3)

Nota-se que na Figura 19 o campo de velocidade também apresenta número de Mach maior do que 1 excetuando-se a região da cavidade e as regiões muito próximas das paredes devido a condição de não deslizamento, ou seja, a velocidade ser zero na parede.

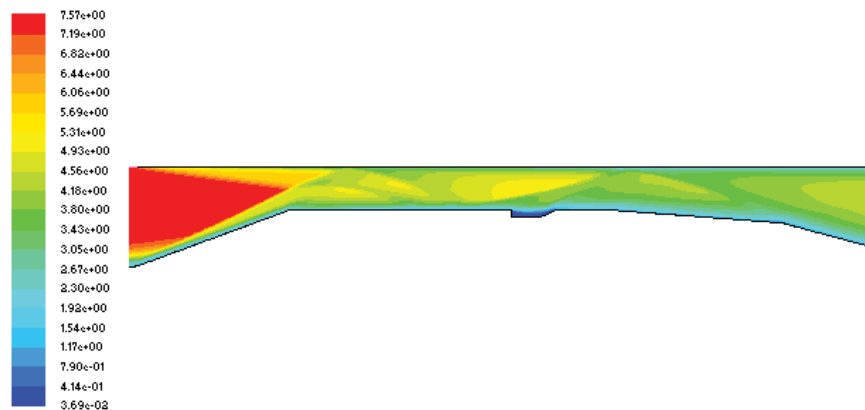


Figura 19: Campo de velocidade - número de Mach

Para os dois casos mostrados até aqui as estruturas de choque não se alteram significativamente.

4.2 Casos Com Injeção de Combustível Sem Queima

Nesta seção serão apresentados dois tipos de injeção de combustível, sendo o primeiro caso de injeção perpendicular a rampa da cavidade *flameholder* e o segundo injeção vertical que consiste numa injeção perpendicular a parede inferior um pouco antes da cavidade

flameholder. A intenção era fazer uma comparação entre os dois casos, mas devido a um equívoco na condição de injeção do combustível para o caso de injeção na rampa da cavidade *flameholder*, este caso apresentou uma injeção de combustível maior do que para o caso de injeção vertical, tornando a comparação impossível. No entanto, os resultados obtidos fornecem subsídios para uma análise dos dois tipos de injeção.

4.2.1 Injeção de Combustível na Rampa da Cavidade *Flameholder*

Para esse caso foi observado uma dificuldade de convergência dos resultados devido ao valor da pressão de injeção do combustível, onde valores acima de um determinado limite bloqueavam o escoamento ocasionando o chamado *choked flow*, o qual limita a velocidade de escoamento a velocidades subsônicas atrás dele, ou mesmo bloqueia totalmente o escoamento dentro do *scramjet*. Com isso buscou-se valores de pressão de injeção compatíveis com o escoamento desejado na câmara de combustão e que também propiciassem uma boa mistura do hidrogênio com o ar aspirado. Foi simulado escoamento turbulento com injeção de combustível normal a rampa da cavidade *flameholder* à pressão constante de 40 kPa, dentre os possíveis valores de pressão, sem considerar a queima.

Observa-se na Figura 20 que a injeção de combustível em contra-corrente com o escoamento de ar afeta consideravelmente a estrutura de choques que é observada sem a injeção de combustível. Os níveis de pressão atingidos dentro da câmara de combustão, comparando-se estes dois casos, mostram um aumento da pressão da ordem de 3 vezes para o caso com injeção. Além disso, o pico de pressão é deslocado da parede superior para a linha de centro do *scramjet*.

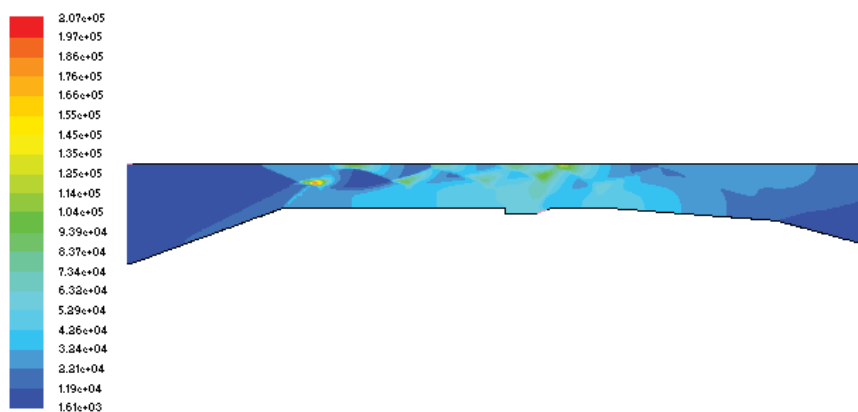


Figura 20: Campo de pressão (Pascal)

Assim como no campo de pressão, o campo de densidade, Figura 21, apresenta modificações significativas, as quais poderão ser observadas com fotografias *schlieren* obtidas em experimentos.

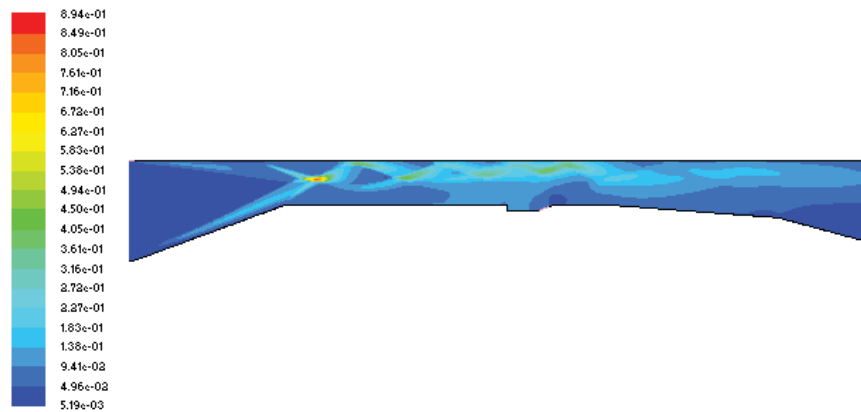


Figura 21: Campo densidade (kg/m^3)

Com relação ao campo de velocidades, Figura 22, nota-se um aumento da região com número de Mach menor que 1, em relação ao caso sem injeção. Observa-se, também, a formação de uma grande região de recirculação próximo a parede inferior antes da cavidade *flameholder*. Estes efeitos são importantes para a mistura do combustível com o ar aspirado e, portanto, para a queima do mesmo.

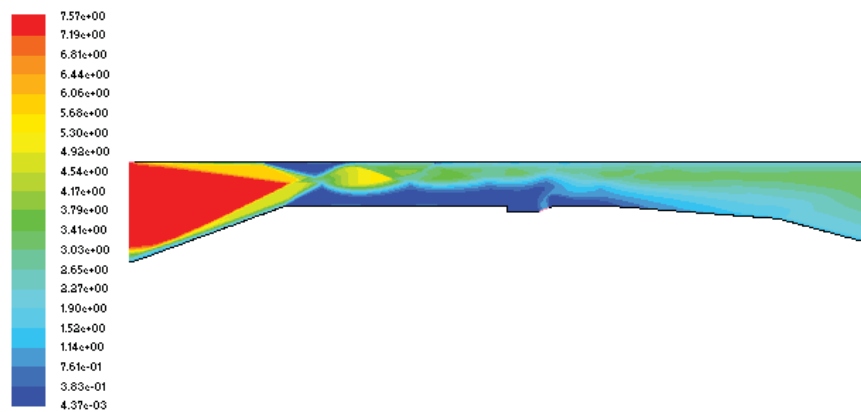


Figura 22: Campo de velocidade - Número de Mach

A Figura 23 mostra a distribuição de fração de massa de hidrogênio dentro do *scramjet*.

Observa-se que, devido às grandes recirculações geradas pelas interações dos choques com a injeção de combustível, o hidrogênio se distribui ao longo de quase todo o *scramjet*. No entanto, a maior parte dele é convectada para a parte posterior.

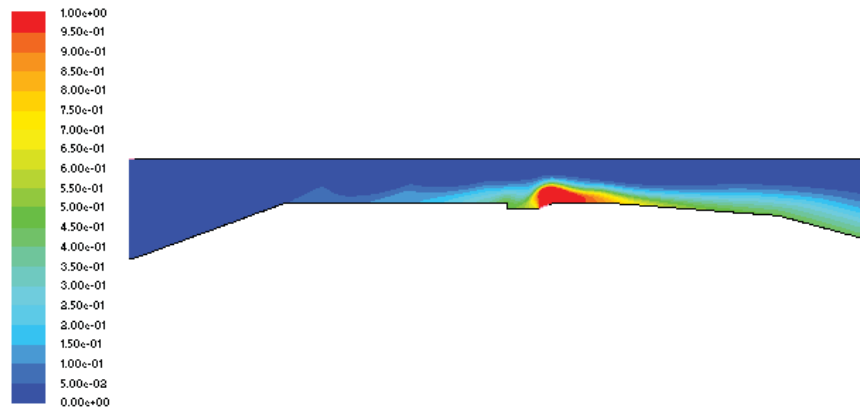


Figura 23: Campo de espécies – Fração de massa de H_2

4.2.2 Injeção de Combustível Vertical antes da Cavidade *Flameholder*

Neste caso a injeção de combustível é feita verticalmente e perpendicular a parede inferior, 10mm antes da cavidade *flameholder*, seguindo estudos realizados por Huang *et al.* (2010), que investigaram o efeito da posição de injeção de combustível. Observa-se, na Figura 24, que a injeção vertical perturba menos o escoamento, assemelhando-se ao caso sem injeção.

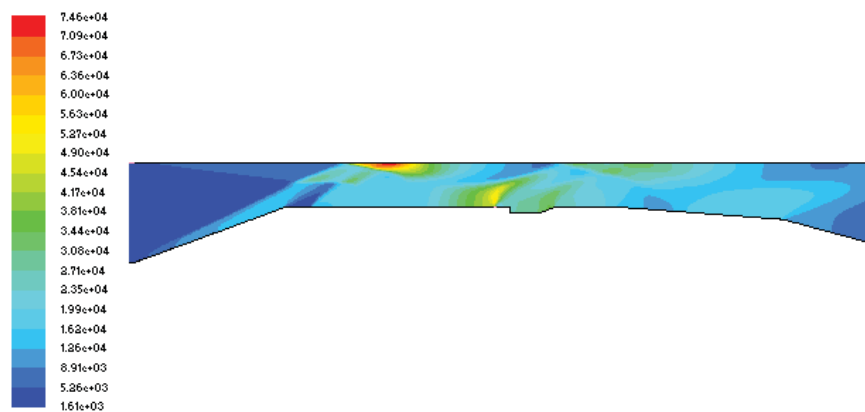


Figura 24: Campo de pressão (Pascal)

No campo de densidade, Figura 25, os valores de densidade ficam próximos do caso turbulento sem injeção de combustível.

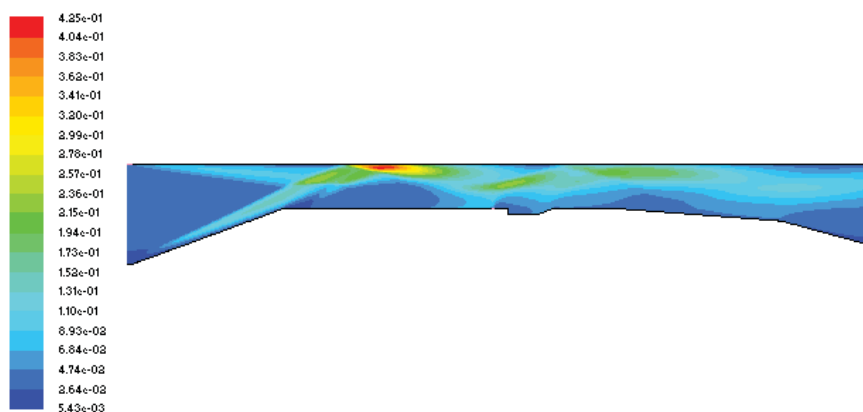


Figura 25: Campo de densidade (kg/m³)

No campo de velocidade, Figura 26, também notou-se um aumento da região com número de Mach menor que 1.

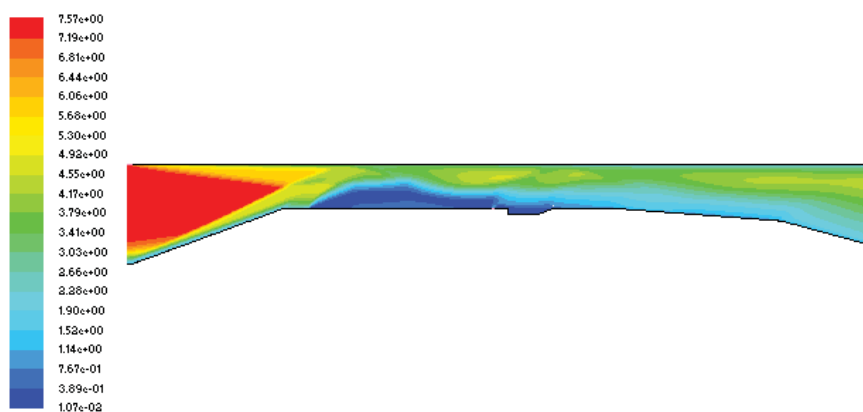


Figura 26: Campo de velocidade - Número de Mach

Observando o campo de fração de massa do hidrogênio, Figura 27, mesmo com as recirculações do escoamento, nota-se uma maior concentração principalmente na região da cavidade *flameholder*, que parece funcionar como uma armadilha para o hidrogênio, o qual, a seguir, é transportado no sentido da saída do *scramjet*.

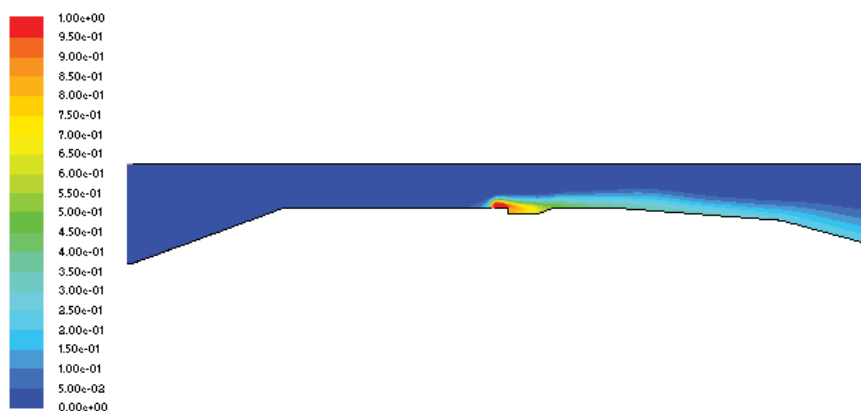
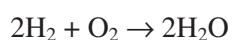


Figura 27: Campo espécies – Fração de massa de H_2

4.3 Casos Com Injeção de Combustível Com Queima

Nesta seção serão apresentados os resultados para os dois tipos de injeção de combustível, agora com queima. Nestes casos observa-se o efeito da adição de uma alta quantidade de energia ao escoamento devido à queima do combustível. Além disso, o modelo de combustão utilizado (*finite rate reaction model*) apresenta uma tendência a superestimar a taxa de reação da combustão, o que implica numa ainda maior adição de energia

A combustão do hidrogênio considerada nesse trabalho é dada pela seguinte reação química:



4.3.1 Injeção de Combustível na Rampa da Cavity *Flameholder*

Na Figura 28 é possível observar um aumento considerável da pressão na região da cavidade *flameholder* pela adição de energia resultante da queima de combustível. Observa-se, também, que a estrutura de choques que existia somente com a injeção, sem queima, foi completamente modificada, o que pode ser visto comparando-se a Figura 28 com a Figura 20.



Figura 28: Campo de pressão (Pascal)

Como podemos observar no campo de densidade, Figura 29, a estrutura em relação ao caso sem queima teve uma mudança significativa devido à combustão.

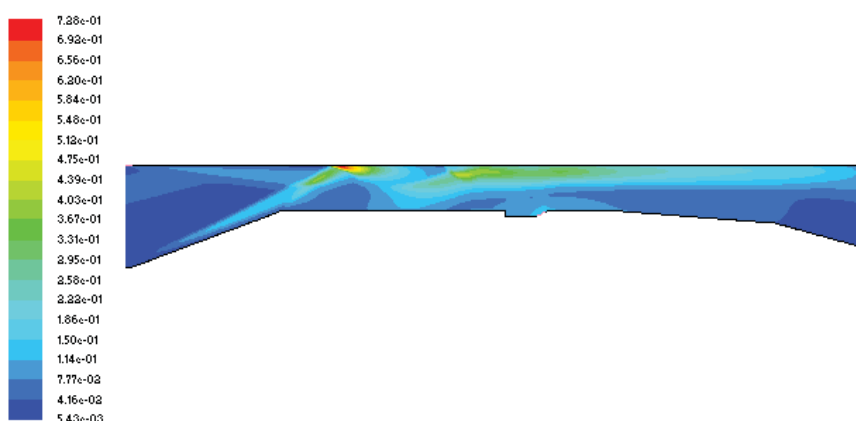


Figura 29: Campo de densidade (kg/m^3)

Com relação ao campo de velocidade, Figura 30, nota-se que as regiões com recirculação também modificaram sua estrutura, porém continuam fortes. É interessante notar, porém, que o campo de número de Mach para o caso com queima, apresenta menores números de Mach na saída do que para o caso sem queima. Esta aparente discrepância ocorre porque a queima de combustível eleva a temperatura local na saída aumentando a velocidade do som que é o denominador no cálculo do número de Mach.

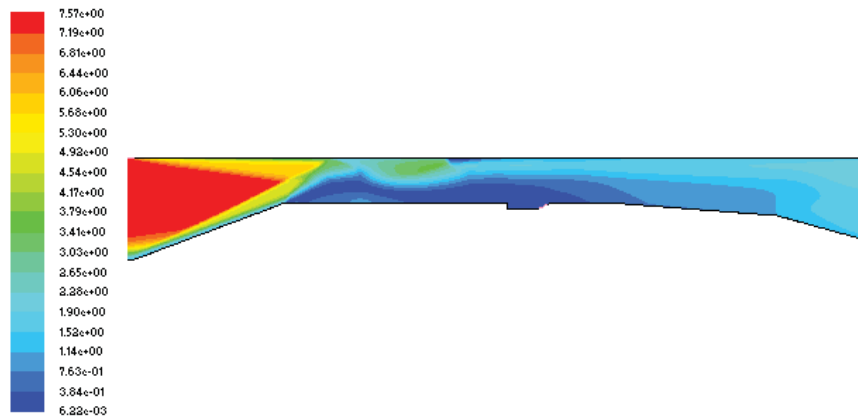


Figura 30: Campo de velocidade - Número de Mach

O campo de temperatura é mostrado na Figura 31, o qual apresenta altas temperaturas na região de recirculação pouco antes da cavidade *flameholder*. Isto sugere que as paredes do *scramjet* devem resistir a altas temperaturas.

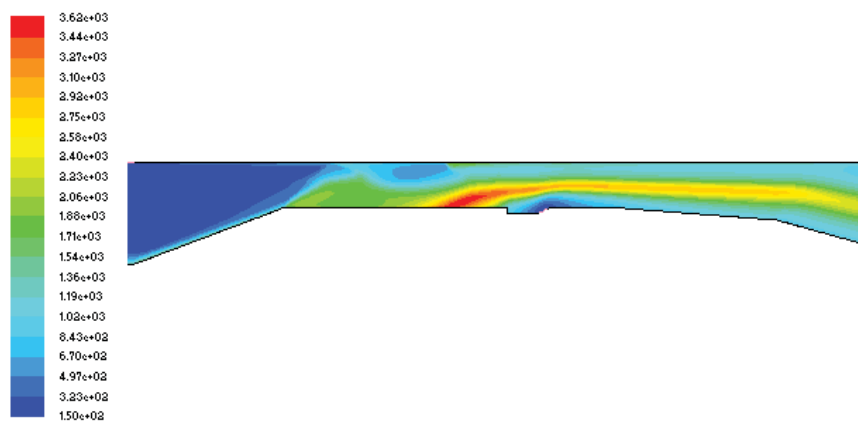


Figura 31: Campo temperatura (Kelvin)

O campo de fração de massa de hidrogênio apresentado na Figura 32 é diferente daquele para o caso sem combustão. Aqui verificamos que o hidrogênio é consumido na reação de combustão e a sua concentração só é alta na região de injeção.

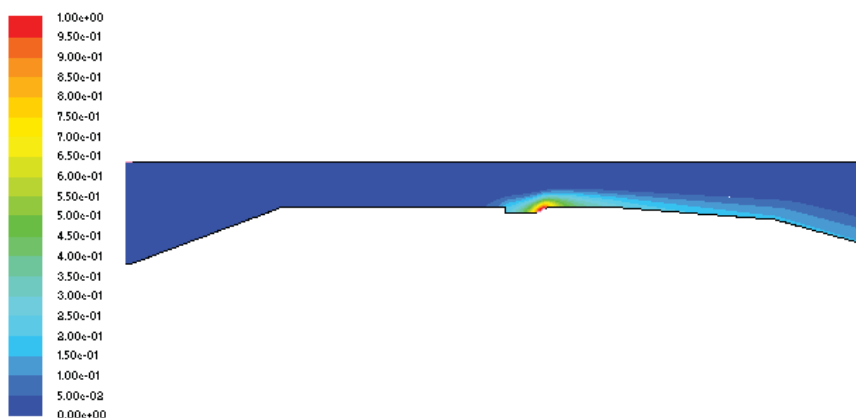


Figura 32: Campo de espécies – Fração de massa de H_2

Na Figura 33 é apresentado o campo de fração de massa de água. Com a reação do hidrogênio com o oxigênio do ar aspirado, ocorre a formação de água no escoamento. Isto é um forte indício experimental de que houve combustão. O conhecimento da distribuição da fração de massa de água dentro do *scramjet* é de grande auxílio para o posicionamento de instrumentos que possam medi-la experimentalmente.

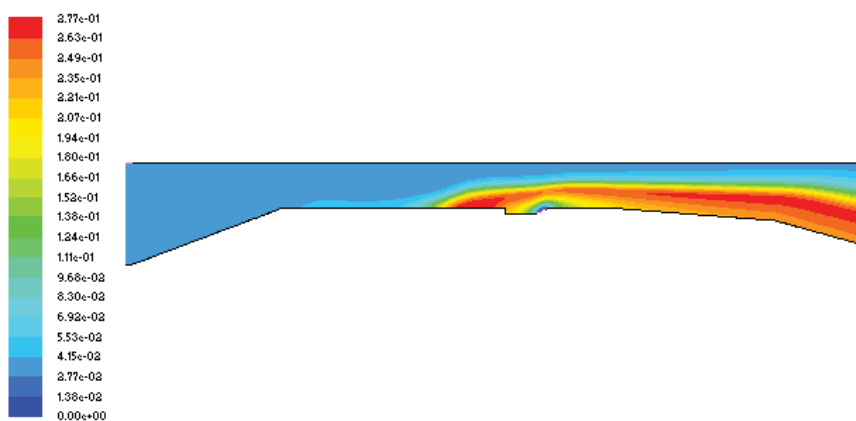


Figura 33: Campo de espécies – Fração de massa de H_2O

Na Figura 34 é apresentado o campo de taxa de reação calculada utilizando-se o modelo de Arrhenius. Observa-se que as reações ocorrem mais intensamente mais acima do ponto de injeção de combustível na cavidade para as condições estudadas.

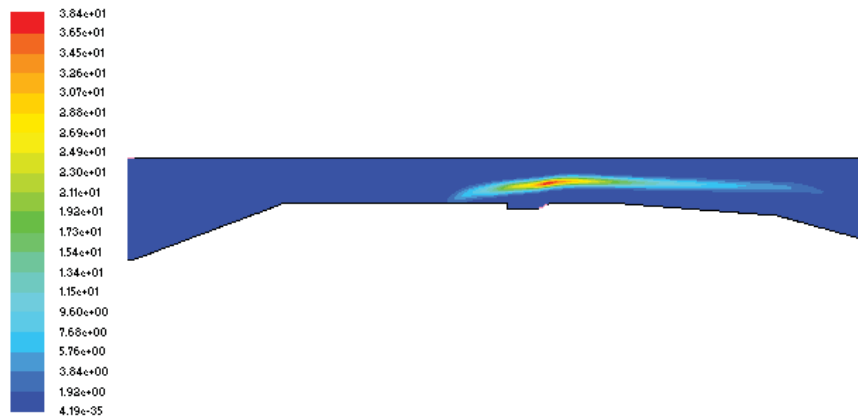


Figura 34: Campo reações - Taxa de Arrhenius (kgmol/m³s)

4.3.2 Injeção de Combustível Vertical antes da Cavidade *Flameholder*

Semelhante ao caso de injeção na rampa da cavidade *flameholder*, na Figura 35 é possível observar a mudança no campo de pressão pela adição de energia da combustão.

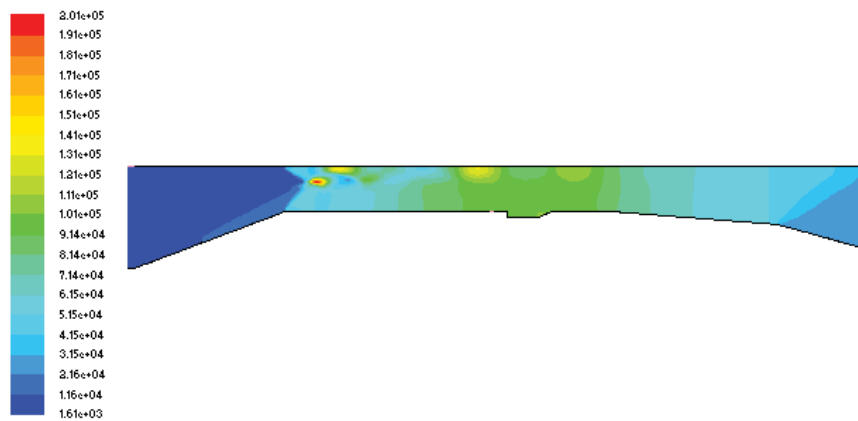


Figura 35: Campo de pressão (Pascal)

O campo de densidade, Figura 36, apresenta deslocamento do pico da parede superior para o centro da região de entrada do scramjet. Nota-se que o campo é bastante alterado pela queima de combustível, sendo que o valor de pico quase dobra.

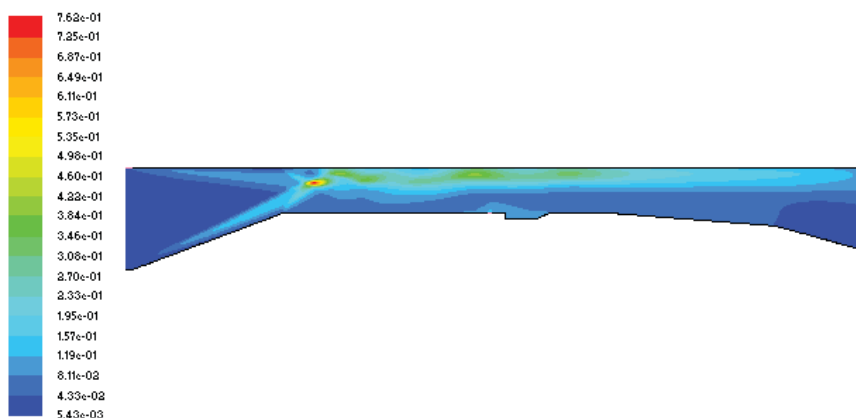


Figura 36: Campo de densidade (kg/m^3)

O campo de velocidades, mostrado na Figura 37, também apresenta uma região com número de Mach menor do que 1, quando comparado ao caso de injeção vertical sem queima. O mesmo fenômeno descrito no caso de injeção na rampa também ocorre aqui, ou seja, a redução do número de Mach na saída para o caso com queima se deve ao aumento da temperatura e não à redução de velocidade.

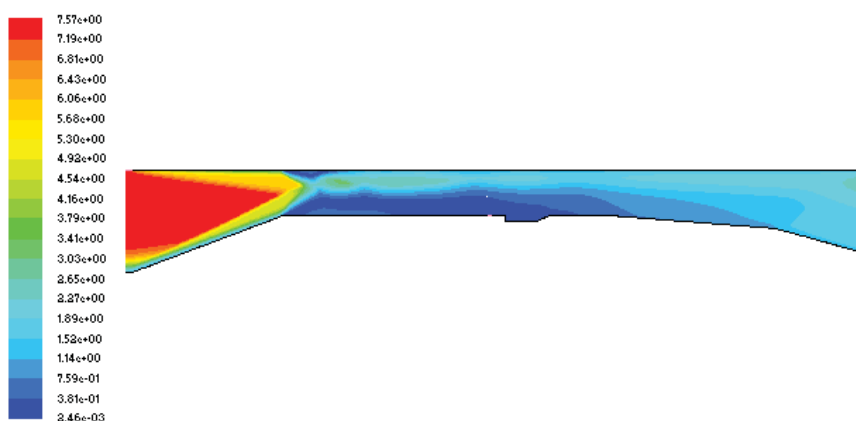


Figura 37: Campo de velocidade - Número de Mach

No campo de temperatura, Figura 38, também observa-se um pico de temperatura próximo a parede inferior do *scramjet*, que também deve ser decorrente das recirculações e choques no escoamento.

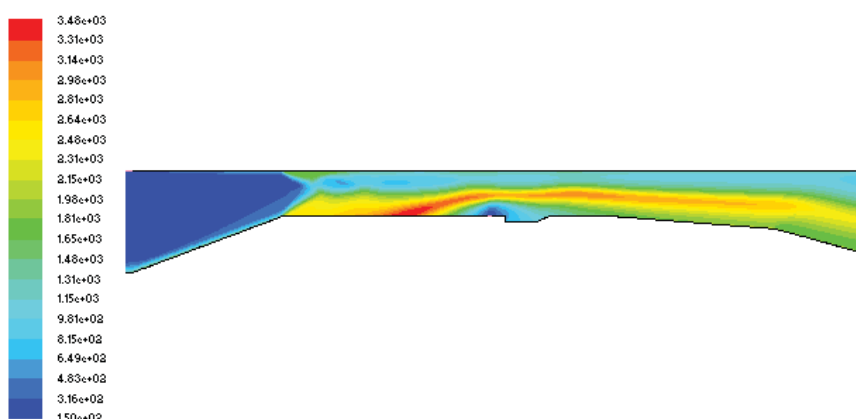


Figura 38: Campo de temperatura (Kelvin)

Com relação ao campo de fração de massa de hidrogênio, Figura 39, observa-se um comportamento semelhante ao caso anterior, onde a fração de massa de hidrogênio concentra-se próxima a injeção e vai distribuindo-se em direção a saída do *scramjet*.

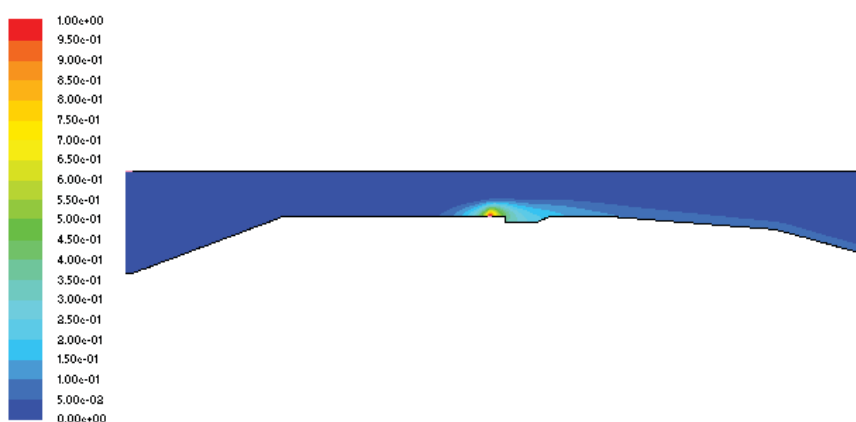


Figura 39: Campo de espécies – Fração de massa de H_2

Assim como no caso de queima na rampa, o conhecimento do campo de fração de massa de água, Figura 40, é de grande auxílio no posicionamento de instrumentação para sua medição experimental, o qual é um indicador que houve reação.

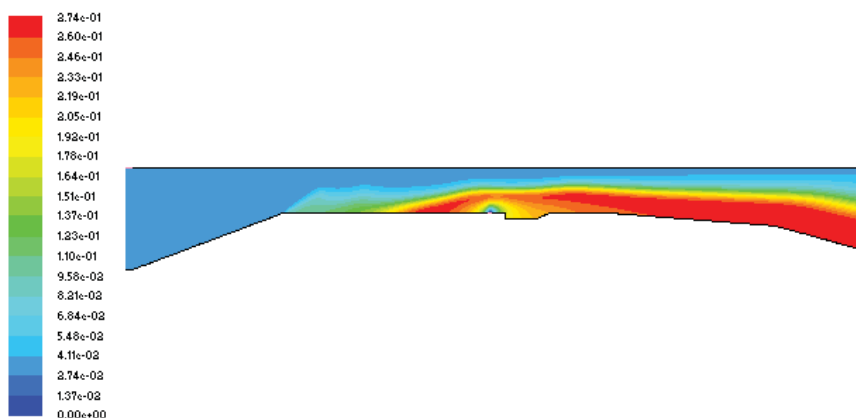


Figura 40: Campo de espécies – Fração de massa de H_2O

Assim como no caso anterior, é apresentado o campo de taxa de reação, Figura 41, a qual é calculada utilizando-se o modelo de Arrhenius. Observa-se, também, que as reações ocorrem mais intensamente mais acima do ponto de injeção de combustível para as condições estudadas.

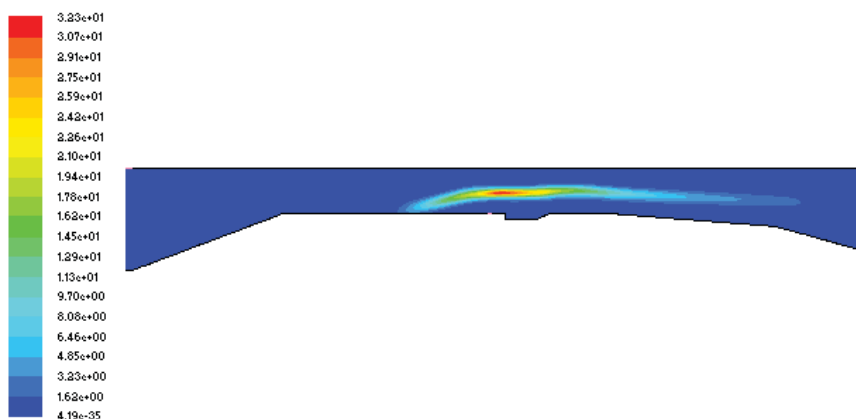


Figura 41: Campo de reação - Taxa de Arrhenius ($kgmol/m^3s$)

4.4 Intercomparação dos Resultados para os Casos Simulados

Para se fazer uma análise mais detalhada dos resultados obtidos, estabeleceu-se planos no domínio considerado de modo a obter os perfis das variáveis desejadas nesses planos. A Figura 42 mostra estes planos chamados de estações.

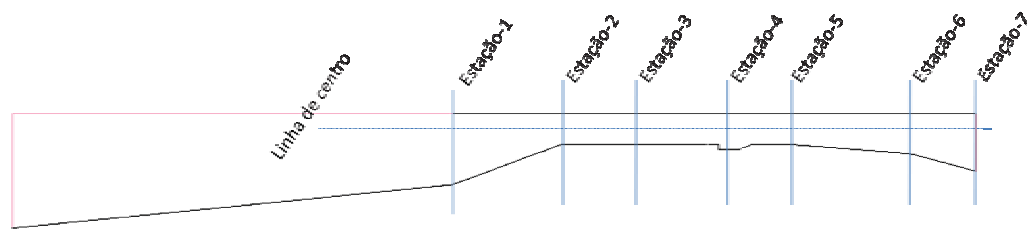


Figura 42: Estações estabelecidas no *scramjet*.

4.4.1 Comparação das pressões nas paredes inferior e superior dos casos sem injeção, invíscido e turbulento:

Podemos verificar, através das Figuras 43 e 44 que mostram os perfis de pressão nas paredes inferior e superior do dispositivo *scramjet*, a influência da camada limite viscosa, onde se observa, conforme já mencionado na seção 4.1.2, as diferenças das reflexões dos choques no caso invíscido, que ocorrem diretamente nas paredes, e no caso turbulento, onde ocorrem interações dos choques com a camada limite viscosa.

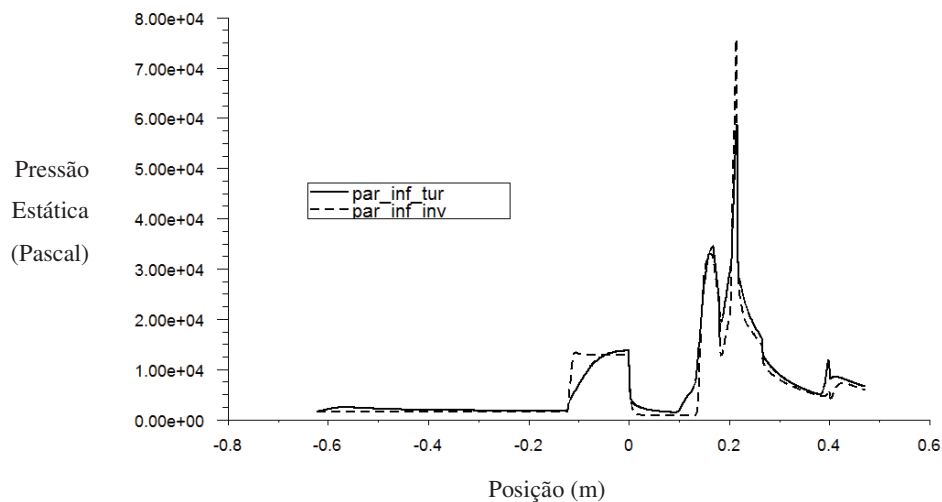


Figura 43: Perfis de pressão na parede inferior do *scramjet* para os casos invíscido e turbulento.

A estrutura de choques para os dois casos é praticamente a mesma, apenas com o caso viscoso (turbulento) apresentando dissipação.

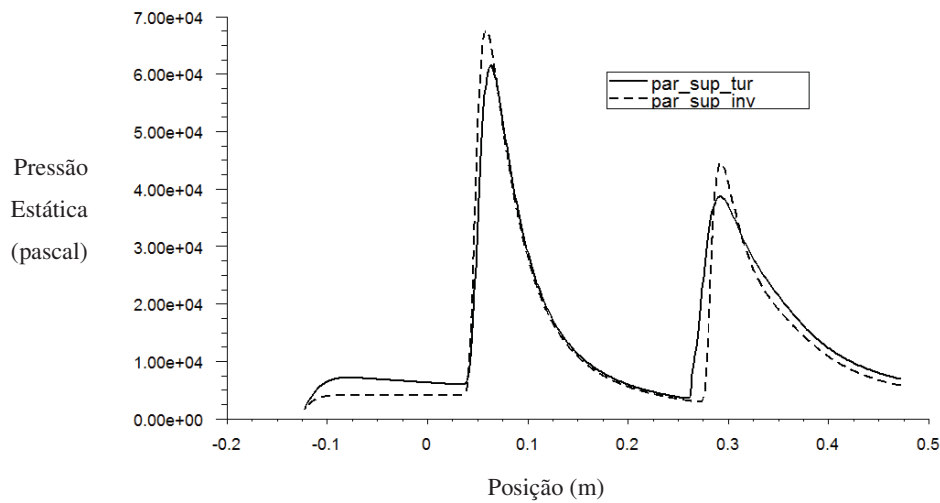


Figura 44: Perfis de pressão na parede superior do *scramjet* para os casos invíscido e turbulento.

Deve-se observar que são esses perfis de pressão que poderão ser comparados com os medidos em experimentos no tunel de choque hipersonico do LAH.

4.4.2 Comparação das pressões nas paredes e na estação 2 para os casos turbulentos sem injeção e os dois casos com injeção de combustível:

Aqui podemos observar uma grande diferença entre os tipos de injeção de combustível em relação ao escoamento no interior do *scramjet*. Nas Figuras 45 e 46 são mostrados os perfis de pressão nas paredes inferior e superior do *scramjet*. Para as condições estudadas enquanto para o caso de injeção vertical os perfis ficam próximos aos do caso sem injeção, para o caso com injeção normal à rampa da cavidade *flameholder* a pressão, tanto na parede inferior como na superior, aumenta consideravelmente ao longo da estrutura do *scramjet*, evidenciando o deslocamento de choques para a entrada do dispositivo, podendo até bloquear o fluxo de ar no mesmo.

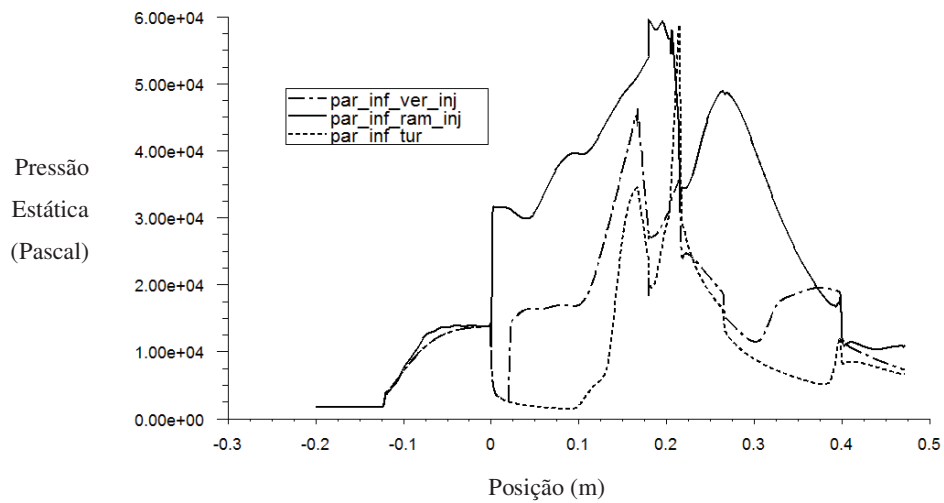


Figura 45: Perfis de pressão na parede inferior do *scramjet* casos turbulento sem injeção, com injeção na rampa e injeção vertical.

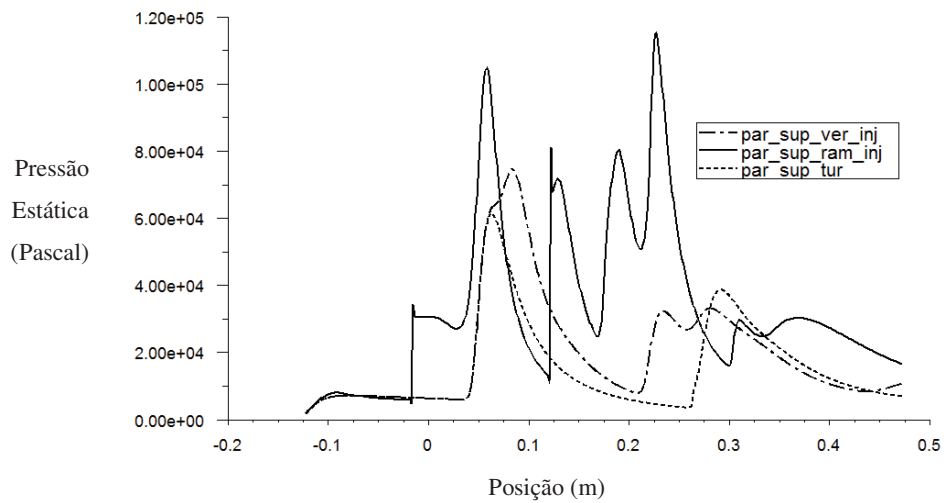


Figura 46: Perfis de pressão na parede superior do *scramjet* casos turbulento sem injeção, com injeção na rampa e injeção vertical.

Na Figura 47 são mostrados os perfis de pressão na estação 2 para os casos sem injeção e com injeção na rampa e vertical. Para as condições estudadas vemos que o caso de injeção vertical ficou muito semelhante ao caso sem injeção, evidenciando que o escoamento na entrada da câmara de combustão não é muito perturbado, o que não ocorre com o caso de injeção na rampa, a qual perturba muito o escoamento, dando indícios de um provável bloqueio do escoamento, chamado *choked flow*.

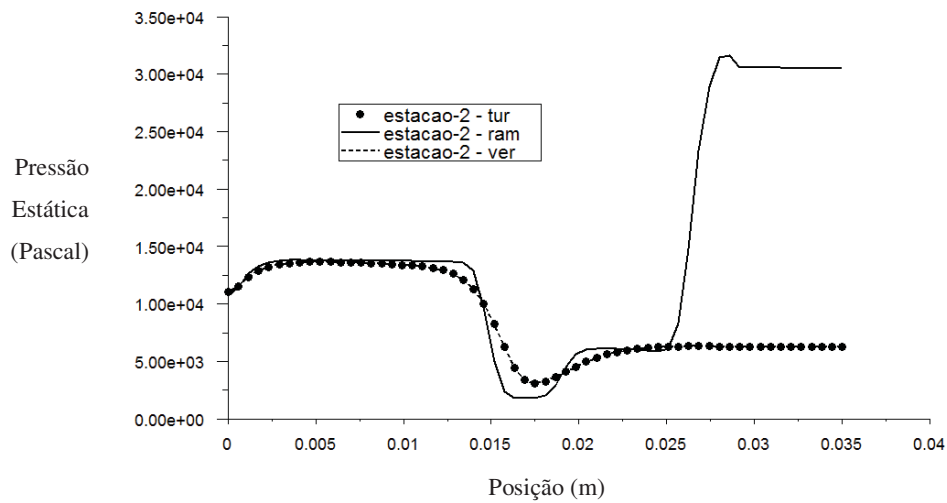


Figura 47: Perfis de pressão na estação 2 do *scramjet* casos turbulento sem injeção, com injeção na rampa e injeção vertical.

4.4.3 Comparação entre injeção de combustível na rampa com e sem queima:

Neste caso é verificado, através de uma linha que passa horizontalmente no centro do dispositivo *scramjet*, a diferença entre a injeção de combustível na rampa da cavidade *flameholder* com e sem queima.

Como podemos verificar na Figura 48, a queima do combustível ocasiona um aumento da pressão na câmara de combustão como era esperado. Verifica-se também que as interações entre os choques na linha de centro do *scramjet* são praticamente extintas.

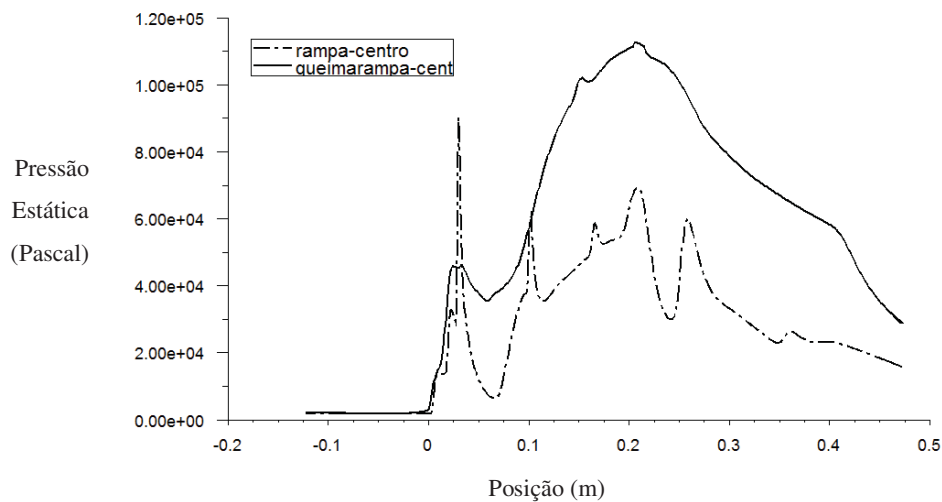


Figura 48: Perfis de pressão no centro do *scramjet*: casos turbulentos com injeção, com e sem queima, na rampa da cavidade *flameholder*.

4.4.4 Comparação entre injeção de combustível vertical com e sem queima:

Neste caso, igualmente ao anterior, também é verificado através de uma linha que passa horizontalmente no centro do *scramjet* a diferença de injeção de combustível vertical com e sem combustão.

Semelhante ao caso anterior é possível notar que o nível de pressão, Figura 49, no caso sem combustão é inferior ao caso da injeção de combustível com combustão, assim como as estruturas de choques são praticamente extintas.

Aparentemente a eficiência da queima, neste caso, é maior que no caso anterior, porque a diferença de pressão com e sem queima é maior. Isso deve ser verificado por outros meios.

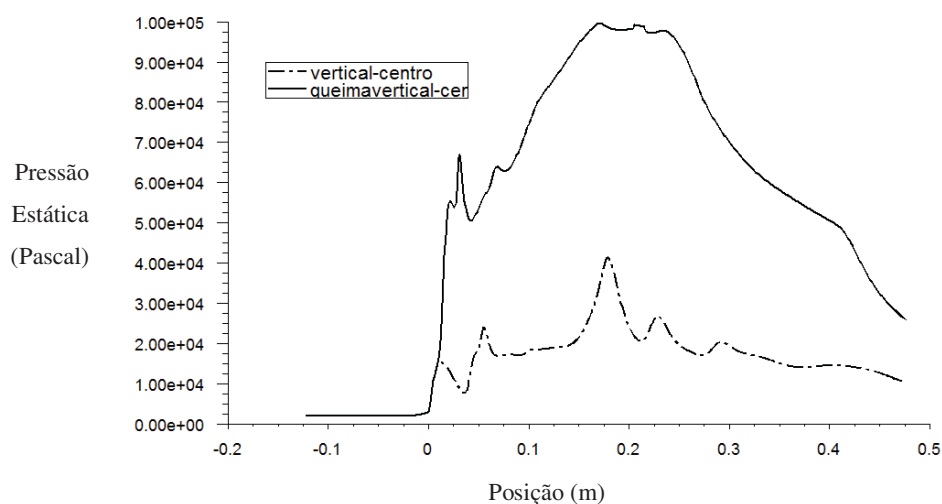


Figura 49: Perfis de pressão no centro do *scramjet* casos turbulento com injeção sem queima e com queima vertical.

4.4.5 Considerações sobre a injeção de combustível com queima na rampa da cavidade *flameholder* e vertical:

A Figura 50 mostra os perfis de pressão na linha de centro do *scramjet* para os dois casos com queima de combustível. Nota-se que os dois casos com queima possuem perfis de pressão parecidos, apesar da diferença na condição de contorno das injeções de combustível.

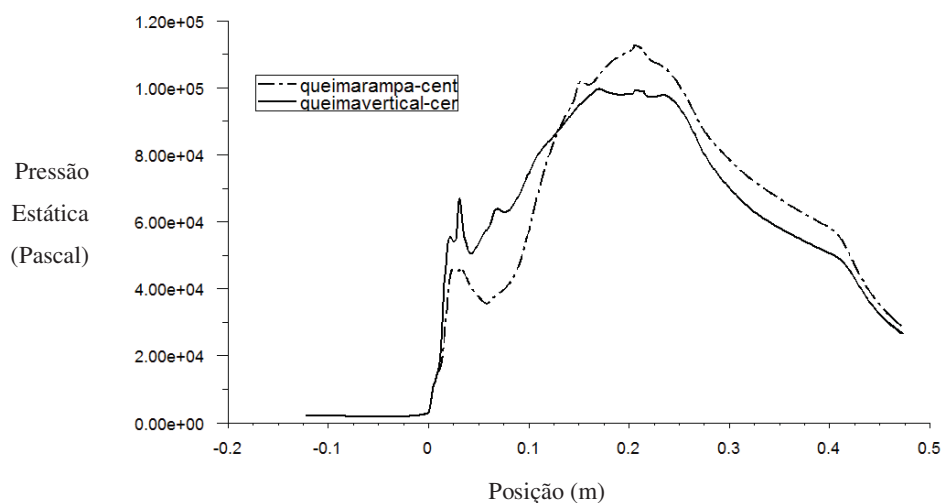


Figura 50: Perfis de pressão no centro do *scramjet* casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.

Observando-se a Figura 51, que mostra os perfis de temperatura dos dois casos com queima na estação 7, saída do *scramjet*, nota-se que para o caso com injeção vertical a temperatura apresenta valores bem superiores na região próxima a parede inferior.

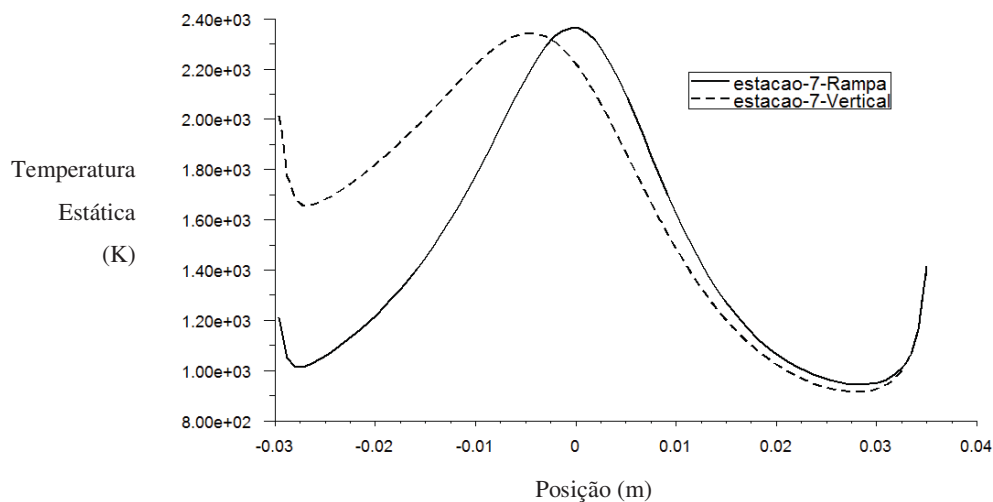


Figura 51: Perfis de temperatura na estação 7 (saída) do *scramjet* casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.

Em compensação, na Figura 52 observa-se que o perfil de pressão para o caso com injeção na rampa é superior.

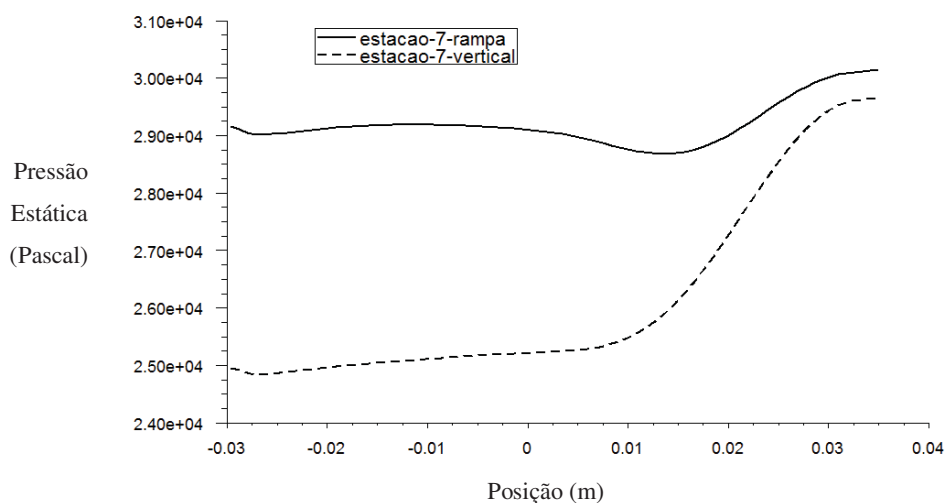


Figura 52: Perfis de pressão na estação 7 (saída) do *scramjet* casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.

A Figura 53 apresenta os perfis de velocidade na direção x na estação 7, saída do *scramjet*, para ambos os casos com queima e observa-se que eles se assemelham bastante tanto em amplitude quanto em forma.

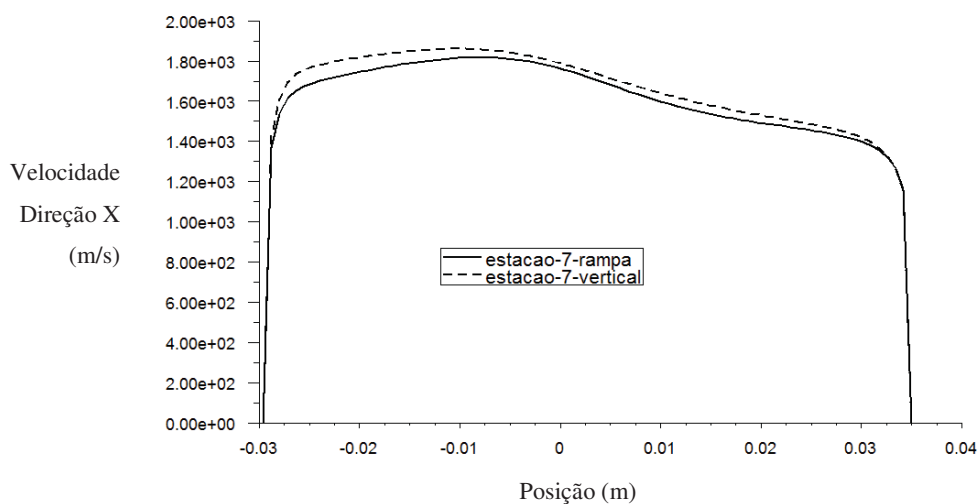


Figura 53: Perfis de velocidade-x na estação 7 (saída) do *scramjet* casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.

Na Figura 54 são mostrados os perfis de densidade na estação 7, saída do *scramjet*, para ambos os casos. Aqui observamos que, apesar da grande semelhança das curvas, a diferença

percentual entre os valores de densidade na parte inferior da saída são bem maiores que as diferenças percentuais encontradas para a velocidade na mesma região.

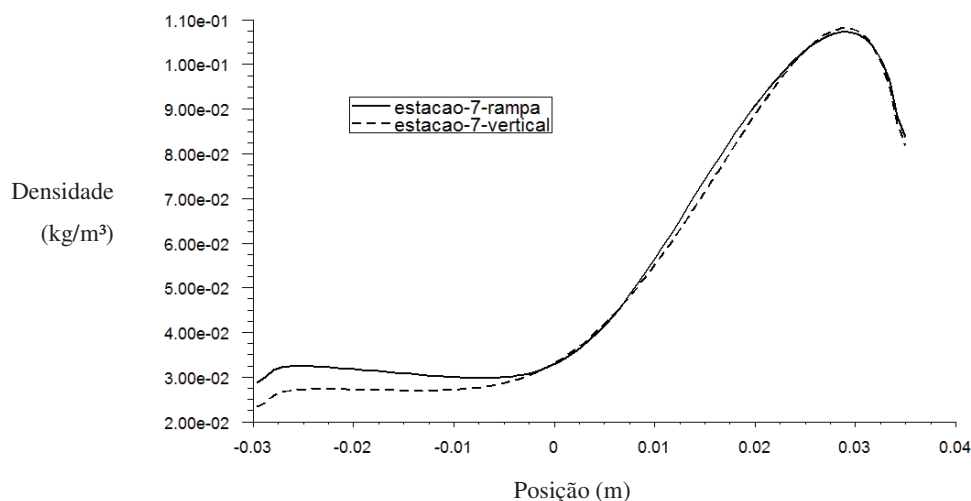


Figura 54: Perfis de densidade na estação 7 (saída) do *scramjet* casos turbulento com injeção e queima na rampa e vertical.

Analizando os perfis das variáveis de interesse, Temperatura, Pressão, Densidade e Velocidade na saída do dispositivo, e considerando que a quantidade de combustível injetada em cada caso é diferente, não é possível afirmar se existe alguma vantagem de um tipo de injeção sobre o outro. No entanto, é possível obter as taxas de reação totais, ou seja, em todo o volume do *scramjet*, para os dois casos e verificou-se que elas são muito próximas (menos de 5% de diferença). Considerando que a quantidade de combustível injetada no caso de injeção na rampa da cavidade *flameholder* é cerca de 2,5 vezes a do caso de injeção vertical, nos leva a concluir que a queima é mais eficiente no segundo caso.

5. CONCLUSÕES E SUGESTÕES

Neste trabalho foram feitas simulações numéricas considerando-se a geometria do dispositivo *scramjet* projetado no Laboratório de Aerodinâmica “Prof. Henry T. Nagamatsu” do Instituto de Estudos Avançados (IAE/ITA).

Estabeleceu-se uma metodologia de cálculo para a análise da combustão do hidrogênio nesses dispositivos, partindo da simulação sem injeção de combustível, depois com injeção e sem queima e, finalmente, com injeção e queima.

Esta metodologia permitiu a identificação de problemas que podem ocorrer, tais como o bloqueio do escoamento no dispositivo (*choked flow*), assim como a investigação de diferentes tipos de injeção de combustível, como a injeção na rampa da cavidade *flameholder* ou injeção vertical antes da cavidade.

Foi constatado que, para os casos onde a reação química (combustão) é realizada, os tempos de computação, com o equipamento utilizado, são excessivamente longos (da ordem de 10 dias, em média), o que torna a análise de muitos casos diferentes bastante longa.

Com base nos resultados analisados dos dois casos com combustão, é possível ter uma idéia de qual caso tem uma maior eficiência com relação a injeção de combustível e sua reação, porém é necessário outras simulações com condições de injeção semelhantes e também outros modelos de reação para uma melhor análise.

Os campos de pressão, densidade, velocidade, frações de massa, temperaturas entre outros, fornecidos pelos *softwares* CFD são extremamente importantes, pois nos fornecem as condições dos escoamentos, assim como, onde experimentalmente é melhor o posicionamento da instrumentação para analisar o fenômeno.

Este trabalho serviu como um estudo introdutório da combustão supersônica em dispositivos do tipo *scramjet*. Muita pesquisa ainda necessita ser feita para que haja um melhor entendimento de tais dispositivos.

Como sugestão para trabalhos futuros, podemos mencionar a simulação tri-dimensional, a utilização de outros modelos de combustão, outros modelos de turbulência e a otimização da forma e dos pontos de injeção de combustível.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Conceção Estratégica – **Ciência, Tecnologia e Inovação de Interesse da Defesa Nacional**, Ministério da Defesa/Ministério da Ciência e Tecnologia, Brasília 2003
- [2] FERRI, A., **Review of Problems in Application of Supersonic Combustion**, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 68, No. 645, pp. 575–597, 1964.
- [3] FERRI, A., **Review of Scramjet Propulsion Technology**, Journal of Aircraft, Vol. 5, pp. 3–10, 1968.
- [4] FLUENT, I. (2006). *FLUENT 6.2 User's Guide*. Brasil: Fluent Inc.
- [5] HUANG, W. et al., Hydrogen fuelled scramjet combustor: the impact of fuel injection. **Fuel Injection**, Croácia, p.167-182, ago. 2010.
- [6] OEVERMANN, M., Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling. **Aerospace Science And Technology**, Germany, v. 4, n. 7, p.463-480, out. 2000.
- [7] ROLIM, T.C., **Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider**. Dissertação de mestrado, ITA 2009
- [8] TORO, P.G.P., **Investigação Experimental Preliminar em Combustão Supersônica**. FAPESP, relatório do projeto regular de pesquisa, processo nº 2004/00525-7, mar 2005.
- [9] TORO, P. G. P., MINUCCI, M. A. S., CHANES Jr., J. B., OLIVEIRA, A.C., GOMES, F. A. A., MYRABO, L. N., and NAGAMATSU, H. T. (in Memoriam), 2007, **New Hypersonic Shock Tunnel at the Laboratory of Aerothermodynamics and Hypersonics “Prof. Henry T. Nagamatsu”**, 4th International Symposium on Beamed Energy Propulsion, Hawaii.

- [10] VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W., **An introduction to Computational Fluid Dynamic: The Finite Volume Method**. England: Longman Scientific & Technical, 1995. 267 p.
- [11] WEBER, R. J. and MACKAY, J., **An Analysis of Ramjet Engines Using Supersonic Combustion**, NACA TN 4386, 1958.
- [12] WENDT, J. F., **Computational Fluid Dynamic: An Introduction**. Belgium: Springer, 2009. 333 p.