



Artigo

Propulsão Hipersônica: limitações e alternativas

Artur Cristiano Paulino Pereira ^[1], Paulo Gilberto de Paula Toro ^[2] e George Santos Marinho ^[3]

^[1] Universidade Federal do Rio Grande do Norte; arturcpp17@gmail.com

^[2] Universidade Federal do Rio Grande do Norte; toro11ptoro@gmail.com

^[3] Universidade Federal do Rio Grande do Norte; gmarinho@ct.ufrn.br

Recebido: 21/11/2020;

Aceito: 24/12/2020;

Publicado: 15/02/2021.

Resumo: Desde o final do século XX, o setor aeroespacial tem buscado alternativas para tornar o voo na atmosfera terrestre e o acesso ao espaço atividades mais próximas ao cotidiano do cidadão comum – seja para viagens a negócios ou atividades de lazer/aventura. Os veículos para atender a essas demandas devem combinar leveza, resistência e potência à segurança e custo acessível. Configura-se, portanto, um desafio de alta complexidade. Nesse sentido, empresas e órgãos governamentais têm se empenhado no desenvolvimento de veículos integrados ao sistema de propulsão scramjet – com capacidade para promover voo em velocidades hipersônicas, i. e., acima de Mach 5 (cinco vezes a velocidade do som). Trata-se de uma tecnologia que pode ser aplicada para voos na troposfera, na estratosfera e em missões de acesso à órbita terrestre. Entretanto, diversos problemas devem ser resolvidos antes que o primeiro veículo desse tipo se torne comercialmente operacional. Hoje, poucos países dispõem de recursos humanos e infraestrutura laboratorial dedicados à pesquisa em tecnologia scramjet – o Brasil é um dos integrantes desse seleto grupo. Neste artigo de revisão, descrevem-se os princípios de funcionamento, comparam-se vantagens e desvantagens do uso de hidrogênio como combustível em relação aos hidrocarbonetos e discutem-se problemas atinentes à proteção térmica, mistura combustível – ar e estabilização de chama do sistema de propulsão scramjet. Também se discorre sobre a relevância de aspectos geométricos do projeto da câmara, considerando-se alternativas para solução de problemas específicos do processo de combustão – como mistura e estabilização de chama, baseadas na inserção de descontinuidades (e.g., *struts*, *pylons*, degraus, cavidades e rampas) no caminho do escoamento dos fluidos de trabalho. Além disso, faz-se uma comparação entre os impulsos específicos de diferentes sistemas propulsivos (foguetes, turbojatos, ramjets e scramjets) quando utilizando hidrogênio e hidrocarboneto. Considerando-se os dados obtidos, foi possível evidenciar que, em se tratando do processo de combustão, as desvantagens atinentes à utilização do hidrogênio como combustível para promover propulsão hipersônica aspirada são, pelo menos teoricamente, superadas pelas vantagens de impulso específico e poder calorífico obtidas, cujos valores são superiores àqueles relativos ao uso de hidrocarbonetos.

Palavras-chave: Voo hipersônico; Hidrogênio; Acesso ao espaço.

Abstract: Since the end of the 20th century, the aerospace sector has been looking for alternatives to make flying in the earth's atmosphere and access to space activities closer to the everyday life of ordinary citizens - whether for business trips or leisure/adventure activities. The vehicles to meet these demands must combine lightness, endurance, and power with safety and affordability. A challenge of high complexity is therefore configured. In this sense, companies and government agencies have been engaged in the development of vehicles integrated with the scramjet propulsion system - with the capacity to promote flight at hypersonic speeds, i.e., above Mach 5 (five times the speed of sound). This is a technology that can be applied for flights in the troposphere, stratosphere, and in access missions to Earth orbit. However, several problems must be solved before the first such vehicle becomes commercially operational. Today, few countries have human resources and laboratory infrastructure dedicated to scramjet technology research - Brazil is one of the members of this select group. This review article describes the principles of operation, compares the advantages and disadvantages of using hydrogen as a fuel concerning hydrocarbons, and discusses problems related to thermal protection, fuel-air mixing, and flame stabilization of the scramjet propulsion system. The relevance of geometric aspects of the chamber design is also discussed, considering alternatives for solving specific problems of the combustion process - such as mixture and flame stabilization, based on the insertion of discontinuities (e.g., *struts*, *pylons*, steps, cavities, and ramps) in the flow path of the working fluids.

Besides, a comparison is made between the specific impulses of different propulsive systems (rockets, turbojets, ramjets, and scramjets) when using hydrogen and hydrocarbon. Considering the data obtained, it was possible to evidence that, when it comes to the combustion process, the disadvantages regarding the use of hydrogen as a fuel to promote aspirated hypersonic propulsion are, at least theoretically, overcome by the advantages of specific impulse and calorific power obtained, whose values are higher than those relative to the use of hydrocarbons.

Key-words: Hypersonic Flight; Hydrogen; Access to space.

1. INTRODUÇÃO

HÁ um hiato na aviação comercial moderna desde as saídas de cena do Concorde e do Tupolev Tu-144, quando os voos em velocidades supersônicas ficaram restritos às aeronaves militares. Acredita-se que o nicho de oportunidades será preenchido muito em breve, pois há uma corrida mundial entre empresas e órgãos governamentais para proporcionar não apenas o retorno do voo supersônico, mas algo que revolucionará o transporte aeroespacial – a tecnologia hipersônica.

O voo pode ser classificado em quatro categorias em função da velocidade (ver Tabela 1), quantificadas pelo número de Mach, matematicamente expresso por:

$$M = \frac{v}{a} \quad (1)$$

sendo **M** (adimensional) o número de Mach, **v** (m/s) a velocidade de deslocamento do veículo e **a** (m/s) a velocidade do som na altitude de voo do veículo.

TABELA 1. Classificação do voo quanto à velocidade [1].

<i>Número de Mach</i>	<i>Classificação</i>
$0 < M < 0,8$	Subsônico
$0,8 < M < 1,2$	Transônico
$1,2 < M < 5,0$	Supersônico
$M > 5,0$	Hipersônico

Embora o empreendimento comercial ainda esteja em fase de projeto, a viabilidade técnica do voo hipersônico tripulado já foi demonstrada na década de 1950, durante os experimentos com aeronaves da série X – 15 (ver Figura 1).

O veículo X – 15 transportava o próprio comburente (oxigênio líquido), usava motor de foguete que proporcionava impulso durante cerca de 10 minutos, suportava temperaturas próximas a 800 °C por breves períodos, atingia velocidades superiores a Mach 6 (acima de 7.000 km/h) e ultrapassava 100 km de altitude [2], ou seja, além da linha de von Karman. Portanto, superou os limites previstos no projeto e cumpriu a meta de demonstrar a viabilidade do voo à reação na alta atmosfera terrestre. Mais de cinquenta anos depois do X – 15, contudo, para ser adaptada ao voo comercial, atendendo aos critérios de conforto e segurança, a tecnologia hipersônica ainda necessita de mais tempo, mais dinheiro e, principalmente, mais cérebros.

Nesta breve narrativa será descrito um novo conceito de propulsão que, acredita-se, poderá ajudar a aproximar o voo hipersônico comercial da realidade, com possibilidades de aplicação ao voo espacial.

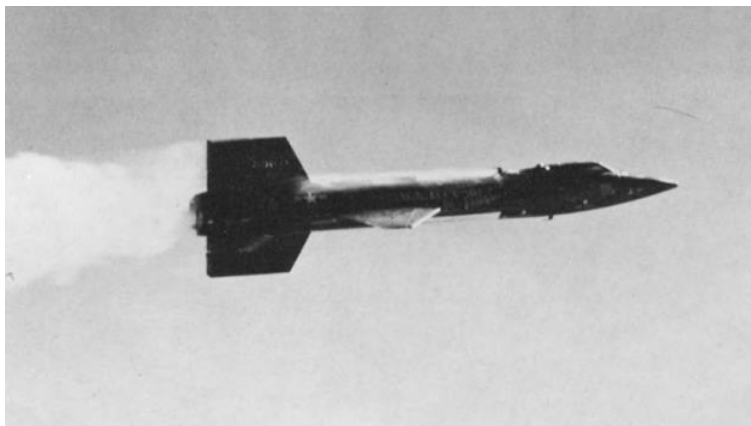


FIGURA 1. Aeronave experimental X – 15 durante voo em velocidade hipersônica na década de 1950 [2].

Assim como o turbojato das aeronaves convencionais, o scramjet (*supersonic combustion ramjet* – ramjet de combustão supersônica) é um sistema de propulsão aspirada que utiliza ar atmosférico para queimar combustível e gerar impulso [3]. Entretanto, diferentemente do turbojato – onde um conjunto compressor / turbina comprime o ar utilizado na combustão, o efeito *ram* consiste no aproveitamento da energia cinética do fluxo incidente na entrada do veículo para aumentar a pressão estática do ar [4, 5]. Trata-se de um “tubo vazado”, portanto, sem partes móveis em sua estrutura, por onde o ar entra pela extremidade frontal e os gases de combustão saem pela extremidade posterior. O deslocamento em velocidade hipersônica gera uma onda de choque que, graças à geometria do veículo, é refletida para dentro do tubo, aumentando a temperatura e a pressão do ar e reduzindo a velocidade do escoamento que chega à câmara de combustão até valores supersônicos; ao ser misturado ao ar nessa condição (temperatura e pressão elevadas), o combustível atinge o ponto de autoignição, expande-se durante a queima e é expelido, gerando impulso. O aproveitamento do oxigênio atmosférico para combustão permite ao veículo scramjet economia de peso – uma vantagem em relação aos foguetes, que têm de transportar o próprio oxigênio para queimar o propelente mesmo durante a etapa do voo que ocorre dentro da atmosfera.

Devido à ausência de partes móveis, Seleznev, Surzhikov e Shang [6] consideram o scramjet um dos mais promissores sistemas de propulsão. Além disso, como não necessita armazenar oxidante, torna-se uma opção mais leve e, conseqüentemente, mais econômica quando comparado a outros sistemas propulsivos [7].

Antonio Ferri concebeu a tecnologia scramjet na década de 1950, sendo a combustão supersônica demonstrada em laboratório na década de 1960, em túneis de vento [8]. A partir de então, aumentou a pesquisa para se compreender o fenômeno da combustão supersônica.

Atualmente, EUA, Rússia, China, Japão, França, Alemanha, Índia e Brasil despontam entre os principais países a realizar atividades de pesquisa sobre scramjet [7]. Como resultado, uma ampla gama de veículos demonstradores dessa tecnologia foi desenvolvida e testada, a saber: X-43 [9], HyShot [10], X-51 [11], HIFiRE [12] e HEXAFly-INT [13].

Desde 2007, o Brasil desenvolve o Projeto 14 – X, um veículo aeroespacial para demonstração da tecnologia hipersônica scramjet. As pesquisas são realizadas no Instituto de Estudos Avançados (IEAv), em São José dos Campos – SP, dotado de um conjunto de laboratórios (Figura 2) com infraestrutura para realização de experimentos e elaboração de diagnósticos de processos sobre escoamentos hipersônicos. Algumas técnicas de diagnóstico (e.g., por meio de laser) são inéditas. Atualmente, os esforços se concentram na integração do veículo 14 – X ao lançador sub-orbital VS-30, desenvolvido pelo IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço), com previsão para tese em voo entre 2021 e 2022, a ser realizado no Centro de Lançamento de Alcântara (CLA).

A simplicidade devido à ausência de partes móveis está intrinsecamente associada à necessidade de acoplamento do scramjet a um equipamento auxiliar, dotado de sistema propulsivo convencional, que pode ser turbojato ou motores-foguete [14]. Esse equipamento tem a função de imprimir ao scramjet a velocidade requerida para causar um escoamento com alta energia cinética na região da entrada de ar, originando as ondas de choque oblíquas que comprimem e aquecem a mistura combustível – ar até valores que causem autoignição [15]. Em resumo, para o scramjet funcionar é preciso empurrá-lo até velocidades hipersônicas.

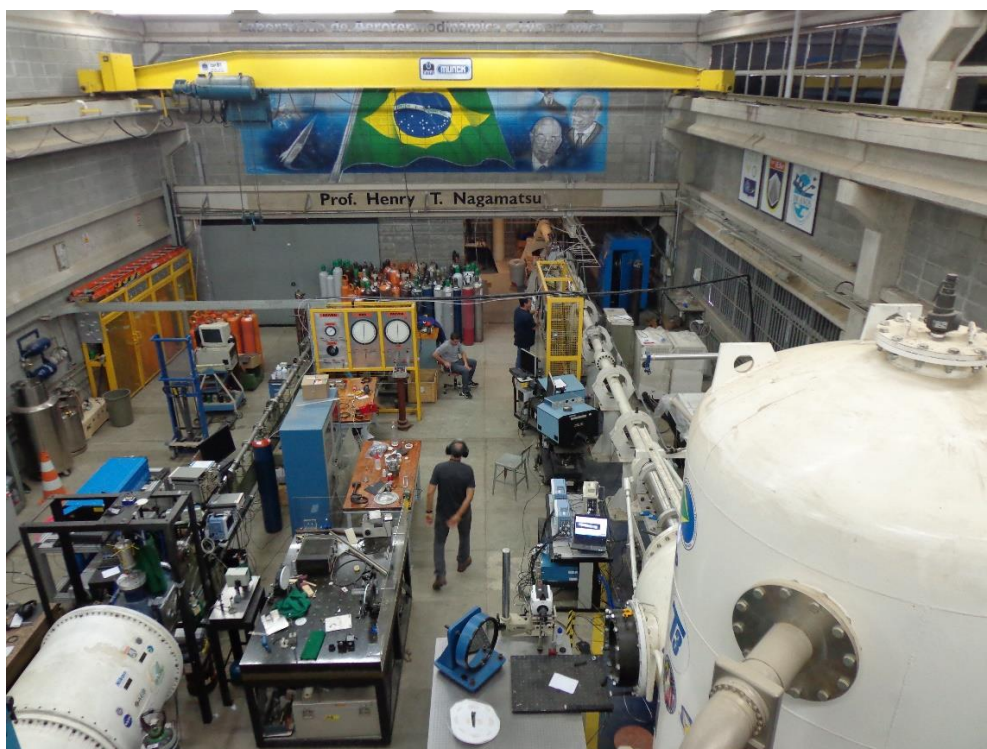


FIGURA 2. Túneis de vento hipersônicos do Laboratório Prof. Henry Nagamatsu, do IEAv / Brasil.

Scramjets são constituídos basicamente por três seções: *inlet* (seção de compressão), câmara de combustão e *nozzle* (seção de expansão). A geometria do *inlet* produz ondas de choque oblíquas responsáveis pela desaceleração, compressão e aquecimento do ar atmosférico, inicialmente em velocidade hipersônica (correspondente a $M > 5$). O ar admitido entra na câmara de combustão em velocidade supersônica ($1 < M < 5$), onde combustível é injetado e entra em autoignição. Os gases resultantes da queima são expandidos e acelerados pelo *nozzle*, produzindo empuxo. Na Figura 3 representa-se um scramjet genérico.

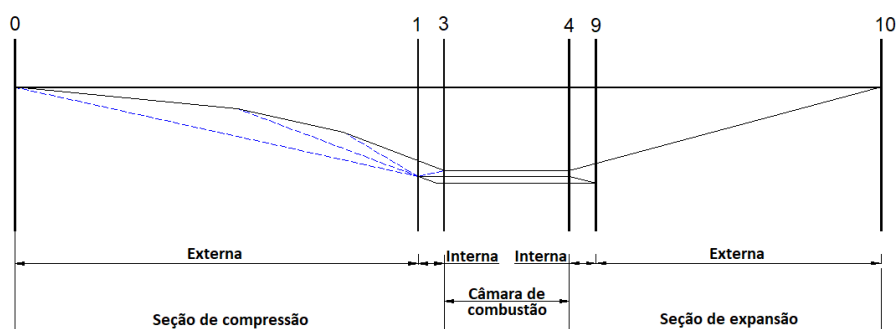


FIGURA 3. Representação genérica de um scramjet e de suas seções [16].

A numeração mostrada na Figura 3 indica os pontos que delimitam cada seção do scramjet e é derivada da designação das seções em turbinas a gás [17]. O ponto 0 indica o bordo de ataque do veículo. Entre os pontos 0 e 3 encontra-se a seção de compressão, dividida em compressão externa (entre 0 e 1) e interna (entre 1 e 3). A câmara de combustão está localizada entre os pontos 3 e 4. Entre os pontos 4 e 10 tem-se a seção de expansão, sendo expansão interna entre os pontos 4 e 9 e externa entre os pontos 9 e 10.

Durante a combustão, a energia térmica é liberada e gera um gradiente de pressão que pode se propagar na direção do *inlet*, provocando o descolamento da camada limite do escoamento e, conseqüentemente, a interrupção do escoamento interno ao scramjet. Este fenômeno é conhecido como *unstart* [6].

A condição de *unstart* leva à perda de empuxo e de controle do veículo, e pode ser evitada adicionando entre o *inlet* e a câmara de combustão uma outra seção chamada de isolador. O isolador impede que os distúrbios

gerados na câmara de combustão alcancem o *inlet* [18]. De acordo com Seleznev, Surzhikov e Shang [6], a possibilidade de ocorrer a condição de *unstart* diminui quando o scramjet opera em Mach acima de oito.

No presente artigo de revisão, procurou-se proporcionar um panorama do potencial de aplicação da tecnologia scramjet e discutir brevemente a utilização de hidrogênio como combustível em comparação aos hidrocarbonetos. Além disso, são apresentados alguns problemas desafiadores da pesquisa em scramjet.

2. APLICAÇÃO DA TECNOLOGIA SCRAMJET

Entre as perspectivas de aplicação da tecnologia scramjet em curto ou médio prazo, destacam-se o transporte aeronáutico e o acesso ao espaço. Nesses casos, as possibilidades podem constituir alternativas mais econômicas para voos comerciais e transporte de cargas à órbita terrestre, uma vez que os veículos designados a essas atividades obterão o oxidante necessário à combustão diretamente da atmosfera, não necessitando levá-lo a bordo – uma vantagem significativa em relação à tecnologia de foguetes [15]. Prevê-se que aeronaves hipersônicas poderão reduzir drasticamente o tempo de viagens intercontinentais, resultando, por exemplo, em um voo de 110 minutos entre Tóquio e Los Angeles [19].

Para reduzir o intenso aquecimento aerodinâmico associado ao deslocamento em velocidades hipersônicas na atmosfera, provocado pelo atrito entre o ar e a superfície do veículo [20], pode-se recorrer à estratégia de realizar a fase de cruzeiro do voo comercial em altitudes superiores a 24 km [19], podendo chegar até cerca de 61 km, a máxima altitude prevista para veículos dotados de propulsão aspirada [21].

O aproveitamento do oxigênio atmosférico para combustão traz vantagens também no acesso ao espaço, uma vez que, ao eliminar o peso do oxidante, os veículos poderão aumentar a fração de carga útil transportada à órbita terrestre. É importante destacar outra vantagem, essencial à atividade espacial: o impulso específico proporcionado por scramjets é superior àquele obtido por meio de motores-foguete. Prevê-se que a combinação desses fatores implique na redução de 10 a 100 vezes dos custos de acesso ao espaço [22].

Conforme citado, scramjets dependem de um sistema propulsivo auxiliar para atingir a velocidade mínima de operação – em torno de Mach 4 [22]. Além disso, operam até uma altitude máxima de aproximadamente 60 km [21], devido à redução do oxigênio disponível na atmosfera terrestre [3]. Assim, conclui-se que as missões de acesso ao espaço por meio de tecnologia scramjet estarão intrinsecamente associadas a um sistema de lançamento de ciclo-combinado (multi-estágios), podendo ser: motor-foguete no primeiro estágio, para acelerar o conjunto até cerca de 30 km e $M \sim 4$, scramjet no segundo estágio, acelerando o conjunto até 60 km e $M \sim 10$ e o estágio final novamente impulsionado por motor-foguete. Seja em aplicações aeronáuticas ou espaciais, a viabilidade técnico-econômica do uso da tecnologia scramjet depende do domínio minucioso das complexidades atinentes aos processos de conversão da energia química em movimento.

3. HIDROGÊNIO COMO COMBUSTÍVEL – VANTAGENS E DESVANTAGENS EM RELAÇÃO AOS HIDROCARBONETOS

O uso do hidrogênio como combustível em scramjets traz algumas vantagens em relação aos hidrocarbonetos. O H_2 possui alta velocidade de reação [23], alto poder calorífico (119,6 MJ/kg) e amplo limite de inflamabilidade – entre 4 e 74% em volume [24]. A inflamabilidade elevada requer menos energia para ignição, resultando em uma queima mais rápida se comparada aos hidrocarbonetos. O H_2 também possui alta difusividade, o que significa misturar-se mais facilmente ao ar [7]. Seu baixo peso molecular implica em elevados valores de impulso específico [25]. Scramjets propulsionados por hidrogênio podem atingir velocidades superiores a Mach 15 [22]. Na Tabela 2 apresentam-se algumas propriedades do hidrogênio e de hidrocarbonetos.

TABELA 2. Comparação entre propriedades do hidrogênio e combustíveis à base de hidrocarbonetos [7].

	<i>Hidrogênio</i>	<i>Metano</i>	<i>Jet A</i>	<i>JP-4</i>
<i>peso molecular</i>	2,016	16,04	~ 168	~ 132
<i>poder calorífico (inferior), kJ/g</i>	120	50,0	42,8	42,8
<i>temperatura de autoignição, K</i>	858	813	>500	>500
<i>limite de flamabilidade no ar, vol. %</i>	4,0 a 75,0	5,3 a 15,0	0,6 a 4,7	0,8 a 5,8

De acordo com a Tabela 2, o poder calorífico do hidrogênio é de duas a três vezes superior ao dos outros combustíveis, e seu peso molecular é muito inferior. São essas características que conferem ao hidrogênio um elevado impulso específico.

Na Figura 4 apresenta-se a relação entre o impulso específico (I_{sp}) e o número de Mach (M) para veículos impulsionados por turbojatos, ramjets, scramjets e motores-foguete, em duas situações: utilizando hidrogênio ou hidrocarboneto como combustível.

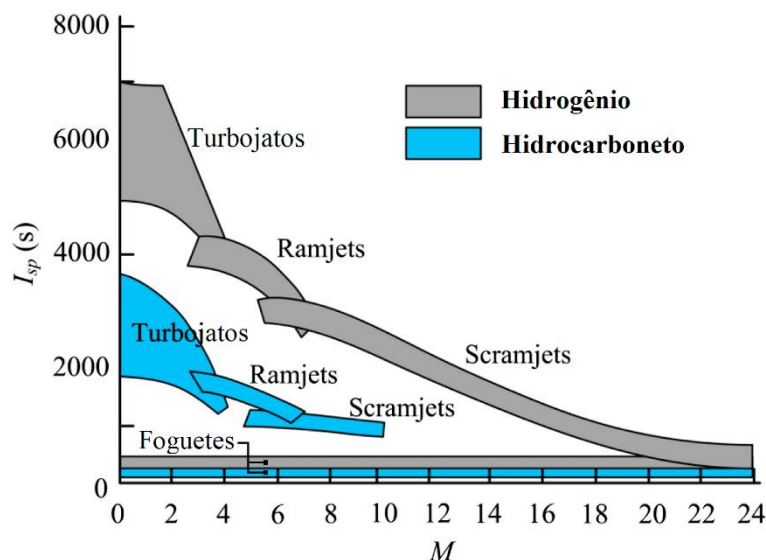


FIGURA 4. Comparação entre os impulsos específicos de diferentes sistemas propulsivos utilizando como combustível o hidrogênio (em cinza) e hidrocarboneto (em azul) [27].

De acordo com Cecere, Giacomazzi e Ingenito [26], o hidrogênio molecular possui valores elevados de condutividade térmica (k) e capacidade calorífica (C) e baixa viscosidade dinâmica (μ). A combinação dessas propriedades confere ao H_2 excelente capacidade de refrigeração, parâmetro importante no projeto da câmara de combustão – que pode atingir temperaturas superiores a $800\text{ }^\circ\text{C}$ e, portanto, limita as opções de material para sua composição.

Considerando-se fatores ambientais, a queima do H_2 produz apenas vapor d'água e uma pequena quantidade de NO_x [26]. Por sua vez, a combustão de hidrocarbonetos produz, além de vapor d'água e NO_x , CO , CO_2 , SO_x e UHC (hidrocarbonetos não-queimados) [7].

Entre as desvantagens do uso do H_2 como propelente, em comparação aos hidrocarbonetos, destaca-se a baixa densidade ($0,09\text{ kg/m}^3$), fato que demanda maiores volumes para armazenagem do propelente. O resfriamento até temperaturas criogênicas pode ser uma alternativa para aumentar a densidade e, desse modo, reduzir o volume [25]. Além disso, a tecnologia para liquefação do hidrogênio já é utilizada desde a década de 1950. Mesmo assim, a armazenagem do H_2 líquido ainda representará desvantagem em relação aos hidrocarbonetos (que podem ser armazenados na fase líquida a temperatura ambiente). A título de comparação, a mesma energia presente em um dado volume de querosene é obtida a partir de um volume quatro vezes maior de hidrogênio criogênico [26]. Outra desvantagem se deve aos custos de produção do hidrogênio – bem mais elevados quando comparados aos dos hidrocarbonetos [24], variando de U\$ 0,98 a U\$ 2,16 por quilograma de H_2 (dependendo do método de produção), enquanto para gás natural o custo chega a apenas U\$ 0,12/kg [28].

4. PRINCIPAIS ÁREAS DE PESQUISA

Todas as áreas de pesquisa relacionadas ao desenvolvimento de scramjets são essenciais. No presente trabalho, serão destacadas duas: sistemas de proteção térmica – responsável pelo estudo das altas cargas térmicas envolvidas em voos hipersônicos, e aspectos da combustão com escoamento supersônico – como mistura combustível – ar, ignição e estabilização da chama na câmara de combustão.

4.1. Sistemas de proteção térmica

Voos hipersônicos na atmosfera ocasionam aquecimento aerodinâmico extremo na superfície do veículo devido ao intenso atrito com o ar. Considerando-se o ponto de estagnação do escoamento em um veículo que

reentra na atmosfera, por exemplo, o aquecimento será proporcional ao cubo da velocidade. Além disso, a queima de combustível em um scramjet pode gerar temperaturas de até 3000 K na câmara de combustão, sendo esse um dos fatores que limitam acentuadamente os voos hipersônicos [20, 29].

Para proteger o veículo e sua carga útil das altas temperaturas, seja na reentrada ou mesmo durante a inserção em órbita, recorre-se a sistemas de proteção térmica (SPT), que podem ser classificados em passivos, semi-passivos e ativos. A escolha do SPT adequado a uma determinada aplicação requer considerações como sistema de propulsão do veículo, área e geometria da superfície e tempo de exposição [20, 29].

Em geral, os projetos nessa área apresentam elevado grau de complexibilidade – se o sistema de proteção for subdimensionado, a carga útil e o veículo sofrerão danos; se for superdimensionado, haverá acréscimo de peso e, conseqüentemente, maior massa estrutural, reduzindo a fração de carga útil disponível [30].

4.1.1. Métodos passivos

Os métodos passivos de resfriamento podem ser subdivididos em: *heat sink*, *hot structures* e *insulated structures*. O sistema *heat sink* é composto basicamente por um metal que possui alta capacidade de armazenamento de calor, elevados pontos de fusão e ebulição e alta condutividade térmica. São empregados para proteção térmica em situações de fluxo de calor moderado, absorvendo parte do calor e irradiando a outra parte. Não podem ser utilizados por longos períodos, pois a estrutura do veículo se superaquecerá devido à magnitude do calor absorvido [29, 31].

O sistema *hot structures* para proteção térmica consiste em usar materiais com alta emissividade. Diferentemente do *heat sink*, empregam-se materiais capazes de resistir a altas cargas térmicas por longos períodos, re-irradiando o calor quando chegam a uma determinada temperatura, podendo atingir estado estacionário [29, 31].

Insulated structures são sistemas que utilizam uma estrutura composta por camadas, onde a camada mais externa é responsável por irradiar grande parte do calor incidente, evitando a absorção de energia, enquanto as camadas mais internas reduzem o fluxo de calor por condução entre as camadas adjacentes anterior e posterior, sucessivamente, até chegar ao elemento mais interno, a ser protegida [29, 32]. Uma vez que a re-irradiação de calor ocorre em todas as direções, incluindo na direção do interior do veículo, as *insulated structures* podem ser aplicadas logo abaixo da superfície externa de *hot structures*, de modo a garantir o isolamento térmico dos módulos que devem ser protegidos [33].

4.1.2. Métodos semi-passivos

Entre os SPT semi-passivos, destacam-se tubos de calor e superfícies ablativas. Um tubo de calor é um dispositivo sem partes móveis que aproveita o efeito de tensão capilar para movimentar um fluido de trabalho que passa por mudança de fase durante a troca térmica. Ao absorver calor da região “quente” (a ser resfriada), o fluido muda de fase e se desloca à região “fria” do tubo, onde dissipa calor ao ambiente externo e muda de fase, condensando-se. Em seguida, por tensão capilar, retorna à região “quente”, reiniciando o processo [34].

Uma superfície ablativa é uma camada de proteção térmica que, a partir de processos físico-químicos (e.g., vaporização, reação química ou erosão), libera massa ao ambiente externo, dissipando junto energia térmica. Os processos físico-químicos envolvidos também criam uma barreira gasosa que reduz o fluxo de calor do ambiente externo à superfície ablativa. Em geral, são utilizadas para proteção de veículos que realizam reentrada atmosférica [35].

4.1.3. Métodos ativos

Os métodos ativos de proteção térmica são classificados em: resfriamento convectivo ou regenerativo, resfriamento por filme e resfriamento por transpiração. O método de resfriamento regenerativo consiste em injetar combustível líquido no interior das paredes da câmara de combustão ou das paredes externas do veículo antes da combustão [36]. Acredita-se que o método tenha sido desenvolvido por Wernher von Braun, na década de 1940, durante o projeto das bombas V-2.

O resfriamento por filme utiliza aberturas em pontos específicos da superfície do veículo para permitir a injeção de fluido refrigerante. Esse, além de formar um filme protetor contra o aquecimento excessivo, reduz os efeitos da camada limite sobre o veículo, reduzindo o arrasto [37].

No método de resfriamento por transpiração, o fluido refrigerante é injetado através de poros na parede do veículo, formando um filme contínuo. O filme absorve o calor que incide sobre o veículo, dissipando-o por meio de mudança de fase [38, 39].

Percebe-se que, em qualquer dos casos aqui abordados, o desenvolvimento de sistemas de proteção térmica depende fortemente de contribuições da área de ciências e engenharia de materiais.

4.2. Mistura combustível-ar e estabilização da chama na câmara de combustão

Em scramjets, como a combustão ocorre em velocidade supersônica, o tempo de residência do ar atmosférico e do combustível injetado no interior da câmara de combustão é muito curto – apenas alguns milissegundos. Portanto, questões referentes à mistura combustível – ar, tempo de ignição, estabilidade e sustentação da chama são de extrema importância para viabilidade do projeto [24].

Para garantir a sustentação da combustão supersônica é importante que haja geração de vórtices no escoamento, de modo a aumentar a turbulência e, desse modo, aumentar a mistura combustível-ar, resultando ainda em melhor estabilização da chama. Os vórtices podem ser gerados a partir da inserção de discontinuidades no caminho do escoamento, entre elas: tipos de injetores, struts, pylons, degraus, cavidades e rampas [6].

4.2.1. Injeção pela parede (wall injection)

Nesse método, o combustível é injetado na corrente de ar a partir de injetores localizados nas paredes da câmara de combustão. A interação entre o jato de combustível e a corrente de ar promove a formação de uma forte onda de choque, além de criar uma estrutura complexa de vórtices a montante do injetor [6]. O método pode ser combinado à inserção de cavidades ou rampas para otimizar a mistura combustível – ar [40]. Contudo, como a combustão normalmente ocorre próximo à parede, a eficiência da combustão pode ser afetada [41].

4.2.2. Injeção por struts e pylons

Doster et al. [42] definem *strut* como uma estrutura que cruza toda a largura ou altura da seção da câmara de combustão e que é fixada em duas paredes da câmara (Figura 5-a); enquanto *pylon* é uma estrutura que cruza parte da altura ou da largura da câmara de combustão e que é fixada em apenas uma superfície (Figura 5-b).

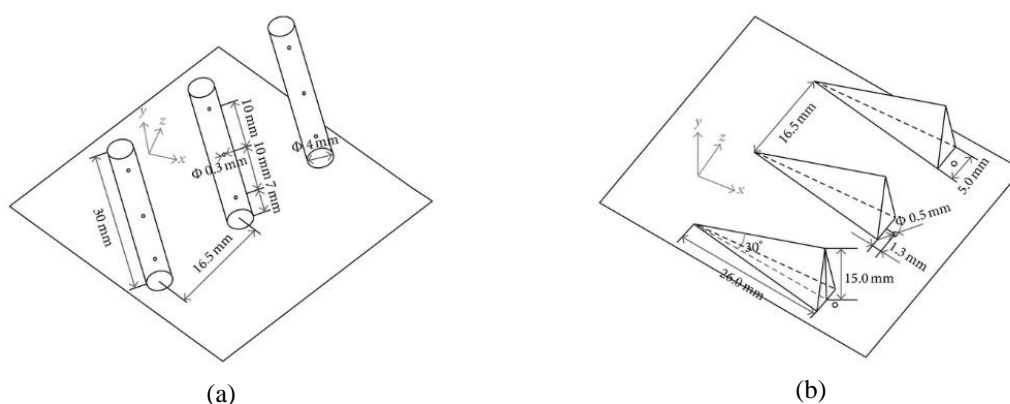


Figura 5: representação de (a) *struts* e (b) *pylons* [43].

Por meio de *struts*, o combustível é injetado de modo uniforme ao longo da câmara de combustão, permitindo uma mistura mais rápida entre o combustível e a corrente de ar, o que possibilita reduzir o comprimento da câmara de combustão e cria uma zona de estabilização da combustão próxima ao centro da câmara, reduzindo a carga térmica recebida pelas paredes [41]. Comparado à injeção pela parede, os *struts* apresentam alta perda de pressão total, maior arrasto e maior complexidade estrutural [40].

Pylons podem ser montados a frente dos injetores de combustível localizados na parede da câmara de combustão, permitindo aumentar a penetração do jato de combustível na corrente de ar. A penetração do jato é otimizada devido a geometria do *pylon*, que induz à expansão da corrente supersônica incidente, criando uma região de baixa pressão imediatamente após seu ponto de fixação [40, 44].

4.2.3. Degraus (steps)

A presença de um degrau no caminho do escoamento de ar no interior da câmara de combustão cria uma rápida expansão, induzindo a formação de vórtices à jusante do degrau responsável pela recirculação do

escoamento. Esta recirculação é capaz de otimizar o processo de mistura combustível – ar [6]. Para estabilização da chama, pode-se colocar os injetores de combustível após o degrau. Os gases “quentes” provenientes do escoamento principal de ar serão mantidos no interior da região de recirculação, gerando uma zona de ignição contínua [45], como pode ser visto na Figura 6.

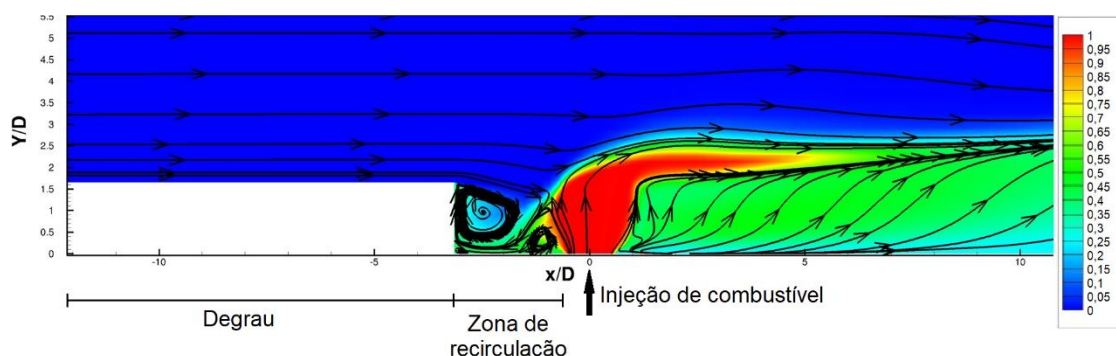


Figura 6: Efeito do degrau sobre o escoamento, mostrando curvas de contorno para concentração de hidrogênio. Adaptado de [45].

4.2.4. Cavidades

As cavidades induzem recirculação da corrente de ar e dos gases da combustão no interior da câmara (Figura 7). A recirculação reduz a velocidade do escoamento, aumentando o tempo de residência do combustível e, conseqüentemente, promovendo a mistura e queima dos reagentes em uma curta distância [46, 47]. Cavidades também têm a capacidade de estabilizar a chama [47], pois a recirculação dos gases gera uma região de alta temperatura capaz de ignitar o combustível. Os radicais produzidos no interior da cavidade durante esse processo podem acelerar a ignição do escoamento principal fora da cavidade [48].

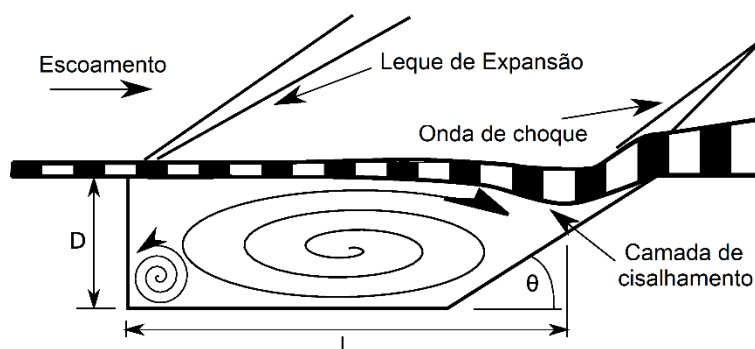


Figura 7: Representação de cavidade genérica e interação com o escoamento. Adaptado de [49].

A eficiência das cavidades quanto à capacidade de mistura e estabilização da chama depende, principalmente, da sua geometria e da posição dos injetores de combustível [46], podendo esses ser colocados antes, após ou no interior da cavidade [48]. Múltiplas cavidades também podem ser utilizadas, podendo ser dispostas em paralelo ou em tandem [50], como pode ser visto na Figura 8.

4.2.5. Rampas

Rampas podem ser introduzidas na câmara de combustão para otimizar a taxa de mistura combustível – ar. O escoamento supersônico de ar que entra na câmara de combustão induz a formação da onda de choque ao encontrar a rampa, gerando um gradiente de pressão no centro da rampa que desloca o escoamento até as partes laterais, criando um par de vórtices com eixos alinhados paralelamente ao escoamento e com sentidos de rotação contrários [51], como pode ser visto na Figura 9.

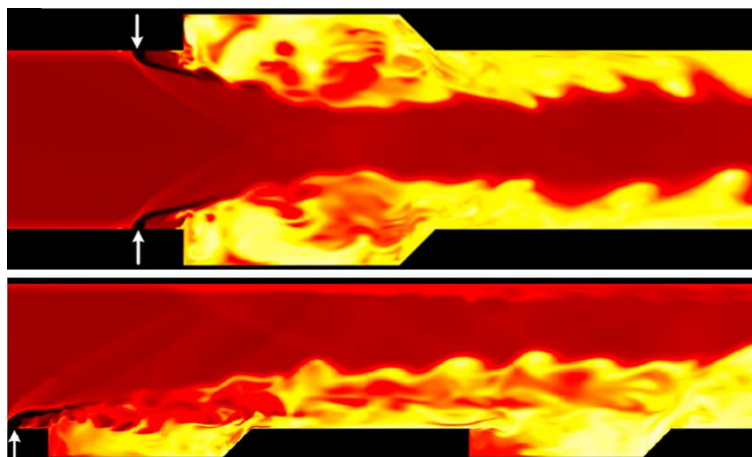


Figura 8: Cavidades postas em paralelo (imagem superior) e em tandem (imagem inferior). Contornos de temperatura obtidos por computação numérica. Adaptado de [50].

A estrutura de vórtices assim formada é capaz de aumentar a área de contato entre o combustível e o ar, promovendo uma mistura mais efetiva. Além disso, quando a injeção de combustível é realizada logo após a rampa, a capacidade de penetração do jato na corrente supersônica de ar é incrementada [52].

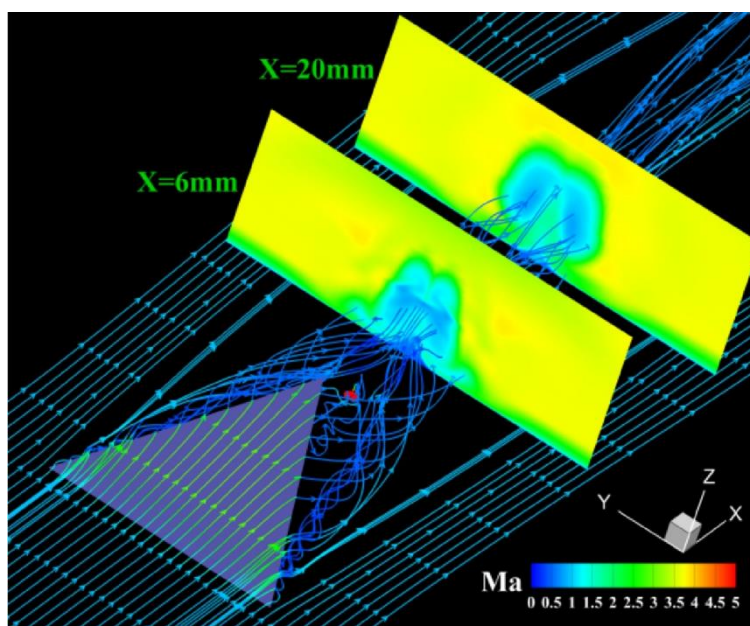


Figura 9: Representação da interação das linhas de corrente com a rampa, e formação de vórtices [52].

Li et al. [52] apontam que a influência das rampas no desempenho da combustão depende dos seguintes parâmetros: dimensões (largura, comprimento e altura), distância entre o injetor e a rampa e razão de pressão entre o jato de combustível e o escoamento principal. Desse modo, a combinação desses parâmetros e suas consequências no desempenho da combustão constitui um campo aberto para estudos teóricos e experimentais.

As considerações aqui apresentadas constituem apenas uma amostra (muito pequena) dos problemas que ocupam os pesquisadores da área de hipersônica. É um campo vasto, aberto a ideias provenientes das mais diversas áreas da engenharia.

5. CONCLUSÃO

No presente trabalho, de forma sucinta, foram apresentados: o conceito de sistema scramjet, seu princípio de funcionamento, possibilidades de aplicação e algumas técnicas para melhorar o processo de combustão. Destacou-se o aproveitamento do oxigênio atmosférico como vantagem na integração de veículos a scramjets visando o transporte civil e o acesso ao espaço. A possibilidade de uso de hidrogênio como combustível foi discutida e comparada aos hidrocarbonetos, tendo sido evidenciado sua vantagem quanto aos valores de impulso

específico, poder calorífico, alta velocidade de reação e menor geração de poluentes, todos superiores aos valores correspondentes aos hidrocarbonetos. Algumas áreas que constituem fronteira de pesquisa foram superficialmente abordadas, especificamente no que diz respeito aos problemas de aquecimento da estrutura externa (devido a interação com a corrente de ar) e interna (devido a combustão), e aos problemas de mistura combustível-ar e estabilização da chama na câmara de combustão, onde foram discutidas estratégias para intensificação do processo de mistura por incremento de turbulência.

Com promessas de viagens intercontinentais em uma fração do tempo atual e de aumento da capacidade de colocação de cargas em órbita da Terra, a tecnologia scramjet tem chances de avançar e, nas próximas décadas, atingir um nível de maturidade adequado para passar a integrar os veículos aeroespaciais do século XXI. Por enquanto, a associação entre Academia e Institutos (e.g., UFRN e IAEv) para desenvolvimento de pesquisas em torno da tecnologia scramjet tem se mostrado profícua no Brasil, formando mão de obra especializada (e.g., Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial / UFRN) e desenvolvendo soluções inovadoras. Se o país conquistará condições para se inserir no mercado de veículos aeroespaciais como fabricante ou tornar-se-á mero comprador é uma incógnita que só o tempo elucidará. Isso dependerá não apenas de ações governamentais, mas, principalmente, da participação ativa da indústria nacional.

6. AGRADECIMENTO

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – CAPES / Brasil – Código de Financiamento 001.

REFERÊNCIAS

- [1] ASEB – Aeronautics and Space Engineering Board. *Aeronautical Facilities: Assessing the National Plan for Aeronautical Ground Test Facilities* (1994). Washington, D.C., National Academy of Sciences, Appendix D: Aeronautical Speed Regimes and Test Parameters. 1994, p. 65.
- [2] Stillwell, W. H. X – 15 Research Results. Washington, D.C., National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Division. 1965, 128 p.
- [3] Urzay, J. Supersonic Combustion in Air-Breathing Propulsion Systems for Hypersonic Flight. *Annual Review of Fluid Mechanics*, [S.L.], v. 50, n. 1, p. 593-627, 5 jan. 2018. Annual Reviews. <http://dx.doi.org/10.1146/annurev-fluid-122316-045217>.
- [4] Musa, O.; Xiong, C.; Changsheng, Z. Combustion characteristics and turbulence modeling of swirling reacting flow in solid fuel ramjet. *Acta Astronautica*, [S.L.], v. 139, p. 1-17, out. 2017. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.06.023>.
- [5] RAM Effect. In: *Merriam-Webster.com Dictionary*. Merriam Webster, 2020. Disponível em: <https://www.merriam-webster.com/dictionary/ram%20effect>. Acesso em: 4 nov. 2020.
- [6] Seleznev, R.K.; Surzhikov, S.T.; Shang, J.S. A review of the scramjet experimental data base. *Progress in Aerospace Sciences*, [S.L.], v. 106, p. 43-70, abr. 2019. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.02.001>.
- [7] Choubey, G.; D, Y.; Huang, W.; Yan, L.; Babazadeh, H.; Pandey, K. M. Hydrogen fuel in scramjet engines - A brief review. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 45, n. 33, p. 16799-16815, jun. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.04.086>.
- [8] Ren, Z.; Wang, B.; Xiang, G.; Zhao, D.; Zheng, L. Supersonic spray combustion subject to scramjets: progress and challenges. *Progress in Aerospace Sciences*, [S.L.], v. 105, p. 40-59, fev. 2019. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.12.002>.
- [9] McClinton, C. R.; Rausch, V. L.; Nguyen, L. T.; Sitz, J. R. Preliminary X-43 flight test results. *Acta Astronautica*, [S.L.], v. 57, n. 2-8, p. 266-276, jul. 2005. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.03.060>.
- [10] Paull, A.; Alesi, H.; Anderson, S. The development of the HyShot flight program. *Shock Waves*, [S.L.], p. 31-48, 2005. Springer Berlin Heidelberg. http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-27009-6_4.
- [11] Hank, J.; Murphy, J.; Mutzman, R. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program. *15Th Aiaa International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, [S.L.], p. 1-13, 28 abr. 2008. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2008-2540>.

- [12] Schmisser, J. D. Hypersonics into the 21st century: a perspective on afosr-sponsored research in aerothermodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, [S.L.], v. 72, p. 3-16, jan. 2015. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.09.009>.
- [13] Bykerk, T.; Verstraete, D.; Steelant, J. Low speed longitudinal dynamic stability analysis of a hypersonic waverider using unsteady Reynolds averaged Navier Stokes forced oscillation simulations. *Aerospace Science and Technology*, [S.L.], v. 103, p. 1-15, ago. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2020.105883>.
- [14] Siddiqui, A. M.; Ahmed, G. M. S. Design and Analysis on Scramjet Engine Inlet. *International Journal of Scientific and Research Publications*, [S. L.], v. 3, n. 1, p. 192-203, jan. 2013.
- [15] Sen, D.; Pesyridis, A.; Lenton, A. A Scramjet Compression System for Hypersonic Air Transportation Vehicle Combined Cycle Engines. *Energies*, [S.L.], v. 11, n. 6, p. 1568-1599, 14 jun. 2018. MDPI AG. <http://dx.doi.org/10.3390/en11061568>.
- [16] Toro, P. G. P.; Carneiro, R.; Araújo, J. W. S.; Marinho, G. S.; Borba, G. L.; Martos, J. F. A; Rêgo, I. S. Design of The Generic Scramjet Combustion Chamber. *ENCIT 2018*. 2018.
- [17] Segal, C. *The Scramjet Engine: processes and characteristics*. [s. L.]: Cambridge University Press, 2011. 270 p.
- [18] Im, S.; Do, H. Unstart phenomena induced by flow choking in scramjet inlet-isolators. *Progress in Aerospace Sciences*, [S.L.], v. 97, p. 1-21, fev. 2018. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.12.001>.
- [19] Sziroczak, D.; Smith, H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, [S.L.], v. 84, p. 1-28, jul. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.001>.
- [20] Zhu, Y.; Peng, W.; Xu, R.; Jiang, P. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Aeronautics*, [S.L.], v. 31, n. 10, p. 1929-1953, out. 2018. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2018.06.011>.
- [21] Heiser, H. W.; Pratt, D. T (with Daley, D. H. and Mehta, U. B.). *Hypersonic Airbreathing Propulsion*. Education Series. EUA. AIAA. 1994.
- [22] Fry, R. S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *Journal of Propulsion and Power*, [S.L.], v. 20, n. 1, p. 27-58, jan. 2004. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). <http://dx.doi.org/10.2514/1.9178>.
- [23] Yang, Q.; Zong, Y.; Bao, W. Constant static-temperature heating for hydrogen fueled scramjet engine. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 41, n. 3, p. 2002-2010, jan. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.11.014>.
- [24] Cecere, D.; Ingenito, A.; Giacomazzi, E.; Romagnosi, L.; Bruno, C. Hydrogen/air supersonic combustion for future hypersonic vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 36, n. 18, p. 11969-11984, set. 2011. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2011.06.051>.
- [25] Kummitha, O. R.; Pandey, K.M.; Gupta, R. Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 45, n. 25, p. 13659-13671, maio 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2018.04.067>.
- [26] Cecere, D.; Giacomazzi, E.; Ingenito, A. A review on hydrogen industrial aerospace applications. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 39, n. 20, p. 10731-10747, jul. 2014. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.04.126>.
- [27] Zhang, D.; Yang, S.; Zhang, S.; Qin, J.; Bao, W. Thermodynamic analysis on optimum performance of scramjet engine at high Mach numbers. *Energy*, [S.L.], v. 90, p. 1046-1054, out. 2015. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.energy.2015.08.017>.
- [28] Salkuyeh, Y. K.; Saville, B. A.; Maclean, H. L. Techno-economic analysis and life cycle assessment of hydrogen production from natural gas using current and emerging technologies. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 42, n. 30, p. 18894-18909, jul. 2017. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.05.219>.
- [29] Uyanna, O.; Najafi, H. Thermal protection systems for space vehicles: a review on technology development, current challenges and future prospects. *Acta Astronautica*, [S.L.], v. 176, p. 341-356, nov. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.047>.
- [30] Damilano, J. G.; Machado, H. A.; Aguiar, D. S.; Almeida, F. E. De; Duarte, J. A. A.; Azevedo, J. L. F. de. Configuration Study of Structurally Integrated Thermal Protection Systems for a Sub-Orbital Platform.

- Journal of Aerospace Technology and Management*, [S.L.], v. 7, n. 2, p. 209-218, 30 maio 2015. Institute of Aeronautics and Space. <http://dx.doi.org/10.5028/jatm.v7i2.425>.
- [31] Glass, D. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. *15Th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, [S.L.], p. 1-36, 28 abr. 2008. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2008-2682>.
- [32] Le, V. T.; Ha, N. S.; Goo, N. S.; Kim, J. Y. Insulation System Using High-Temperature Fibrous Insulation Materials. *Heat Transfer Engineering*, [S.L.], v. 40, n. 17-18, p. 1523-1538, 18 jun. 2018. Informa UK Limited. <http://dx.doi.org/10.1080/01457632.2018.1474602>.
- [33] Langston, S. L.; Lang, C. G.; Samareh, J. A. Parametric Study of an Ablative TPS and Hot Structure Heatshield for a Mars Entry Capsule Vehicle. Hampton, p. 1-21, set. 2017.
- [34] Yang, X.; Yan, Y. Y.; Mullen, D. Recent developments of lightweight, high performance heat pipes. *Applied Thermal Engineering*, [S.L.], v. 33-34, p. 1-14, fev. 2012. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2011.09.006>.
- [35] Riccio, A.; Raimondo, F.; Sellitto, A.; Carandente, V.; Scigliano, R.; Tescione, D. Optimum design of ablative thermal protection systems for atmospheric entry vehicles. *Applied Thermal Engineering*, [S.L.], v. 119, p. 541-552, jun. 2017. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2017.03.053>.
- [36] Zhang, S.; Feng, Y.; Zhang, D.; Jiang, Y.; Qin, J.; Bao, W. Parametric numerical analysis of regenerative cooling in hydrogen fueled scramjet engines. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 41, n. 25, p. 10942-10960, jul. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.03.176>.
- [37] Zhang, S.; Li, X.; Zuo, J.; Qin, J.; Cheng, K.; Feng, Y.; Bao, W. Research progress on active thermal protection for hypersonic vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, [S.L.], v. 119, p. 1-34, nov. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100646>.
- [38] Shen, L.; Wang, J.; Dong, W.; Pu, J.; Peng, J.; Qu, D.; Chen, L. An experimental investigation on transpiration cooling with phase change under supersonic condition. *Applied Thermal Engineering*, [S.L.], v. 105, p. 549-556, jul. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.03.039>.
- [39] He, F.; Wu, N.; Ran, F.; Wang, J. Numerical investigation on the transpiration cooling of three-dimensional hypersonic inlet. *Aerospace Science and Technology*, [S.L.], v. 106, p. 1-12, nov. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2020.106152>.
- [40] Oamjee, A.; Sadanandan, R. Fuel injection location studies on pylon-cavity aided jet in supersonic crossflow. *Aerospace Science and Technology*, [S.L.], v. 92, p. 869-880, set. 2019. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2019.07.021>.
- [41] Hu, J.; Chang, J.; Bao, W.; Yang, Q.; Wen, J. Experimental study of a flush wall scramjet combustor equipped with strut/wall fuel injection. *Acta Astronautica*, [S.L.], v. 104, n. 1, p. 84-90, nov. 2014. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.07.012>.
- [42] Doster, J.; King, P.; Gruber, M.; Maple, R. Pylon Fuel Injector Design for a Scramjet Combustor. *43Rd Aiaa/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, [S.L.], p. 1-16, 8 jul. 2007. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2007-5404>.
- [43] Ouyang, H.; Liu, W.; Sun, M. Investigations on the Influence of the In-Stream Pylon and Strut on the Performance of a Scramjet Combustor. *The Scientific World Journal*, [S.L.], v. 2014, p. 1-10, 2014. Hindawi Limited. <http://dx.doi.org/10.1155/2014/309387>.
- [44] Liu, Y.; Sun, M.; Liang, C.; Yu, J.; Li, G. Flowfield structures of pylon-aided fuel injection into a supersonic crossflow. *Acta Astronautica*, [S.L.], v. 162, p. 306-313, set. 2019. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.06.022>.
- [45] Sharma, V.; Eswaran, V.; Chakraborty, D. Effect of location of a transverse sonic jet on shock augmented mixing in a SCRAMJET engine. *Aerospace Science and Technology*, [S.L.], v. 96, p. 1-15, jan. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2019.105535>.
- [46] Ruan, J. L.; Domingo, P.; Ribert, G. Analysis of combustion modes in a cavity based scramjet. *Combustion and Flame*, [S.L.], v. 215, p. 238-251, maio 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.combustflame.2020.01.034>.
- [47] Suneetha, L.; Randive, P.; Pandey, K.M. Implication of diamond shaped dual strut on combustion characteristics in a cavity-based scramjet combustor. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 45, n. 35, p. 17562-17574, jul. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.04.217>.

- [48] Roos, T.; Pudsey, A.; Bricalli, M.; Ogawa, H. Numerical investigation of upstream cavity enhanced fuel mixing in scramjet combustors. *Acta Astronautica*, [S.L.], v. 169, p. 50-65, abr. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.12.033>.
- [49] Trudgian, M. A.; Landsberg, W. O.; Veeraragavan, A. Experimental investigation of inclining the upstream wall of a scramjet cavity. *Aerospace Science and Technology*, [S.L.], v. 99, p. 1-10, abr. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2020.105767>.
- [50] Yang, Y.; Wang, Z.; Sun, M.; Wang, H. Numerical simulation on ignition transients of hydrogen flame in a supersonic combustor with dual-cavity. *International Journal of Hydrogen Energy*, [S.L.], v. 41, n. 1, p. 690-703, jan. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.11.115>.
- [51] Fulton, J. A.; Edwards, J. R.; Cutler, A.; McDaniel, J.; Goynes, C. Turbulence/chemistry interactions in a ramp-stabilized supersonic hydrogen-air diffusion flame. *Combustion and Flame*, [S.L.], v. 174, p. 152-165, dez. 2016. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.combustflame.2016.09.017>.
- [52] Li, L.; Huang, W.; Yan, L.; Du, Z.; Fang, M. Numerical investigation and optimization on the micro-ramp vortex generator within scramjet combustors with the transverse hydrogen jet. *Aerospace Science and Technology*, [S.L.], v. 84, p. 570-584, jan. 2019. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2018.11.011>.