

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

SELEÇÃO PRELIMINAR DE MATERIAIS ESTRUTURAIS E DE PROTEÇÃO TÉRMICA PARA O DEMONSTRADOR TECNOLÓGICO “SCRAMJET” 14-X S

José Edmauro da Silva Junior, jose.esj@hotmail.com¹

Juliana Antunes Caltabiano Coutinho Pinto, julianacaltabiano@hotmail.com¹

Israel da Silveira Rêgo, israel.rego@ieav.cta.br²

Marco Antônio Sala Minucci, marco.salaminucci@gmail.com²

Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br²

Felipe Jean da Costa, felipejean@ieav.cta.br³

¹Escola de Engenharia de Lorena (EEL-USP), Pólo-Urbo Industrial, Gleba AI-6,s/nº, Lorena – SP, 12.602-810.

²Instituto de Estudos Avançados (IEAv), Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante - 01 - Putim, São José dos Campos - SP, 12228-001.

³ITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil

Resumo: Veículos hipersônicos aeroespaciais dotados de sistema de propulsão hipersônica a ar aspirado enfrentam ambientes extremamente severos durante voo hipersônico em termos de carregamentos térmicos e aerodinâmicos. Desta forma, faz-se necessário o emprego de materiais que atendam aos carregamentos térmicos e aerodinâmicos sem que haja o comprometimento da estrutura do veículo, bem como dos sistemas embarcados e da eficiência do motor “scramjet”. O projeto de novos veículos aeroespaciais sempre esteve acompanhado do desenvolvimento de novos materiais. A história mostra que novos materiais tiveram de ser desenvolvidos, acompanhando o desenvolvimento de novos veículos aeroespaciais, onde se destaca o uso de ligas de Titânio para a aeronave SR-71, superligas de Níquel (Inconel) no projeto X-15, material cerâmico para o “Space Shuttle Orbiter, indicando a tendência de se utilizar compósitos de matriz cerâmica para veículos aeroespaciais hipersônicos dotados de sistema de propulsão hipersônica a ar aspirado. Além disso, novos métodos de manufatura e caracterizações termo estruturais devem ser desenvolvidos para atender aos requisitos para esta nova geração de veículos aeroespaciais que experimentam altas temperaturas durante seu voo. Os requisitos para os materiais empregados em veículos aeroespaciais com sistema de propulsão hipersônica a ar aspirado inclui capacidade de operar em altas temperaturas (1300 – 2500 K), elevada resistência mecânica em altas temperaturas, elevada tenacidade e baixo peso. A resistência específica, indica a razão entre resistência mecânica e a densidade do material, em função da temperatura. Os compósitos de matriz cerâmica (CMC), o C/SiC (Carbono com fibra de Carvão de Silício), Carbono-Carbono Avançado (ACC), e SiC/SiC apresentam elevada resistência com elevada temperatura de trabalho, justificando desta forma o uso destes materiais para veículos hipersônicos aeroespaciais que utilizam a tecnologia “scramjet”. Conhecida as características geométricas, o envelope de voo, as premissas do projeto, e a estimativa do aquecimento aerodinâmico de projetos similares ao Demonstrador Tecnológico “scramjet” 14-X S, pode-se desta forma utilizar metodologias para estabelecer critérios de seleção de materiais, maximizando os efeitos desejados e minimizando as características não atrativas dos materiais em estudo.

Palavras-chave: Scramjet, 14-X S, Hipersônica, Sistema de Proteção Térmica.

1. INTRODUÇÃO

O Demonstrador Tecnológico scramjet 14- X waverider (Fig. 1) é um Veículo Hipersônico Aeroespacial, que utiliza um sistema de propulsão “scramjet” para realização de voo atmosférico a 30 km de altitude em velocidade correspondente a número de Mach 10.



Figura 1. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X waverider (GALVÃO, 2013).

Em março de 2012, a Coordenadoria do projeto 14-X propôs duas versões baseadas no scramjet 14-X waverider (Fig. 1), o 14-X B (Fig. 2) e 14-X S (Fig. 3).

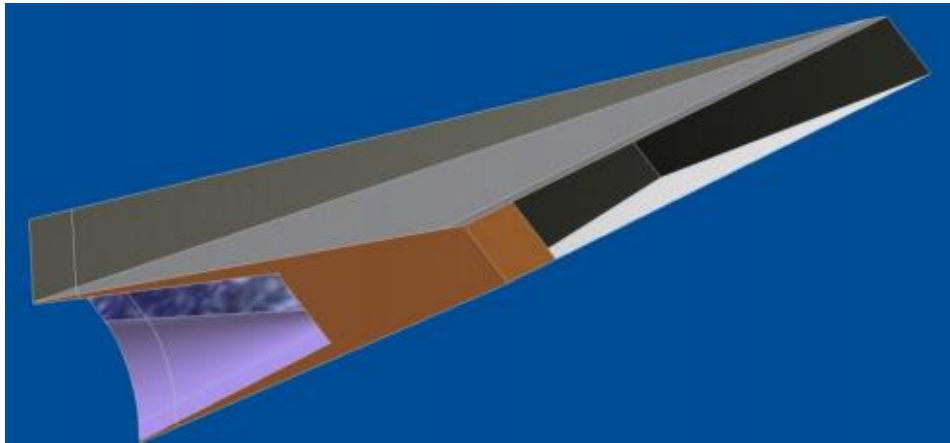


Figura 2. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X B (Galvão, 2013).

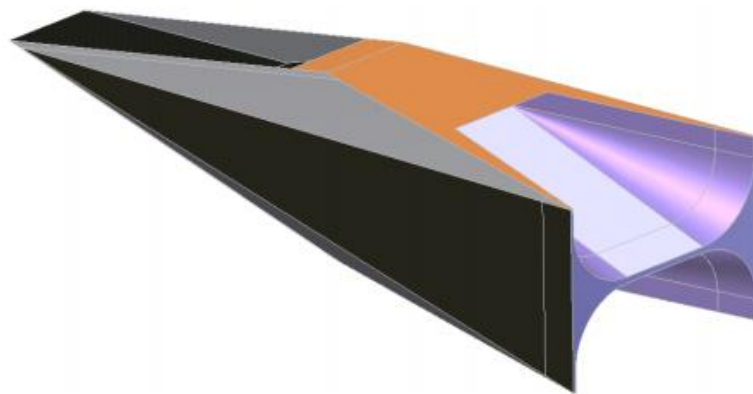


Figura 3. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X S (Galvão, 2013).

O extradorso do scramjet 14-X waverider (Fig. 1) tem configuração “waverider”, oriunda de escoamento hipersônico sobre um cone, estabelecendo onda de choque oblíqua cônica no bordo de ataque; O extradorso do 14-X B (Fig. 2) tem configuração cunha plana estabelecendo onda de choque oblíqua plana no bordo de ataque; O 14-X S (Fig. 3) é a duplicação do 14-X B conectada pelo extradorso (GALVÃO, 2013).

Esses veículos hipersônicos aeroespaciais que utilizam motores “scramjet” enfrentam ambientes extremamente severos durante os voos hipersônicos em termos de carregamentos térmicos e aerodinâmicos. Por esse motivo é necessário o emprego de materiais que atendam aos carregamentos térmicos e aerodinâmicos sem que haja o

comprometimento da estrutura do veículo, bem como dos sistemas embarcados e da eficiência do motor “scramjet” (COSTA, 2011).

O desenvolvimento de novos projetos de veículos aeroespaciais está intimamente ligado ao desenvolvimento de novos materiais e aplicação dos materiais já disponíveis. Ao longo da história podemos relatar o emprego de novos materiais, onde se destacam o uso de ligas de Titânio para a aeronave SR-71, superliga de Níquel (Inconel) no projeto X-15, material cerâmico para o “Space Shuttle Orbiter”, indicando a tendência de se utilizar compósito de matriz cerâmica em veículos aeroespaciais hipersônicos, pois esses veículos devem possuir a capacidade de operar em altas temperaturas (1300 – 2500K), elevada resistência mecânica em altas temperaturas, elevada tenacidade e baixo peso. A Figura 4 mostra a resistência específica, o qual é a razão entre a resistência mecânica e a densidade do material, em função da temperatura. Nota-se que os Compósitos de Matriz Cerâmica (CMC), o C/SiC (Carbono com fibra de Carvão de Silício), Carbono-Carbono Avançado (ACC), e SiC/SiC (Carvão de Silício com uma matriz de Carvão de Silício) apresentam elevada resistência operando em elevada temperatura, justificando desta forma o uso destes materiais para veículos hipersônicos aeroespaciais que utilizam a tecnologia “scramjet” (GLASS, 2008).

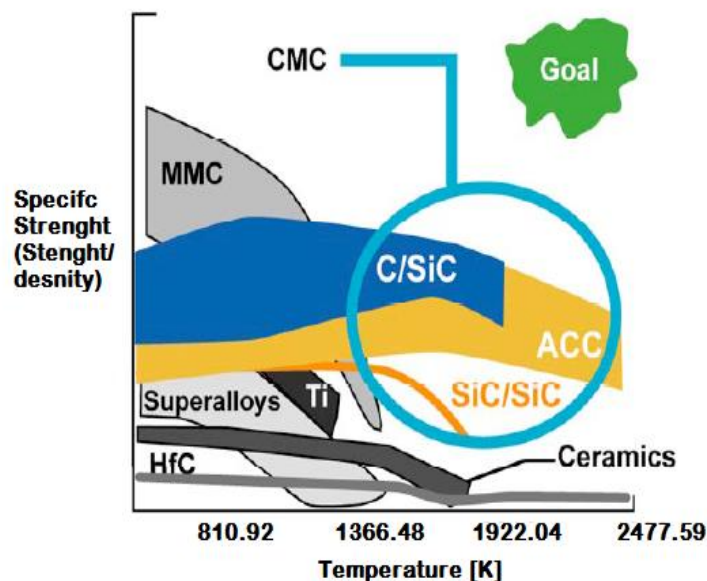


Figura 4. Resistência específica em função da temperatura para diferentes classes de materiais (GLASS, 2008)

Em projetos de veículos hipersônicos aeroespaciais deve-se levar em consideração também qual será o gerenciamento térmico, para que este veículo cumpra a missão desejada.

Os tipos de gerenciamentos térmicos mais conhecidos são: passivo, semi-passivo e ativo. Dentro do gerenciamento térmico passivo temos normalmente três tipos de estruturas: “Insulation” (estrutura de isolamento) é uma estrutura isoladora de calor, cujo objetivo é minimizar o calor que atinge a estrutura, fazendo com que ela permaneça fria; “Heat sink” (estrutura dissipador de calor), quando o aquecimento da superfície ocorre algum calor é irradiado para fora e um pouco de calor é absorvido pela estrutura e se essa estrutura é aquecida por um longo período de tempo o calor absorvido pode ser suficiente para aquecer a estrutura; “Hot Structure” (estrutura quente), em contraste com uma estrutura de dissipador de calor, as estruturas quentes podem ser usadas para uma carga de calor superior para tempos longos, permitindo que estrutura atinja as condições de estado estacionário.

Para o gerenciamento térmico semi-passivo existem duas opções: Se os fluxos de calor elevado persistem por longos períodos deve-se usar um fluido, no qual o calor é transferido através deste fluido para outra região onde este calor é irradiado para fora da estrutura, ou para fluxos de calor elevado em períodos relativamente curtos de tempo pode-se utilizar ablatores, que consiste em um material no qual o calor é bloqueado por ablação e o ablator é consumido. Já o gerenciamento térmico ativo consiste arrefecimento por convecção, em que o calor é transferido para o líquido de arrefecimento, o refrigerante aquece e carrega o calor para fora, portanto a estrutura funciona quente, mas é mantida dentro de seus limites de uso de temperatura pelo arrefecimento ativo (GLASS, 2008).

Eles são utilizados de acordo com a finalidade do veículo, levando em consideração a temperatura de trabalho e o tempo de exposição ao ambiente térmico severo, como podemos ver na Fig. 5.

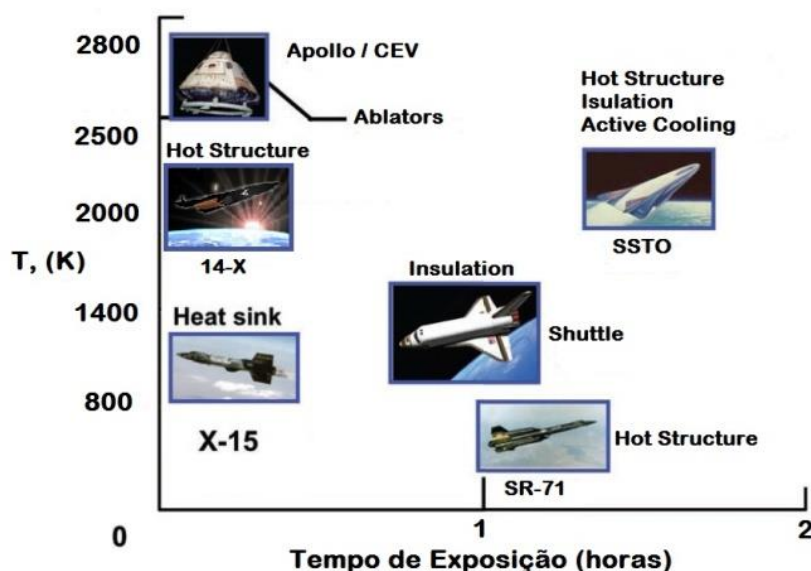


Figura 5. Tipos de gerenciamentos térmicos (Adaptação GLASS, 2008).

O Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider possui uma estrutura parecida com a do veículo aeroespacial X-15, e foi definido a utilização de materiais semelhantes, portanto espera-se que o gerenciamento térmico utilizado seja o “Heat sink”. Porém para o cumprimento das missões propostas é necessário fazer algumas adaptações e em algumas regiões será necessário utilizar também um fluido refrigerante como o utilizado no gerenciamento térmico ativo.

Os materiais previamente selecionados para o Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider estão apresentados na Figura 6.

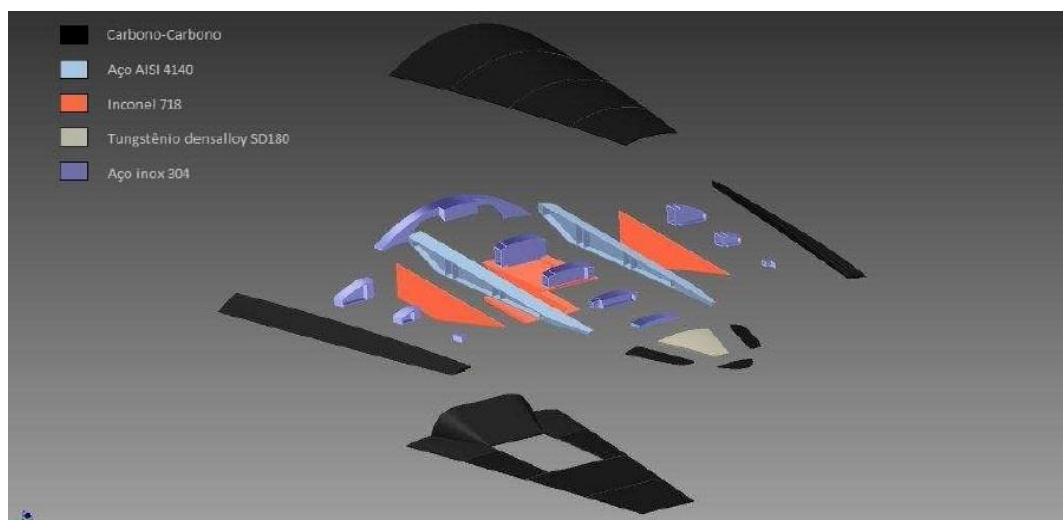


Figura 6. Especificação preliminar de materiais para o Demonstrador Tecnológico 14-X (COSTA, 2011).

Deve-se também fazer um estudo sobre o sistema de refrigeração dos motores “scramjet”, dos efeitos da oxidação durante os voos hipersônicos e dos coeficientes de expansão térmica dos materiais que compõe a estrutura para maximizar os efeitos desejados.

2. METODOLOGIA

A partir de trabalhos anteriores que determinam as características geométricas, o envelope de voo, as premissas do projeto, e a estimativa do aquecimento aerodinâmico de projetos similares ao Demonstrador Tecnológico “scramjet” 14-X S, pode-se estabelecer metodologias e critérios de seleção de materiais, maximizando os efeitos desejados e minimizando as características não atrativas dos materiais de estudo.

De acordo com Harsha *et al.* (2005) e Glass (2008), a estrutura interna do veículo acompanha um típico layout estrutural aeronáutico, com emprego de ligas metálicas convencionais capazes de suportar os carregamentos

aerodinâmicos. Receberem a fixação de outros componentes estruturais e proporcionar volume interno necessário a acomodação dos sistemas embarcados (COSTA, 2011).

Além disso, a parte dianteira do veículo deve ser composta por um material de elevada densidade para fins de balanceamento do centro de gravidade suficiente para produzir características de estabilidade longitudinal próximo ao ponto neutro e de forma a atuar no gerenciamento térmico, pois esta região recebe uma alta carga térmica durante o voo (COSTA, 2011). O revestimento deve ser capaz de distribuir as cargas aerodinâmicas para a estrutura interna e proteger termicamente o veículo face às limitações dos materiais estruturais e requisitos de projeto relacionados aos sistemas embarcados. Ressalta-se que os bordos de ataque do veículo devem ser confeccionados em Carbono-Carbono devido a elevada carga térmica evidenciada nesta região do veículo. O motor “scramjet” deve ser composto por materiais que trabalhem com a dissipação de calor, podendo ser ativamente refrigerado e fazer uso de Zircônia (ZrO_2) para proteção térmica adicional nas paredes do motor, sendo utilizada como um revestimento (COSTA, 2011). Com base na literatura sobre veículos hipersônicos aeroespaciais, realizou-se uma revisão bibliográfica dos veículos com tecnologia “scramjet” mais importantes desenvolvidos no cenário internacional, bem como os materiais estruturais e de proteção térmica utilizados nesses veículos. Analisou-se as principais características térmicas e mecânicas dos materiais utilizados e selecionou-se alguns materiais para estudo mais aprofundado neste caso, a superliga de Níquel (Inconel 718). Após essa seleção foi feito um estudo sobre os tipos de gerenciamentos térmicos mais comuns em veículos hipersônicos e qual seria o mais apropriado para o Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S. Paralelamente, com o estudo dos gerenciamentos térmicos foram feitos estudos sobre os coeficientes de expansão térmica dos materiais selecionados anteriormente. Juntamente com todos esses estudos deve-se fazer um estudo sobre a oxidação dos materiais para que após isso seja possível fazer uma matriz de decisão e selecionar os materiais mais apropriados para este projeto.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após os estudos realizados foi possível pré-selecionar alguns materiais que são utilizados como materiais estruturais como as Ligas de Aço Carbono 4130, 4140, 4150 e 4340. A composição química dessas ligas está representada na Tabela 1.

Tabela 1. Composição química das ligas de aço carbono 4130, 4140, 4150 e 4340.

Liga	Composição Química (%)							
	C	Mn	Si	P _{máx}	S _{máx}	Cr	Ni	Mo
4130	0,28-0,33	0,40-0,60	0,15-0,35	0,030	0,040	0,80-1,10	-	0,15-0,25
4140	0,38-0,43	0,75-1,00	0,15-0,35	0,030	0,040	0,80-1,10	-	0,15-0,25
4150	0,48-0,53	0,75-1,00	0,15-0,35	0,030	0,040	0,80-1,10	-	0,15-0,25
4340	0,38-0,43	0,60-0,80	0,15-0,35	0,030	0,040	0,70-0,90	1,65-2,00	0,20-0,30

Esses aços foram pré-selecionados para serem utilizados nas longarinas, pois possuem uma boa resistência mecânica, resistência à fratura, elevada resistência à fadiga e também devido a facilidade de encontrá-los no Brasil. A partir dessa pré-seleção foi necessário fazer uma matriz de decisão contendo os requisitos necessários e as propriedades desses aços para que através dessa matriz de decisão seja possível escolher o aço que mais se adéqua ao projeto. A matriz de decisão está representada na Tabela 2.

Tabela 2. Matriz de decisão das ligas de aço carbono 4130, 4140, 4150 e 4340.

Ligas		Aço 4130	Aço 4140	Aço 4150	Aço 4340
Requisitos das ligas					
Boas propriedades mecânicas a temperaturas elevadas		Não	Sim	Não	Sim
Resistente à corrosão a temperatura ambiente		Sim	Sim	Sim	Sim
Resistente à oxidação		Sim	Sim	Sim	Sim
Propriedades					
Densidade [g/cm^3]		7,7	7,8	7,8	7,8
Resistência à Tração [MPa]	Normalizado	670	1020	1160	1280
	Recozido	560	655	730	475
Limite de Escoamento [MPa]	Normalizado	435	655	740	860
	Recozido	360	420	380	485
Dureza [HB]	Normalizado	197	302	321	363
	Recozido	156	197	197	217
Impacto [J]	Normalizado	87	23	12	16
	Recozido	62	54	24	52

Analisando a matriz de decisão é possível perceber que as densidades são bem próximas, porém as propriedades mecânicas são bem distintas. A liga de aço 4340 possui uma maior resistência à tração, maior limite de escoamento e maior dureza, portanto essa liga é a melhor opção para ser utilizada nas longarinas.

Alguns Aços Inoxidáveis, como o Aço Inoxidável 301, 304 e 316 foram pré-selecionados para serem utilizados nas nervuras devido sua resistência a corrosão e oxidação e também por apresentarem boa resistência mecânica. A composição química dessas ligas de aço inoxidável está representada na Tabela 3.

Tabela 3. Composição química das ligas de aço inoxidável 301, 304 e 316.

Liga	Composição Química (%)								
	C _{Max}	Mn _{máx}	Si _{máx}	P _{máx}	S _{máx}	Cr	Ni	Mo	N _{2 máx}
301	0,15	2,00	1,00	0,045	0,030	16,00 a 18,00	6,00 a 8,00		0,10
304	0,08	2,00	1,00	0,045	0,030	18,00 a 20,00	8,00 a 10,50		0,10
316	0,08	2,00	1,00	0,045	0,030	16,00 a 18,00	10,00 a 14,00	2,00 a 3,00	0,10

Também foi necessário fazer uma matriz de decisão contendo os requisitos necessários e as propriedades mecânicas e térmicas dessas ligas de aço inoxidáveis. Essa matriz de decisão está representada na Tabela 4.

Tabela 4. Matriz de decisão das ligas de aço inoxidáveis 301, 304 e 316.

Ligas	Aço Inox 301	Aço Inox 304	Aço Inox 316
Requisitos das ligas			
Boas propriedades mecânicas a temperaturas elevadas	Sim	Sim	Não
Resistente à corrosão a temperatura ambiente	Sim	Sim	Sim
Resistente à corrosão a temperaturas elevadas	Sim	Sim	Não
Resistente à oxidação	Sim	Sim	Sim
Propriedades			
Densidade [g/cm ³]	7,88	8,02	8,00
Ponto de Fusão [°C]	1237,2-1421,1	1398,9-1454,4	1.371 - 1.399
Condutividade Térmica [W/m-K]	15 (20-100°C)	15 (20-100°C)	15 (20-100°C)
Calor Específico [J/g°C]	0,502	0,502	0,502
Coefficiente de dilatação Térmico (x 10 ⁻⁶ °C ⁻¹)	18,2 (0-650°C)	18,5 (0-650°C)	18,3 (0-650°C)
Tensão de Escoamento [MPa]	276	289	289
Módulo de Rigidez [KN/mm ²]	86	86	-
Módulo de Elasticidade [KN/mm ²]	193	193	193

Essas ligas de aço inoxidável sofrerão um alto carregamento térmico durante o voo, portanto é necessário que apresentem boas propriedades térmicas, boas propriedades mecânicas a altas temperaturas e também uma boa resistência a oxidação e a corrosão. Analisando a matriz de decisão, a liga de aço inoxidável 304 destaca-se por possuir propriedades térmicas e mecânicas superiores do que as demais ligas, sendo assim a escolhida para ser utilizada nas nervuras.

Os materiais pré-selecionados para o motor “scramjet” são as superligas de Níquel (Inconel) Nimonic 90, Waspaloy, X-750 e 718, que se destacam pelo emprego na indústria aeroespacial norte-americana.

A matriz de decisão (Tabela 5), a qual contém os materiais candidatos, apresenta um comparativo de requisitos baseado nas propriedades mecânicas a altas temperaturas e resistência a corrosão e oxidação entre as diversas ligas Inconel. Ainda, a matriz de decisão também leva em consideração as propriedades térmicas e mecânicas.

Todos os materiais em questão são endurecidos por precipitação e tem boas propriedades mecânicas a elevadas temperaturas. Porém, somente os materiais X-750 e 718 atendem a todos os requisitos estabelecidos (Tabela 5).

Com base nas pesquisas bibliográficas feitas sobre os veículos hipersônicos aeroespaciais no cenário internacional, esse material, o Inconel (718), destaca-se devido ao seu desempenho quando aplicado nos motores “scramjet”, conseguindo ter boas propriedades mecânicas a elevadas temperaturas, além de possuir baixa difusividade térmica, resistência ao aquecimento aerodinâmico e resistência a corrosão e oxidação. Este material já foi utilizado em projetos importantes como as aeronaves X-43 e X-51(COSTA, 2011), obtendo um resultado muito satisfatório.

Tabela 5. Matriz de decisão com base nos requisitos e nas propriedades das superligas.

Ligas	Nimonic 90	Waspaloy	X-750	718
Requisitos das ligas				
Boas propriedades mecânicas a temperaturas elevadas	Sim	Sim	Sim	Sim
Resistente à corrosão a temperatura ambiente	Não	Não	Sim	Sim
Resistente à corrosão e boas propriedades mecânicas a temperaturas elevadas	Não	Não	Sim	Sim
Resistente à oxidação	Sim	Não	Sim	Sim
Endurecível por precipitação	Sim	Sim	Sim	Sim
Propriedades				
Densidade [g/cm ³]			8,28	8,19
Ponto de Fusão [°C]			1430	1336
Condutividade Térmica [W/m-K]			12,00	11,40
Calor Específico [J/g°C]			0,431	0,435
Difusividade Térmica [m ² /s]			3,36x10 ⁻⁶	3,20x10 ⁻⁶
Coefficiente de Expansão Térmica [µm/m°C]			12,6 (20-100°C)	13,0 (20-100°C)
Tensão de Escoamento [MPa]			760 (550°C)	980 (650°C)
Módulo de Rigidez [KN/mm ²]			75,8	77,2
Módulo de Elasticidade [KN/mm ²]			218,0	204,9

Um fator importante que se deve levar em consideração durante os voos hipersônicos é a oxidação dos materiais utilizados nos veículos, portanto é necessário utilizar um revestimento para proteção desses materiais contra a oxidação. Materiais cerâmicos são amplamente utilizados como revestimentos de proteção térmica devido a sua excelente resistência ao desgaste e resistência a corrosão em elevadas temperaturas.

Na Divisão de Fotônica do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), em São José dos Campos, há um projeto em andamento sobre a Aplicação de Revestimentos de Cerâmicas para proteção térmica e química utilizando lasers. Esta técnica é eficiente quando aplicada para a deposição de pó zircônia sobre substratos de Inconel utilizando feixes de laser de CO₂, logo o Inconel 718 utilizado para o motor “scramjet” deve utilizar este processo de deposição de zircônia na sua superfície para proteção contra a oxidação (TELEGINSKI, 2015).

A parte dianteira do veículo, bordo de ataque, deve ser composta por um material de elevada densidade para fins de balanceamento do centro de gravidade, portanto o material selecionado foi o Tungstênio Densalloy SD180 por possuir elevada densidade, além da alta dureza, resistência a corrosão e boa resistência a altas temperaturas. Outras propriedades importantes são alta difusividade e condutividade térmica e alto ponto de fusão, sabendo que as condições que o bordo de ataque está sujeito durante o vôo são severas, chegando a temperaturas muito altas.

Para proteção térmica do extradorso e intradorso o material selecionado é o Carbono-Carbono Avançado, um compósito de carbono reforçado com fibras de carbono. Essa escolha foi feita devido às diversas propriedades deste compósito, sendo elas, resistência à fluência, módulos e limites de resistência à tração que são mantidos até temperaturas acima de 2000 K, valores relativamente altos da tenacidade à fratura, baixos coeficientes de expansão térmica, condutividades térmicas relativamente altas e suscetibilidade relativamente baixa a choques térmicos, visto que o veículo irá operar em um ambiente extremamente severo com temperaturas em torno dos 2000 K. Da mesma forma que é necessário utilizar um revestimento de cerâmica na superfície do Inconel para proteção contra a oxidação, o Carbono-Carbono Avançado também necessita deste revestimento. O processo selecionado para a deposição de cerâmica sobre a superfície do Carbono-Carbono Avançado é um processo que faz a deposição de Carbetto de Silício, aumentando a resistência à oxidação deste compósito.

Após a seleção preliminar dos materiais deve-se levar em consideração também o tipo de gerenciamento térmico que deverá ser utilizado para minimizar os efeitos indesejados causados pela elevada temperatura que o veículo ficará exposto. Dentre os tipos de gerenciamentos térmicos o que melhor se enquadra neste veículo é o “Heat sink” (estrutura dissipadora de calor), pois o Demonstrador Tecnológico 14-X S possui estrutura semelhante a do veículo aeroespacial X-15, porém é necessário utilizar em algumas regiões o gerenciamento térmico ativo devido alta carga térmica. Esse gerenciamento térmico ativo é normalmente utilizado para fluxos de calor elevados e para períodos de tempo relativamente longos. O arrefecimento é dado por convecção no sistema de propulsão, em que o calor é transferido para o líquido de arrefecimento e o refrigerante aquece carregando o calor para fora (Fig. 7). A estrutura funciona quente, mas é mantida dentro de seus limites de temperatura de operação. Este tipo de gerenciamento térmico foi utilizado no “Space Shuttle Main Engine” (Glass, 2008).

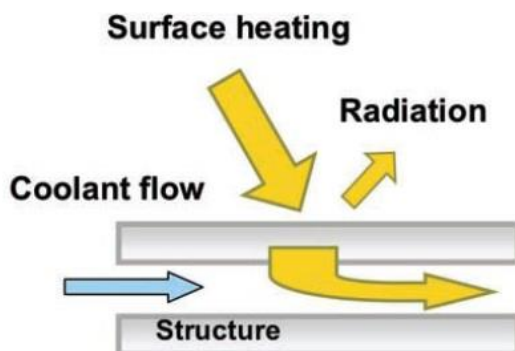


Figura 7. Esquemático sobre o Gerenciamento Térmico Ativo (GLASS, 2008)

Outro fator importante é utilizar o próprio combustível, neste caso o hidrogênio, como refrigerante, fazendo com que ele percorra a estrutura na direção a favor do escoamento (figura 8), onde sob essas condições a temperatura de injeção será algo em torno de 300 K. Quando utilizado contra o escoamento a temperatura de injeção será em torno de 1000 K. Devido à temperatura de entrada mais elevada, assumida como 1000 K, a estrutura inteira atinge uma temperatura de equilíbrio superior, e os gradientes de temperatura mais baixos, portanto deve-se utilizar o combustível fazendo com que ele percorra a estrutura na direção a favor do escoamento para que a estrutura inteira atinja uma temperatura de equilíbrio menor (MESSE, 2010).

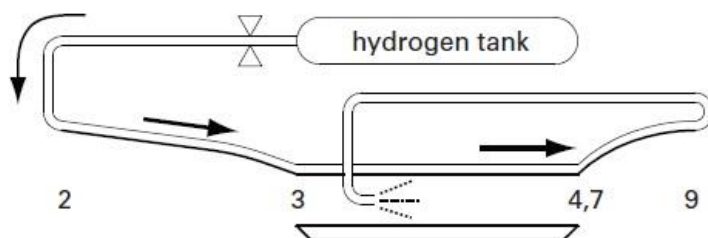


Figura 8. Refrigerante (hidrogênio) a favor do escoamento (MESSE, 2010)

4. CONCLUSÕES

Com o desenvolvimento de novos veículos aeroespaciais, como os hipersônicos, houve a necessidade da busca por novos materiais, já que o ambiente de voo desses veículos é extremamente severo do ponto de vista mecânico e térmico. A seleção preliminar de materiais estruturais e de proteção térmica para o Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S para voo atmosférico a 30 km de altitude e velocidade correspondente a número de Mach 7, foi realizada baseando-se em trabalhos já publicados e também através da busca de novos materiais para suportar as condições de voo. Os materiais selecionados com o auxílio de matrizes de decisão e de pesquisas bibliográficas, levando em consideração suas propriedades e as severas condições de voo que esses materiais estarão sujeitos, correspondem com as expectativas esperadas. Porém há a necessidade de depositar materiais cerâmicos na superfície para proteção contra a oxidação. Também com base nas pesquisas realizadas, pode-se concluir que o tipo de gerenciamento térmico que melhor se adequa ao projeto é o gerenciamento térmico ativo, e que a utilização do hidrogênio como combustível e refrigerante é uma excelente opção como mostra os estudos realizados por Messe (2010).

Portanto, com o sucesso da seleção dos materiais estruturais e de proteção térmica do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S será possível o voo atmosférico, colocando o Brasil também com uma referência na Pesquisa e Desenvolvimento de veículos hipersônicos aeroespaciais.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao CNPq pelo apoio financeiro, ao Instituto de Estudos Avançados (IEAv) e a Universidade de São Paulo (USP) pela infraestrutura e oportunidade.

6. REFERÊNCIAS

GLASS, DAVID E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681, 2008.

- COSTA, Felipe Jean da. Projeto Dimensional para Manufatura do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X. 2011. 79f. Trabalho de Graduação - FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, 2011.
- MESSE, Christian; Kliche, Daniel; WALLMERSPERGER, Thomas; KRÖPLIN, Bernd; MUNDT, Christian. Modeling and Simulation of Heat Transfer on Functionally Graded Materials for Hot Structures in Scramjet Engines. University of Stuttgart, Germany; University of the German Federal Armed Forces Munich, Germany; Technische Universität Dresden, Germany, 2010.
- HARSHA, P. T., KEEL, L. C., CASTROGIOVANNI, E. A. e SHERRILL, R. T. X-43A Vehicle Design and Manufacture. In: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2005 (AIAA 2005-3334), Capua, Italia. Anais... 2005. 9f.
- GALVÃO, Victor Alves Barros. Análise Teórico-Analítica da Aerodinâmica do Demonstrador Tecnológico scramjet VHA 14-X B a 30km de Altitude em número de Mach 7. 2013. 52f. Trabalho de Conclusão de Curso – UNIVAP de São José dos Campos, 2013.
- TELEGINSKI, Viviane; CHAGAS, D. C.; SANTOS, J. C. G.; AZEVEDO, J. F.; COSTA DE OLIVEIRA, ANA CLAUDIA; VASCONCELOS, G. LASER DEPOSITION OF ZIRCONIA COATINGS. In: VI Simpósio de Ciência e Tecnologia do Instituto de Estudos Avançados, 2015, São José dos Campos. Anais do Simpósio de Ciência e Tecnologia do Instituto de Estudos Avançados. São José dos Campos: IEAv, 2015. v. 1. p. 221-226

7. RESPONSABILIDADE AUTURAL

“The authors are the unique responsible for the content of this work”.

PRELIMINARY SELECTION OF STRUCTURAL AND THERMAL PROTECTION MATERIALS FOR 14-X S SCRAMJET TECHNOLOGICAL DEMONSTRATOR FOR ATMOSPHERIC FLIGHT AT 30 KM ALTITUDE AND SPEED CORRESPONDING OF MACH NUMBER 7

José Edmauro da Silva Junior, jose.esj@hotmail.com¹

Juliana Antunes Caltabiano Coutinho Pinto, julianacaltabiano@hotmail.com¹

Israel da Silveira Rêgo, israel.rego@ieav.cta.br²

Marco Antônio Sala Minucci, marco.salaminucci@gmail.com²

Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br²

Felipe Jean da Costa, felipejean@ieav.cta.br³

¹Escola de Engenharia de Lorena (EEL-USP), Pólo-Urbo Industrial, Gleba AI-6,s/nº, Lorena – SP, 12.602-810.

²Instituto de Estudos Avançados (IEAv), Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante - 01 - Putim, São José dos Campos - SP, 12228-001.

³ITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil

Abstract. Hypersonic aerospace vehicles with airbreathing supersonic propulsion system face extremely harsh environments for super/hypersonic flight in terms of thermal and aerodynamic loads. Thus, it is necessary to use materials that meet the thermal and aerodynamic loads without compromising the structure of the vehicle as well as embedded systems and engine efficiency scramjet. The design of new aerospace vehicles has always been accompanied by the development of new materials. History shows that new materials had to be developed, following the development of new aerospace vehicles, which highlights the use of titanium alloys for the SR-71 aircraft, superalloys of nickel (Inconel) in the X-15 project, ceramic material the "Space Shuttle Orbiter" and indicates the trend of using ceramic matrix composites for aerospace hypersonic vehicles with airbreathing supersonic propulsion system. In addition, new manufacturing methods and structural characterizations term should be developed to meet the requirements for this new generation of aerospace vehicles that experience high temperatures during your flight. The requirements for the materials used in aerospace vehicles with airbreathing supersonic propulsion system includes ability to operate at high temperatures (1300 - 2500 K), high mechanical strength at high temperatures, high toughness and low weight. The specific resistance indicates the ratio between strength and density of the material as a function of temperature. Note that the ceramic matrix composites (CMC), C/SiC (carbon and silicon carbide fiber), Advanced Carbon-Carbon (ACC), and SiC/SiC have high strength at high working temperature, justifying this so the use of these materials for aerospace hypersonic vehicles that use technology scramjet. Known geometric characteristics, the flight envelope, the premises of the project, and the estimate of the aerodynamic heating of projects similar to Technology Demonstrator "scramjet" 14-XS, one can thus use methodologies to establish the material selection criteria, maximizing the desired effect and minimizing unattractive characteristics of the materials studied.

Keywords: Scramjet, 14-X S, Hypersonic, Thermal Protection System.